

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР
Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

В.А.Борисов, Д.Ф.Пичугин, В.П.Ржевский

ДВИГАТЕЛИ И СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

У т в е р ж д е н о
редакционно-издательским
советом института
в качестве
учебного пособия

Куйбышев 1987

УДК 621.452(075)

Б о р и с о в В.А., П и ч у г и н Д.Ф., Р ж е в с к и й В.П.
Двигатели и силовые установки летательных аппаратов. Учебное
пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1987. - 87 с.

Рассматриваются принципы работы, схемы и устройство агрега-
тов ДДА. Особое внимание обращено на конструкцию деталей и сбо-
рочных единиц агрегатов двигателей, применяемые материалы и тех-
нические требования к конструкции.

Пособие предназначено для студентов авиационных специальнос-
тей, изучающих факультативно курс "Двигатели и силовые установки
летательных аппаратов".

Ил. 46, табл. I , библиогр. - 14 назв.

Рецензенты: И.Н.Д е н и с о в , А.И.И в а н о в

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЯХ И СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1. Основные понятия

Силовые или двигательные установки (СУ или ДУ) предназначены для создания тяги на летательных аппаратах (ЛА). В современных СУ используется принцип реактивного движения, основанный на отбрасывании от ЛА некоторой массы вещества, называемого рабочим телом. При этом оно пред-варительно сжимается и его потенциальная энергия увеличивается. Затем к нему подводится какая-либо энергия, что вызывает увеличение его внутренней энергии. Эти виды энергии рабочего тела в реактивном сопле преобразуются в кинетическую энергию струи, выходящей в окружающее пространство. В результате давление рабочего тела в двигателе изменяется таким образом, что в нем возникает неуравновешенная осевая сила, направленная в сторону полета и называемая тягой.

В атмосферных ЛА получили распространение силовые установки с воздушно-реактивными двигателями (ВРД), в которых используют воздух в качестве основной части рабочего тела, а его кислород - в качестве окислителя горючего.

Для полетов вне атмосферы применяются ракетные двигатели (РД), в которых источники энергии и рабочего тела находятся на борту ЛА. В ракетных двигателях может быть использована химическая, ядерная, электрическая и солнечная энергия. В современных РД в основном используют химическую энергию, поэтому такие РД иногда называют химическими ракетными двигателями (ХРД).

В ХРД рабочее тело и тепловую энергию получают в процессе химических реакций между запасенными на борту ЛА веществами, которые составляют топливо РД. В зависимости от агрегатного состояния топлива различают жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели твердого (РДТТ) и смешанного топлива (РДСТ).

Ракетные двигатели можно классифицировать по назначению.

Основные (маршевые) двигатели обеспечивают разгон ЛА. Продолжительность их работы обычно существенно больше по сравнению с остальными двигателями, размещенными на борту.

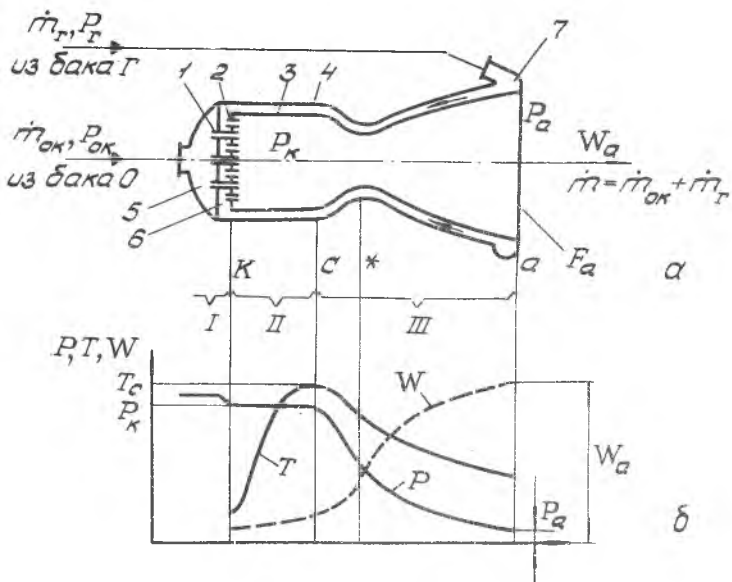
Вспомогательные двигатели устанавливаются на ЛА дополнительно к основным. Их используют в качестве стартовых, управляющих, тормозных и т.п.

Ракетные двигатели характеризуются следующими особенностями: независимостью рабочего процесса от окружающей среды. Поэтому они могут работать в космическом пространстве, в атмосфере, под водой; независимостью силы тяги от скорости движения ЛА, что позволяет получать большие тяги при высоких скоростях полета; высокой энергонапряженностью рабочего процесса, что позволяет более полно использовать ограниченный запас топлива.

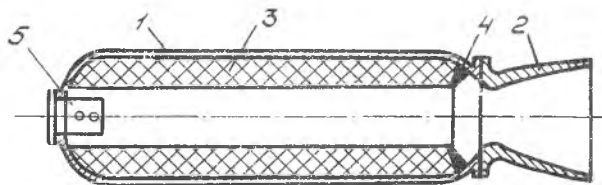
1.2. Принцип действия ракетных двигателей

Все химические ракетные двигатели имеют основной агрегат, создающий тягу и называемый камерой двигателя. Камера ЖРД, работающего на двухкомпонентном топливе, состоит из смесительной головки I и корпуса II, III (рис. 1,а). Смесительная головка I и часть корпуса II образуют камеру сгорания, где происходит смешение, испарение и горение компонентов топлива, а в сопле III продукты сгорания расширяются с увеличением скорости. Смесительная головка имеет форсунки окислителя и горючего. Стенки корпуса камеры делают, как правило, двойными. В зазоре между рубашкой 4 и стенкой 3 протекает компонент топлива (охладитель). Это позволяет увеличить температуру рабочего тела в камере и время работы стенки без ее прогара.

ЖРД имеет также системы подачи топлива и управления. С помощью системы подачи жидкий окислитель (О) подается в полость головки 5 и через форсунки I впрыскивается в камеру сгорания. В приведенной схеме горючее используется для складывания камеры. Поэтому оно подается в коллектор 7, затем по зазору между стенками поступает в полость головки 6 и через форсунки 2 также впрыскивается в камеру сгорания. При этом компоненты дробятся на мелкие капли, испаряются, перемешиваются и сгорают. В результате образуются газообразные продукты сгорания (рабочее тело), давление которых может составлять 15...20 МПа, а температура T_c - 3000...3500 К. Продукты сгорания истекают в окружающее



Р и с. 1. Схема камеры ЖРД (а) и график изменения параметров рабочего тела по длине камеры (б): I - смесительная головка; II, III - корпус камеры: I - форсунка O; 2 - форсунка Г; 3 - внутренняя стенка; 4 - наружная стенка (рубашка); 5 - полость O; 6 - полость Г; 7 - коллектор; К - сечение начала камеры сгорания; С - сечение конца камеры сгорания; * - критическое сечение, α - выходное сечение сопла



Р и с. 2. Схема камеры РДТТ:

I - камера сгорания; 2 - сопло; 3 - заряд ТРТ; 4 - бронирующее покрытие; 5 - воспламенитель

пространство через сопло. По мере движения по соплу давление и температура их уменьшаются, а скорость движения W возрастает. На выходе из сопла скорость W_a составляет 2500...4500 м/с. Характер изменения параметров газа по длине камеры представлен на рис. 1,б.

Схема камеры РДТТ показана на рис. 2. Весь заряд твердого топлива 3 в виде одной или нескольких шашек находится в камере сгорания 1, к которой присоединено сопло 2. Поэтому при одинаковых тяге и времени работы размеры камеры РДТТ значительно больше, чем камеры ЖРД. Горение твердого топлива происходит по заданным поверхностям, остальные поверхности заряда покрываются защитным (бронирующим) покрытием 4. Для зажигания заряда служит воспламенитель 5. Характер изменения параметров рабочего тела по длине сопла такой же, как в ЖРД. Подробное устройство РДТТ рассмотрено в работе [1].

Преимуществами ЖРД по сравнению с РДТТ являются более высокий удельный импульс тяги, возможность регулирования величины тяги и многократность включения двигателя. В то же время РДТТ отличается простотой конструкции и эксплуатации, высокой надежностью и постоянной готовностью к запуску.

В РДСТ один компонент топлива (чаще горючее) находится в камере в твердом состоянии, а второй в жидком виде хранится в баке. Во время работы двигателя жидкий компонент подается в камеру, где происходит процесс сгорания топлива. По сравнению с ЖРД такой двигатель получается проще по конструкции. В отличие от РДТТ в двигателе смешанного топлива можно регулировать тягу, обеспечить проточное охлаждение камеры и многократное включение.

1.3. Основные параметры ракетного двигателя

Основными параметрами, характеризующими РД, являются тяга двигателя, импульс тяги, удельный импульс тяги, удельная масса двигателя и ряд других.

Тяга двигателя — это равнодействующая осевых неуравновешенных сил, возникающих в камере под действием давления рабочего тела и давления окружающей среды.

Если двигатель имеет несколько камер, его тяга равна сумме тяг отдельных камер. Дополнительную тягу могут создавать утилизационные сопла, через которые выбрасывается отработанный в системах двигателя газ.

Для определения тяги камеры можно воспользоваться законом сохранения количества движения, из которого следует, что

$$P = \dot{m} W_a + F_a (\rho_a - \rho_H), \quad (1.1)$$

где P - тяга камеры, Н; \dot{m} - массовый расход продуктов сгорания, кг/с;

$$\dot{m} = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_r;$$

$\dot{m}_{ок}$ и \dot{m}_r - расходы окислителя и горючего соответственно (см. рис. I, a);

W_a - скорость истечения продуктов сгорания, м/с;

F_a - площадь выходного сечения сопла, м²;

ρ_a - давление в выходном сечении сопла, Па;

ρ_H - давление окружающей среды, Па.

Для сравнения тяг различных камер часто используется тяга в пустоте (при $\rho_H = 0$)

$$P_n = \dot{m} W_a + F_a \rho_a.$$

На определенной высоте полета, когда $\rho_a = \rho_H$, сопло работает на расчетном режиме и тяга равна

$$P = \dot{m} W_a. \quad (1.2)$$

Разработанные РД различного назначения имеют очень широкий диапазон тяг $P = 10^{-2} \dots 10^7$ Н.

Импульсом тяги называется величина импульса силы, передаваемого ЛА за время работы двигателя. Он определяется интегралом от тяги по времени работы

$$J = \int_0^{t_{раб}} P(\tau) d\tau,$$

где J - импульс тяги, Н·с; $t_{раб}$ - общее время работы двигателя, с.

Если тяга постоянна в течение всего $t_{раб}$, то $J = P t_{раб}$. Время работы ЖРД за полет доходит до 10 мин, РДТТ - до 120...150 с.

Удельный импульс тяги представляет собой отношение тяги к массовому расходу топлива

$$J_y = \frac{P}{\dot{m}}. \quad (1.3)$$

Удельный импульс тяги имеет размерность Н·с/кг или м/с. Действительно, на расчетном режиме работы сопла, когда тяга определяется формулой (1.2), получим $I_y = Wa$.

Удельный импульс тяги - основной параметр РД, позволяющий судить о степени совершенства рабочего процесса и эффективности применяемого топлива. В современных двигателях на земле для ЖРД $I_y = 2500 \dots \dots 4200$ Н·с/кг, для РДТТ $I_y = 2000 \dots 2600$ Н·с/кг [2].

Удельной массой двигателя называется отношение его массы к тяге:

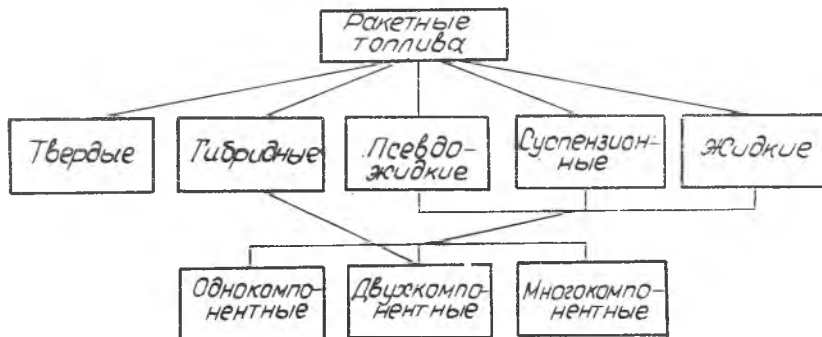
$$m_{gy} = \frac{mg}{P}$$

В ЖРД m_g включает в себя массы рамы, всех камер, агрегатов и трубопроводов, заполненных топливом (кроме массы баков и топлива в них), а в РДТТ - массы всех конструктивных элементов, кроме массы твердого топлива.

Удельная масса характеризует степень конструктивно-технологического совершенства двигателя. В ЖРД $m_{gy} = 1 \dots 1,5$ кг/кН.

1.4. Ракетные топлива

В современных ХРД для получения энергии используют химические реакции окисления и разложения молекул топлива. При этом применяют ракетные топлива, имеющие различное физическое состояние и различное число компонентов (рис.3). Под компонентом ракетного топлива понимают



Р и с. 3. Схема классификации ракетных топлив по фазовому состоянию и числу компонентов

жидкое, газообразное или порошкообразное вещество, находящееся в отдельном баке и подаваемое в двигатель по отдельной магистрали. Компонент может быть и твердым веществом, размещенным в камере двигателя. По своему составу компонент топлива представляет собой одно химическое вещество или смесь этих веществ.

Однокомпонентные топлива обладают способностью в определенных условиях (например, в присутствии катализатора) разлагаться на газообразные вещества с выделением тепла в результате химической реакции разложения или окисления. Применение такого топлива в ЖРД упрощает его конструкцию, но оно, как правило, имеет невысокие энергетические характеристики. Его обычно применяют для вспомогательных целей (например, для выработки рабочего тела турбины ТНА).

Жидкое двухкомпонентное топливо, состоящее из компонентов окислителя и горючего, является основным топливом современных ЖРД. Энергия в этом случае получается в результате химической реакции окисления (горения). В многокомпонентном топливе, кроме двух основных компонентов, имеются дополнительные, которые вводятся в двигатель, чтобы, например, изменить температуру горения или снизить молекулярную массу продуктов сгорания.

Требования к ракетным топливам:

1. Обеспечение максимального удельного импульса тяги J_y при прочих равных условиях.

2. Высокая плотность, так как при этом уменьшаются габариты и масса конструкции ЛА.

3. Химическая и физическая стабильность.

4. Простота получения, хранения и эксплуатации.

Рассмотрим более подробно жидкие двухкомпонентные топлива.

Горючим называется компонент ракетного топлива, окисляющийся в процессе горения. Вообще же горючее может содержать окислительные элементы, но в недостаточном количестве (например, этиловый спирт C_2H_5OH). Окислителем называется компонент ракетного топлива, служащий для окисления горючего в процессе горения (например, азотная кислота HNO_3).

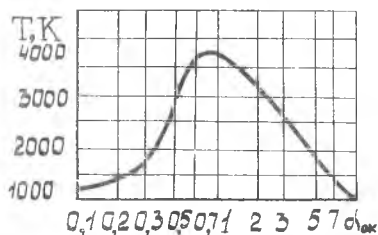
Доли окислителя и горючего в топливе определяются величиной K_m , называемой массовым соотношением компонентов. Если известны расходы \dot{m}_{OK} и \dot{m}_r через камеру, то

$$K_m = \frac{\dot{m}_{OK}}{\dot{m}_r}.$$

Стехиометрическим соотношением компонентов K_{m0} называют соотношение, при котором топливо содержит минимальное количество окислителя, необходимое лишь для полного окисления 1 кг горючего. Обычно действительная величина K_m отличается от K_{m0} . Это различие характеризуется коэффициентом избытка окислителя

$$\alpha_{OK} = \frac{K_m}{K_{m0}}, \quad (I.4)$$

При определенной величине α_{OK} , близкой к единице, удельный импульс тяги максимален. При этом окислителя расходуется в несколько раз больше, чем горючего.



Р и с. 4. Зависимость температуры продуктов сгорания топлива жидкий кислород+керосин от α_{OK} при $P_k = 10$ МПа [4]

Если $\alpha_{OK} < 1$, топливо содержит избыток горючего. Наоборот, при $\alpha_{OK} > 1$ топливо имеет избыток окислителя. Величина α_{OK} при данном давлении определяет молекулярный состав и температуру продуктов сгорания (рис. 4).

Плотность двухкомпонентного жидкого топлива можно найти из выражения

$$\rho_T = \frac{m_{OK} + m_T}{V_{OK} + V_T},$$

где m_{OK} и m_T — массы компонентов в баках; V_{OK} и V_T — объемы соответствующих баков.

Жидкие компоненты по интервалу температуры, в котором они сохраняют жидкое состояние, разделяются на высококипящие, низкокипящие и криогенные. Высококипящие компоненты имеют температуру кипения выше, чем максимальная температура эксплуатации, и их можно длительно хранить в герметичном баке без потерь. Низкокипящие компоненты имеют температуру кипения ниже максимальной температуры эксплуатации. При хранении такого компонента в герметичном баке необходима установка предохранительного клапана для стравливания пара при избыточном давлении. У криогенных компонентов критическая температура ниже температуры эксплуатации, поэтому их баки желательно еще и теплоизолировать. Очевидно, с точки зрения эксплуатации наиболее удобны высококипящие компоненты, а наименее — криогенные.

Двухкомпонентные топлива могут быть самовоспламеняющимися и не-самовоспламеняющимися. К первым относятся такие топлива, воспламенение

которых происходит в условиях камеры сгорания при контакте компонентов в жидком состоянии. Для воспламенения несамовоспламеняющихся топлив требуются средства зажигания.

Двухкомпонентные топлива принято также разделять в зависимости от вида окислителя. Наиболее широкое распространение получили кислородное топливо (окислитель - жидкий кислород O_2), азотнокислотное топливо (окислитель - азотная кислота HNO_3) и азоттетроксидное топливо (окислитель - азотный тетроксид N_2O_4). Параметры нескольких ЖРТ приведены в таблице.

Параметры некоторых ЖРТ [3]

Окислитель	Горючее	γ_u , Н·с/кг	ρ_T , кг/м	$T_{кип}$ окислителя, К	$T_{кип}$ горюче- го, К	Характеристика топлива
Жидкий кислород (O_2)	Жидкий водород (H_2)	3920	350	90	20	Низкокипящее, криогенное
Жидкий кислород (O_2)	Керосин	3040	1010	90	420...550	То же
Азотная кислота (HNO_3)	Керосин	2600	1320	359	420...550	Высококипящее
Азотный тетроксид (N_2O_4)	Керосин	2800	1270	294	420...550	То же

Примечание. $T_{кип}$ при нормальном давлении.

Кислородное топливо с жидким водородом в качестве горючего обеспечивает наибольший γ_u из всех топлив, применяемых в настоящее время. Недостатком его, помимо низкой температуры кипения, является малая плотность H_2 , что приводит к необходимости увеличения бака горючего.

Азотнокислотные и азоттетроксидные топлива имеют меньший γ_u , чем кислородные. Однако применение этих окислителей позволяет длительное время держать ЛА в снаряженном состоянии.

Вид ЖРТ влияет на конструкцию и технологию изготовления деталей двигателя. В первую очередь это влияние сказывается на выборе материалов деталей. Так, детали, соприкасающиеся с азотной кислотой, необхо-

димо изготавливать из никелевых сплавов, хромоникелевых сталей или алюминия.

При низкой температуре происходит охрупчивание конструкционных материалов. Поэтому при использовании криогенных компонентов (например, жидких O_2 и H_2) приходится применять аустенитные стали, алюминий, медь и их сплавы, у которых снижение пластичности при уменьшении температуры незначительное. При использовании O_2 деталь следует тщательно обезжиривать, так как даже следы органического масла на ее поверхности могут стать причиной взрыва.

1.5. Области применения ракетных двигателей

Ракетные двигатели используют в силовых установках ракет военного применения и ракет-носителей, которые служат для вывода в межпланетное пространство космических летательных аппаратов (КЛА) различного назначения. Ракетными двигателями оснащены и сами КЛА, с помощью которых Советский Союз первым в мире начал исследования космического пространства в мирных целях. В настоящее время эти исследования в нашей стране успешно продолжаются.

1.5. Требования к ракетным двигателям

Технические требования, которые предъявляются к двигателю с точки зрения его пригодности для выполнения поставленной задачи:

- 1) экономичность работы (высокий η_y);
- 2) малая удельная масса ($m_{г.у}$) и компактность;
- 3) надежность работы в течение заданного времени;
- 4) устойчивость работы на всех режимах.

Производственно-экономические требования:

- 1) простота конструкции и технологичность изготовления;
- 2) максимальное значение коэффициента использования материалов;
- 3) применение недефицитных, дешевых материалов;
- 4) возможно больший процент унифицированных и нормализованных конструктивных элементов.

Эксплуатационные требования:

- 1) удобство и безопасность обслуживания;
- 2) доступность осмотра, проверки и замены агрегатов;
- 3) возможность длительного хранения и транспортировки на большие расстояния.

К ракетным двигателям могут быть также предъявлены требования с точки зрения защиты окружающей среды. Эти требования в первую очередь налагают ограничения на применяемые топлива, продукты сгорания которых не должны наносить ущерба окружающей среде.

Следует иметь в виду, что многие требования противоречат друг другу. Так, часто технологичность двигателя находится в противоречии с его экономичностью или надежностью работы. Поэтому конструктор вынужден идти на компромиссные решения, стремясь в первую очередь выполнить те требования, которые для данного типа двигателя важнее.

Выполнение требований и поиск компромиссных решений начинается при проектировании двигателя на этапе анализа технического задания. Этот процесс продолжается на всех стадиях разработки конструкторской документации и при опытной отработке двигателей. Возможности выполнения основных требований рассматриваются при изучении конструкции отдельных агрегатов. В разделе 6 рассмотрены конструкторские пути выполнения технологических требований.

2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С ЖРД

2.1. Системы ДУ

Жидкостный ракетный двигатель показан на рис. 5.

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) состоит из одного или нескольких ЖРД, пневмогидравлической системы подачи топлива и вспомогательных устройств.

Для работы ЖРДУ необходимо предусмотреть возможность заправки топливных баков, проверки работоспособности агрегатов перед запуском, подачи компонентов топлива в заданном соотношении и при определенном давлении в камеру и т.д. Эти задачи выполняются в ЖРДУ при помощи соответствующих систем.

Система — это совокупность устройств, выполняющих какую-либо определенную функцию в ДУ. Устройства системы соединены между собой трубопроводами, электрическими кабелями или механическими связями.

Требования к системам ДУ:

- 1) минимальные потери ζ_{Σ} при работе;
- 2) минимальная масса;
- 3) малая инерционность при переходе с режима на режим и устойчивая работа на всех режимах;

4) высокая надежность.

Рассмотрим устройство и работу системы подачи топлива и некоторых систем управления ДУ.

2.2. Системы подачи топлива

Системой подачи топлива (СПТ) называется совокупность элементов конструкции, обеспечивающих подачу компонентов топлива из баков в камеру двигателя в нужных количествах при определенном давлении.

В СПТ входят:

баки для хранения горючего, окислителя и вспомогательных веществ;

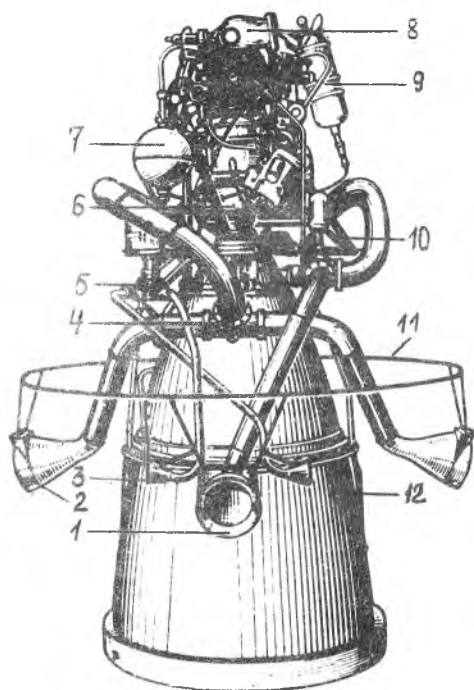
агрегаты для создания необходимого давления подачи рабочих веществ к местам их использования;

трубопроводы и другие соединительные элементы;

арматура, обеспечивающая нормальную работу системы (заборные устройства баков, клапаны, дроссельные шайбы, реле и др.).

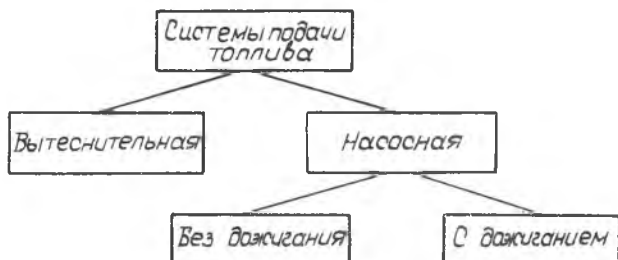
Для создания высокого давления компонентов топлива и подачи их в камеру требуются значительные затраты энергии. Поэтому СПТ выделяется среди других систем ДУ по затратам энергии и массе агрегатов. Принципиальная схема ДУ с ЖРД представляет собой прежде всего схему СПТ.

Разработан ряд схем СПТ, имеющих различную сложность и позволяющих получать различный $\gamma_{\text{у}}$. В настоящее время применяют ЖРД с вы-



Р и с. 5. Общий вид ЖРД РД-119, установленного на второй ступени ракеты-носителя "Космос": 1,2 - сопла системы управления ступенью ракеты по тангажу и рысканию; 3 - сопла системы управления по крену; 4,5 - распределители газа, выходящего из турбины; 6 - камера; 7 - баллон сжатого газа; 8 - ТНА; 9 - ПТ; 10 - рама; 11 - монтажное кольцо; 12 - дренажная трубка

теснительной и насосной подачей топлива (ВНТ и НТН) (рис.6). Системы с НТН могут быть без дожигания и с дожиганием генераторного газа в камере двигателя.



Р и с . 6. Классификация систем подачи топлива

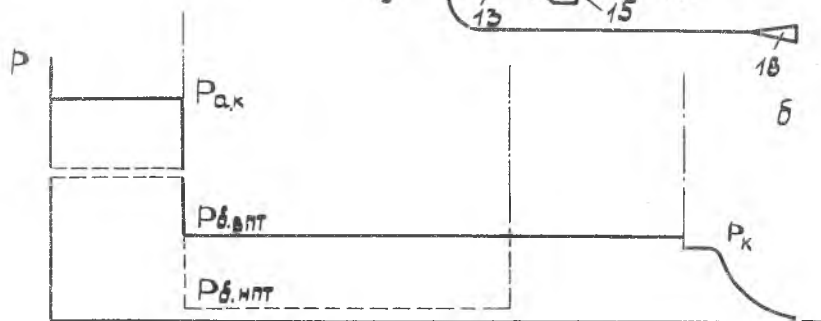
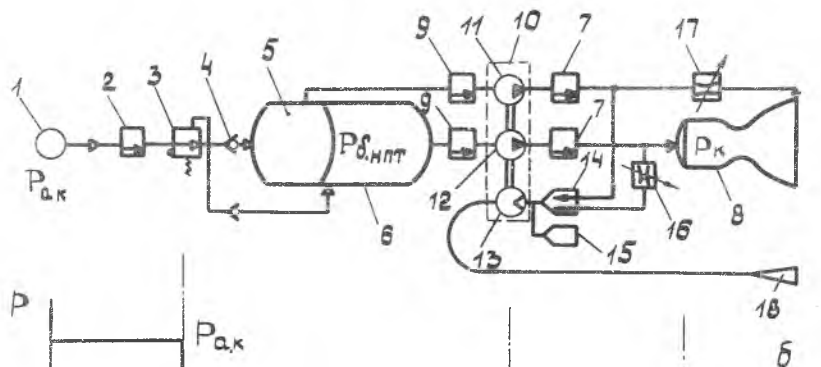
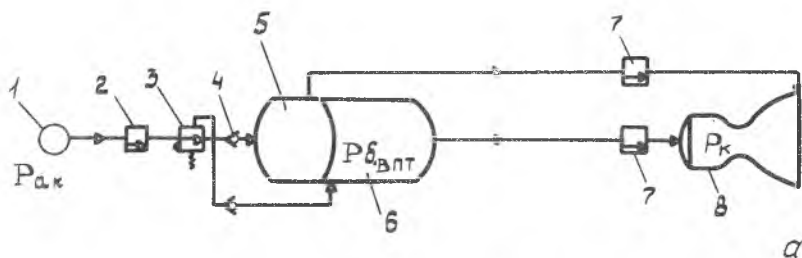
2.3. Системы с вытеснительной подачей топлива

В системах с ВНТ для подачи компонентов топлива из баков в камеру используют потенциальную энергию сжатого газа. Схема такой системы показана на рис.7,а. Основным устройством системы подачи является аккумулятор давления I, который часто выполняется в виде баллона со сжатым газом (воздухом, азотом, гелием). В этом случае он называется газовым аккумулятором давления (ГАД). Начальное давление в баллоне $P_{ак} = 15...30 \text{ МПа}$.

При открытии клапана 2 в момент запуска двигателя сжатый газ поступает в редуктор давления 3, где его давление снижается до требуемого значения. Затем через обратные клапаны 4 газ поступает в баки 5 и 6, в которых устанавливается давление $P_{двнт}$ (рис.7,в). При открытии главных клапанов 7 компоненты топлива поступают в камеру 8. Во время работы двигателя давление в баллоне I падает, а в баках остается постоянным, что обеспечивается редуктором давления. Обратные клапаны 4 необходимы, чтобы исключить смешение паров компонентов в трубопроводах.

Размеры и масса аккумулятора давления могут быть уменьшены, если газ на выходе из баллона подогревать или вместо баллона со сжатым газом установить жидкостный или твердотопливный газогенераторы.

Очевидно, что в ВНТ в течение всего времени работы должно быть $P_{ак} > P_{б} > P_{к}$, причем



Р и с. 7. Схемы систем вытеснительной (а) и насосной (б) подачи топлива и графики (в), иллюстрирующие изменение давления в их магистралях: I - аккумулятор давления; 2 - клапан; 3 - редуктор давления; 4 - обратные клапаны; 5 - бак горючего; 6 - бак окислителя; 7 - главные клапаны; 8 - камера; 9 - разделительные клапаны; 10 - ТНА; 11 - насос горючего; 12 - насос окислителя; 13 - турбина; 14 - ГТ; 15 - твердотопливный газогенератор; 16, 17 - регулируемые дроссели; 18 - утилизационное сопло

$$P_{\text{б.ВПТ}} = P_{\text{к}} + \sum p_i,$$

где $P_{\text{б}}$ - давление в баке; $\sum p_i$ - сумма гидравлических потерь на участке магистрали от баков до камеры.

Из графика на рис. 7, в видно, что система подачи, включая и баки нагружена давлением, большим $P_{\text{к}}$. Поэтому с увеличением времени работы или тяги двигателя быстро растет масса системы подачи топлива. Преимущество системы с ВПТ - простота конструктивного исполнения и высокая надежность, а основной недостаток - быстрый рост массы ДУ при $P_{\text{к}} > 2$ МПа.

2.4. Системы с насосной подачей топлива

В системах с НПТ (рис. 7, б) для повышения давления топлива перед камерой используется механическая энергия вращения насосов, привод которых осуществляется газовой турбиной. Насосы, объединенные в единый блок с турбиной, называются турбонасосными агрегатами (ТНА). Газ для турбины в современных ЖРД обычно получают в двухкомпонентных газогенераторах (ГГ). По устройству газогенератор аналогичен камере двигателя, но в нем отсутствует сопло. При НПТ баки также наддуваются с помощью вытеснительной системы, которая в этом случае называется системой наддува баков. Назначение этой системы - подача топлива к насосам и обеспечение их бескавитационной работы. Однако при НПТ в баках достаточно иметь небольшое давление $P_{\text{б.НПТ}} \ll P_{\text{к}}$ (см. рис. 7, в). Обычно $P_{\text{б.НПТ}} = 0,1 \dots 0,6$ МПа [3]. Поэтому масса баков будет существенно меньше, чем при ВПТ. Это преимущество НПТ особенно заметно при $P_{\text{к}} > 2$ МПа, при больших времени работы и тяге двигателя.

Недостаток системы с НПТ по сравнению с ВПТ - сложность системы и ее элементов (ТНА и ГГ).

2.4.1. Двигатели без дожигания

Схема двигателя без дожигания представлена на рис. 7, б. При запуске двигателя клапан 2 открыт и баки наддуваются. Топливо при открытии клапанов 9 поступает на вход в насосы II и I2. В насосах давление его повышается до величины, большей $P_{\text{к}}$, и при открытии клапанов 7 оно подается в камеру. Небольшая часть компонентов топлива после насосов

поступает в ГТ I4 и сгорает. Образовавшиеся при этом газы вращают турбину I3, а затем истекают через утилизационное сопло I8 для получения дополнительной тяги. Материалы лопаток турбин ТНА по условиям прочности допускают температуру газа не более 1200 К. Для получения такой температуры в ГТ выбирают коэффициент избытка окислителя, существенно меньший или больший единицы (см.рис.4).

В ЖРД без дожигания для получения газа с допустимой температурой в газогенератор обычно подают избыток горючего ($\alpha_{ок} = 0,1...0,3$ [3]). При этом образуется восстановительный газ, менее агрессивный и имеющий большую газовую постоянную, чем окислительный. После турбины газ истекает через утилизационное сопло при гораздо более низкой температуре, чем температура газа в камере, и его расширение происходит при меньшем перепаде давления, чем на сопле камеры. Поэтому удельный импульс тяги утилизационного сопла невелик.

По сравнению с ВГТ система НГТ без дожигания позволяет в несколько раз поднять давление p_k , что ведет к увеличению удельного импульса.

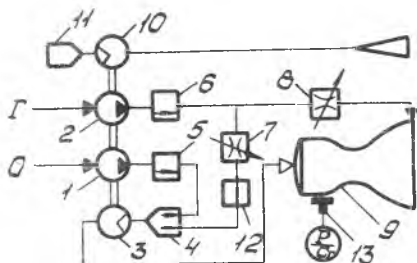
Однако с увеличением p_k потребная мощность насосов растет быстрее и приходится подавать все больше компонентов топлива в газогенератор. Растут потери ζ_y двигателя, связанные с выбросом рабочего тела после турбины. При давлении $p_k > 8...10$ МПа [4] эти потери становятся больше, чем прирост ζ_y , вызванный увеличением p_k . Поэтому в ЖРД без дожигания дальнейшее увеличение p_k нецелесообразно.

В связи с относительной простотой и высокой надежностью ЖРД без дожигания применяются на верхних ступенях ракет-носителей и КДА.

2.4.2. Д в и г а т е л и с д о ж и г а н и е м

В ЖРД с дожиганием генераторного газа в камере (рис.8) уст-
ра-

Р и с.8. Схема насосной подачи топлива с дожиганием: I-насос окислителя; 2-насос горючего; 3-турбина; 4-ГГ; 5, 6-главные клапаны; 7, 8-регулирующие дроссели; 9-камера; 10-пусковая турбина; 11-твердотопливный газогенератор; 12-нормально открытый клапан ГГ; 13-датчик давления



няются потери химической энергии, связанные с выбросом газа после турбины в окружающую среду. Кроме того, появляется возможность еще более увеличить давление в камере *Рк*.

С целью упрощения системы подачи обычно в газогенератор один из компонентов топлива поступает полностью, а второй частично, чтобы температура генераторного газа была в допустимых пределах. После турбины генераторный газ в качестве одного из компонентов поступает в камеру.

Если горючим является жидкий водород, то целесообразно полностью подавать в газогенератор именно его. В этом случае в ГГ образуется восстановительный газ. При полной газификации углеводородного горючего (например, керосина) выделяются сажа и смола, которые могут забить форсунки, что нарушит нормальное протекание процессов в камере. Поэтому при таком горючем обычно в газогенератор подают весь расход окислителя. Вследствие агрессивности окислительного газогенераторного газа температуру его приходится снижать.

На рис. 8 приведена схема ЖРД с дожиганием при углеводородном горючем. Баковая часть системы подачи компонентов до насосов ТНА такая же, как на рис. 7, б, и поэтому она не показана.

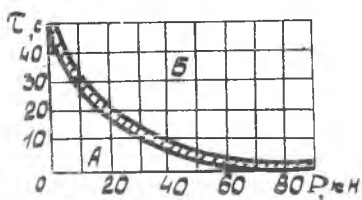
При работе двигателя окислитель из насоса I через открытый клапан 5 подается в газогенератор 4. Туда же через регулятор 7 и клапан I2 поступает небольшая часть горючего. Тепло, получаемое при сгорании горючего в ГГ, идет на испарение окислителя и подогрев его паров. Образовавшийся газ вращает турбину 3 и затем поступает в камеру 9 как окислитель. Основная часть горючего через регулятор 8 также подается в камеру.

ЖРД с дожиганием по сравнению с двигателями без дожигания позволяют получить более высокий *Ду*. Однако эти двигатели конструктивно сложнее, и их доводка требует больших затрат средств и времени.

2.5. Области использования систем подачи топлива

Области использования различных систем подачи топлива прежде всего определяются возможностью получения максимального *Ду* при минимальной массе *ДУ*.

На рис. 9 показана кривая зависимости времени работы τ от величины тяги P для двигателей с ВПТ и НПТ при условии, что они имеют одинаковую удельную массу. В области *A*, расположенной ниже кривой, удельная масса *ДУ* с ВПТ будет меньше, чем масса *ДУ* с НПТ.



Р и с.9. Области применения ЖРД:
А - с ВПТ и Б - с НПТ

В области Б масса ДУ с НПТ будет меньше массы ДУ с ВПТ. При выборе двигателя в этой области следует иметь в виду, что ЖРД с дожиганием имеют более высокий удельный импульс, но в связи с более высокими давлениями в системе удельная масса их также обычно больше, чем у ЖРД без дожигания. Анализ показывает, что для первой ступени ракет целесообразно иметь максимальный $I_{уд}$, даже если увеличение $I_{уд}$ сопряжено с ростом массы двигателя. Для второй и третьей ступеней ракеты важно иметь двигатели с малой удельной массой. В двигателях этих ступеней, работающих уже в пустоте, можно получить большую степень расширения газа в сопле при невысоких $P_{к}$. Поэтому для первых ступеней ракет, особенно если требуются высокие тяги, целесообразно применять двигатели с дожиганием. Для верхних ступеней ракет в некоторых случаях выгоднее двигатели без дожигания.

При окончательном выборе типа системы подачи топлива учитывают также ее сложность, время и средства, необходимые для доводки двигателя до заданной степени надежности, и другие факторы.

2.6. Системы автоматического управления ДУ

Управление ДУ в большинстве случаев осуществляется автоматически. На современных ЛА управляющее устройство выполняется на основе бортовой ЭВМ, в которую закладывается программа управления ДУ на всех этапах ее работы. На двигателе установлены в основном исполнительные и контролируемые устройства систем автоматического управления (САУ). Управляющее устройство подает электрические сигналы (команды) на срабатывание соответствующих исполнительных устройств.

В общем случае ДУ может иметь следующие основные системы [5]:

- управления запуском;
- изменения режима работы;
- автоматического регулирования параметров;
- управления остановом.

Рассмотрим принцип действия и некоторые особенности работы этих систем.

2.6.1. Системы управления запуском

Основное требование к этим системам - безаварийность запуска при малом времени его протекания и небольших перегрузках.

Перед запуском двигатель приводится в пусковую готовность (системы находятся в исходном положении, все емкости заправлены). Система управления запуском должна перевести ДУ из состояния пусковой готовности к работе на заданном режиме. Для этого обычно необходимо выполнить следующие операции:

1. Надуть баки до давления $p_{\text{с}}$.
2. Заполнить компонентами насосы ТНА (для НПТ).
3. Раскрутить ТНА.
4. Включить зажигание в камере и ИГ.
5. Подать компоненты в камеру и ИГ.

Кроме этих операций, часто перед подачей компонентов делают продувку магистралей инертным газом. Таким путем удаляют из магистралей посторонние вещества. Если компоненты криогенные, то начальная температура деталей системы подачи топлива существенно выше температуры компонентов. Поэтому при заполнении системы компоненты вскипают. Чтобы система была заполнена не парами, а жидкостью, проводят захолаживание магистралей, например, путем стравливания паров компонентов за борт ЛА.

Операции 1, 2 и 5 обычно выполняются открытием соответствующих клапанов. Так, для схемы, изображенной на рис. 7,б, операция 1 выполняется открытием клапана 2, операция 2 - открытием клапанов 9. При работающем ТНА операция 5 выполняется открытием клапанов 7.

Для раскрутки ТНА часто применяют твердотопливный газогенератор (ТГГ). Он представляет собой прочный корпус, в котором размещен заряд твердого топлива и пирозапал для его воспламенения. Время работы ТГГ доходит до 1 с [6]. В ЖРД без дожигания газы ТГГ направляются прямо в турбину ТНА (см. рис. 7,б, поз. 15). В ЖРД с дожиганием (см. рис. 8) газы ТГГ подаются на пусковую турбину Ю. После запуска двигателя эта турбина отключается муфтой обгона. Применение пусковой турбины позволяет исключить возможность засорения форсунок головки камеры твердыми частицами газа, вырабатываемого ТГГ.

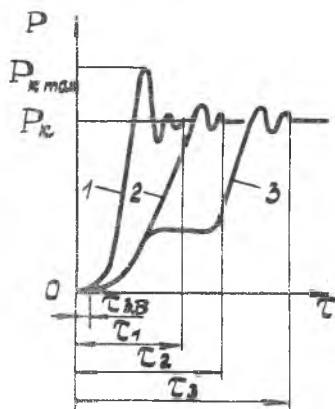
Операция 4 необходима только в случае применения несамовоспламеняющихся компонентов топлива. Для зажигания компонентов используют

различные запальные устройства. Широкое распространение получили пиротехнические, химические, электрические и другие запальные устройства.

Пиротехническое зажигание применяется в ЖРД однократного включения. На головке камеры и ГТ устанавливаются пиросвечи, аналогичные по конструкции газогенератору ГГ. Подбирая состав и массу заряда пиросвечи, можно получить факел пламени, достаточный для воспламенения топлива.

Химическое зажигание обеспечивается с помощью дополнительных пусковых компонентов, являющихся самовоспламеняющимися.

Основным элементом электрического запального устройства является электроискровая свеча, аналогичная используемым в ВРД. Электрическое зажигание обеспечивает многократное включение двигателя.



Р и с.10. Характер изменения давления в камере двигателя при пусковом (1), плавном (2) и ступенчатом (3) запусках; τ_1 , τ_2 , τ_3 — время пускового, плавного и ступенчатого запуска

При подаче компонентов в камеру возможен заброс давления, вызывающий перегрузку в элементах конструкции. Если сразу подать полный расход компонентов в камеру, то нарастание давления в ней происходит по кривой 1 (рис.10). Такой запуск сопровождается резким хлопком и называется пусковым. Одной из причин заброса давления является то, что компоненты воспламеняются не сразу после поступления в камеру, а спустя время задержки воспламенения $\tau_{зв}$. К моменту воспламенения в камере успевает накопиться некоторое количество компонентов, горение которых и вызывает заброс давления. Перегрузка конструкции при этом оценивается коэффициентом перегрузки по давлению

$$n_{\text{пуск}} = \frac{P_{k \max}}{P_k}$$

В связи с высоким $n_{\text{пуск}}$ пусковой запуск применяется в двигателях, имеющих небольшие тягу и P_k , а также в тех случаях, когда нужна быстрота запуска (например, в ДУ зенитных управляемых ракет).

Для однокамерных ЖРД средних и больших тяг применяется плавный запуск. Воспламенение компонентов в камере происходит при малом на-

чальном расходе с последующим его нарастанием до расчетного (кривая 2). Достигается это постепенным увеличением частоты вращения ТНА.

Для многокамерных ЖРД с целью повышения надежности применяется ступенчатый запуск. Он характерен введением режима (или режимов) предварительной работы двигателя, на котором двигатель выдерживает некоторое время (кривая 3), чтобы проконтролировать правильность запуска всех камер.

Перегрузки камеры при плавном или ступенчатом запуске гораздо ниже, чем при пушечном, но при этом увеличивается время запуска и, следовательно, дополнительный расход топлива.

2.6.2. Системы управления режимом работы ДУ

Режим работы ДУ в первую очередь характеризуется тягой. Изменение тяги особенно важно для ДА, которым во время полета необходимо выполнять маневры. В этом случае применяют многорежимные ЖРД, имеющие систему изменения величины тяги. Из выражения $P = \gamma_y \dot{m}$ видно, что управлять тягой можно изменяя γ_y или \dot{m} . Изменение γ_y может быть легко достигнуто изменением соотношения компонентов K_m . Так как расчетное K_m соответствует максимальному γ_y , то изменением K_m можно только уменьшать γ_y с потерей экономичности. Поэтому основной способ управления величиной тяги - это изменение расхода \dot{m} при $K_m = const$.

Максимальная тяга достигается при максимальном расходе топлива \dot{m}_{max} , который допускается по прочности и жаростойкости камеры. Минимальная тяга (до $\sim 20\%$ от номинальной тяги [6]) получается при минимально допустимом расходе \dot{m}_{min} . Дальнейшее уменьшение расхода ограничено началом неустойчивого горения топлива или перегревом камеры. В пределах от \dot{m}_{min} до \dot{m}_{max} тяга прямо пропорциональна расходу топлива.

В ЖРД с ВПТ изменение тяги (в сторону уменьшения) может быть осуществлено установкой в магистралях компонентов перед камерой регулируемых дросселей. При поступлении команд из системы управления дроссели изменяют проходное сечение и расходы компонентов.

В ЖРД с НПТ обычно уменьшение или увеличение расхода топлива в камеру производят путем изменения частоты вращения ротора ТНА. Для этого на магистралях подачи компонентов топлива в ГТ ставят регулируемые дроссели. В схеме, приведенной на рис. 7,б, на магистрали подачи

окилителя в ГГ установлен дроссель 16, который изменяет его расход и, следовательно, расход и температуру газа, вырабатываемого ГГ. На основном режиме работы двигателя температура газа в ГГ обычно соответствует максимально допустимой температуре. Поэтому ее можно только уменьшать.

В двигателях без дожигания иногда ставят регулируемые дроссели на магистралях подачи в ГГ обоих компонентов. Изменяя расходы компонентов, они поддерживают их постоянное соотношение, а следовательно, и постоянную температуру в ГГ.

В двигателях с дожиганием один из компонентов полностью проходит через ГГ. При изменении подачи второго компонента всегда изменяется соотношение компонентов и температура газов в ГГ. На схеме, показанной на рис. 8, для этого служит регулируемый дроссель 7.

Кроме запрограммированного заранее изменения тяги, в ЖРД ракетносителей предусмотрено и оперативное ее изменение по сигналам системы регулирования кажущейся скорости (РКС) полета. Кажущаяся скорость определяется дифференцированием кажущегося ускорения, которое равно действительному ускорению полета ЛА за вычетом ускорения силы тяготения Земли. Кажущееся ускорение измеряют инерционными акселерометрами. Если это ускорение под действием случайных возмущений на ЛА отклоняется от программного, то ЭВМ подает команду на тот же регулируемый дроссель для изменения тяги ЖРД.

Для изменения направления полета необходимо создать управляющий момент относительно центра масс ЛА. Поэтому в кормовой части ЛА устанавливают рулевые агрегаты (рулевые двигатели, камеры, сопла), оси которых в нормальном положении параллельны оси ЛА. При отклонении этих агрегатов от нормального положения создаются боковая сила и, соответственно, управляющий момент. Для этой же цели могут использоваться основные камеры или двигатели ДУ, которые в этом случае крепятся к ЛА шарнирно или на карданном подвесе.

Кроме изменения величины тяги и ее направления, в ЛА с большим запасом топлива стремятся обеспечить одновременное опорожнение топливных баков. В этом случае будет получена минимальная конечная масса ЛА. Для выполнения этого условия применяют систему синхронного опорожнения баков (СОБ), датчиками которой являются уровнемеры, установленные в топливных баках, а исполнительным устройством — дроссели 17 и 8 (см. рис. 7, б и 8 соответственно). В результате работы системы СОБ режим работы камеры изменяется (χ_m в камере отклоняется от расчетного значения), и система изменения тяги должна соответственно увеличить ее или уменьшить до расчетной величины.

2.6.3. Системы автоматического регулирования параметров ДУ

Основными регулируемыми параметрами ДУ являются тяга P и соотношение компонентов в камере K_m . Перед сдачей двигателя в эксплуатацию производится его настройка для обеспечения заданных значений параметров (P и T_y). Настройка заключается в определении путем проливок действительных гидравлических сопротивлений агрегатов и в постановке дроссельных шайб, обеспечивающих необходимые расходы.

Однако на работу ДУ влияют случайные факторы, например отклонения от расчетных значений температуры компонентов, ускорения ЛА и др. Поэтому, когда требуется высокая точность поддержания P и T_y , применяют системы автоматического регулирования, которые характеризуются наличием обратной связи по регулируемому параметру.

Система регулирования P в качестве измерителя может использовать датчик давления газа в камере сгорания, показания которого для данной камеры пропорциональны тяге. Эти показания в управляющем устройстве сравниваются с заданными значениями, и при их различии вырабатывается команда на регулируемые дроссели, управляющие тягой двигателя. Так, например, при уменьшении давления газа в камере бортовая ЭВМ, сравнив сигнал от датчика давления с программной величиной, подает команду на увеличение проходных сечений регуляторов 16 и 7 с тем, чтобы довести величину тяги до заданной (см.рис.7,6 и 8 соответственно).

Система регулирования соотношения компонентов в камере позволяет поддерживать значение K_m в допустимых пределах, обеспечивающих максимальный T_y . Датчиками этой системы могут быть расходомеры, установленные в магистралях подачи компонентов топлива, а исполнительным устройством – дроссель 17 (см.рис.7,6) или 8 (см.рис.8). Если величина K_m по показаниям датчиков отклоняется от заданной, то с помощью этих дросселей она возвращается к исходному значению.

Следует иметь в виду, что СОВ и система регулирования K_m в камере несовместимы, т.е. в двигателе используется или та, или другая система.

2.6.4. Системы управления остановом ДУ

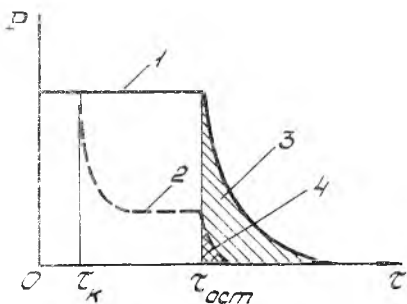
Останов двигателя происходит при прекращении подачи компонентов топлива в камеру. В зависимости от назначения и условий эксплуатации ЛА используется один из следующих способов останова ДУ:

после израсходования одного из компонентов топлива;
 на основном режиме работы;
 на конечном режиме работы.

Способ останова с израсходованием одного из компонентов применяется на первых ступенях космических ракет, стартовых двигателях самолетов и в других случаях, когда момент останова двигателя строго не обусловлен и нужно максимально использовать топливо. В ДУ с ИПТ после выработки одного из компонентов процесс в камере прекращается, а остатки второго компонента могут быть удалены через камеру. В ДУ с ИПТ при малых остатках топлива в баках насосы начинают работать неустойчиво. Поэтому в баках устанавливаются датчики минимально допустимого уровня жидкости, по сигналу которых подается команда на останов двигателя. Выполняется эта команда путем закрытия главных клапанов. В схеме, показанной на рис. 7, б, при закрытии клапанов 7 одновременно прекращается подача компонентов в ГГ и камеру. Для уменьшения гидравлического удара при закрытии главных клапанов целесообразно выключить ГГ несколько раньше, чем камеры. Этого можно достичь, установив отдельные клапаны на магистралях подачи компонентов в ГГ. Так, в схеме, показанной на рис. 8, можно вначале закрыть клапан 12, а затем - главные клапаны 5 и 6.

Второй и третий способы останова применяются, когда момент выключения двигателя определяется какими-либо условиями (например, достижением ЛА строго определенной скорости). Обеспечивается останов закрытием клапанов. Однако тяга исчезает не сразу, а уменьшается постепенно по мере выгорания топлива, оставшегося в магистралях за клапанами. Заштрихованная площадь 3 под кривой на рис. II представляет собой возникающий при этом дополнительный импульс, который называется

импульсом последствия тяги (ИПТ). Этот импульс, характерный для первого и второго способов останова, может изменить конечную скорость ЛА. Поэтому второй



Р и с. II. Изменение тяги ДУ при останове на основном и конечном режиме работы: 1-основной режим; 2-конечный режим; 3, 4-ИПТ при останове на основном и конечном режимах работы; t_k - начало перехода на конечный режим; $t_{ост}$ - начало останова

способ останова применяется в основном при выключении двигателя небольших тяг (в этом случае ИПТ невелик).

Если скорость ЛА в момент выключения двигателя должна быть выдержана точно, применяется третий способ останова. Перед остановом производится уменьшение тяги и устанавливается конечный режим работы ДУ. В момент достижения заданной скорости ЛА производится останов. При этом способе уменьшаются ИПТ (заштрихованная площадь 4) и величина давления при гидроударах в магистралях компонентов в момент закрытия главных клапанов.

3. КАМЕРА ДВИГАТЕЛЯ

3.1. Особенности и требования

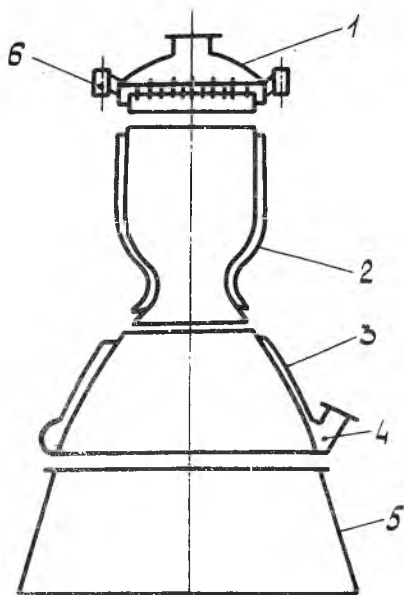
Камеры ЖРД отличаются от камер сгорания других двигателей на химическом топливе (например, ВРД или поршневых) существенно более высокой тепловой и силовой напряженностью. В камере ЖРД в течение долей секунды (4...2 мс) при высоких давлениях и температуре сгорает в малом объеме большое количество топлива.

Основное требование к конструкции камеры: обеспечение максимального удельного импульса и высокой надежности работы при минимальной массе и хорошей технологичности изготовления. В настоящее время этому требованию в наибольшей степени отвечают паяно-сварные камеры, которые получили широкое распространение.

Членение камеры на основные конструктивные элементы (сборочные единицы) показана на рис. 12. Камера делится на смесительную головку и корпус. Корпус камеры включает в себя среднюю часть 2 и сопловую часть 3. При больших размерах сопла выходная часть его с целью снижения массы может быть выполнена одностенной в виде отдельного насадка 5. Для равномерного ввода охладителя в тракт охлаждения используется коллектор 4, а крепление камеры и передача силы тяги на ЛА осуществляется опорами 6.

Кроме этого, на камере могут быть установлены штуцеры для замера давления компонентов топлива и продуктов его сгорания, узлы крепления для установки различных агрегатов и трубопроводов.

Большинство деталей камеры являются силовыми. Это значит, что они воспринимают действующие во время работы нагрузки и передают их



Р и с. 12. Основные конструктивные элементы камеры: 1-смесительная головка; 2,5-корпус; 6 - опоры

незначительное гидравлическое сопротивление полостей окислителя и горючего головки;

надежная герметичность всех соединений, исключающая возможность утечек между полостями окислителя и горючего.

Обычно головки образуются корпусом 3 (рис.13) и днищами - наружным 1, средним 2 и внутренним 4. Внутреннее и среднее днища вместе с форсунками 6 и 7 составляют сборочную единицу, называемую форсуночным блоком.

Головки могут различаться по фазовому состоянию подаваемых в камеру компонентов топлива, форме форсуночного блока и способу изготовления.

По фазовому состоянию компонентов головки могут быть жидкостными, газожидкостными и газовыми. По форме внутреннего днища форсуночный блок может быть плоским, сферическим или коническим.

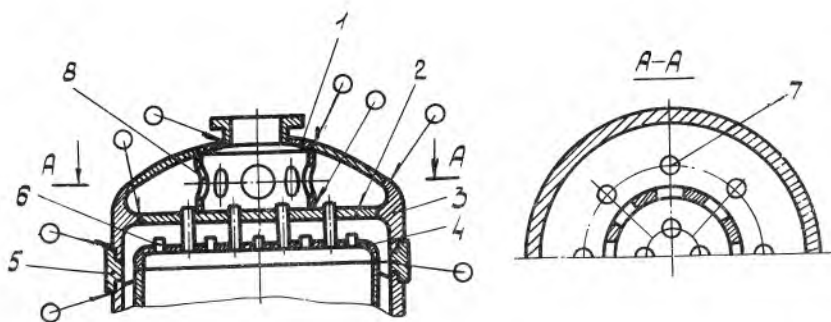
на другие детали. Совокупность силовых деталей образует силовую систему. Действующие нагрузки частично передаются на опоры камеры и далее на ЛА. Благодаря рациональной силовой системе удается получить весьма малую удельную массу конструкции камеры (0,5...1 кг/кН) [7]).

3.2. Головки камер

Смесительные головки обычно выполняются в виде отдельной сборочной единицы. Основные требования к их конструкции:

обеспечение хорошего смешения и защита стенок корпуса камеры и днища головки от перегрева;

необходимая жесткость конструкции при ее минимальной массе;



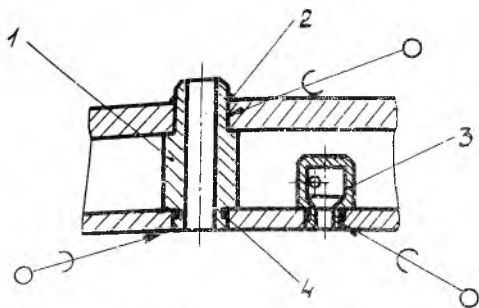
Р и с. 13. Силонные детали головки: 1, 2 и 4 — наружное, среднее и внутреннее днища соответственно; 3 — силонное кольцо (корпус головки); 5 — соединительное кольцо; 6, 7 — форсунки; 8 — ребро жесткости

Остановимся на жидкостных головках с плоским форсуночным блоком. Преимуществом плоского форсуночного блока является его технологичность и возможность получения хорошей однородности состава смеси и равномерного поля скоростей по поперечному сечению.

На форсуночный блок действует перепад давлений $\Delta p_{фб} = p_{ок} - p_k$. Здесь $p_{ок}$ — давление в полости между средним и наружным днищами, в которую обычно подается окислитель. Давление в полости между внутренним и средним днищами, в которую чаще подается горючее, $p_r \approx p_{ок}$. На основном режиме работы $\Delta p_{фб}$ незначителен и равен перепаду давлений на форсунках ($\Delta p_{фб} = \Delta p_f$). Наибольшую величину $\Delta p_{фб}$ достигает в момент запуска, когда давление в камере сгорания $p_k \approx 0$. Перепад давлений $\Delta p_{фб}$ вызывает изгиб форсуночного блока.

На основном режиме работы внутреннее днище сильно нагревается. При этом возникают температурные деформации, изгибающие блок днищ, и снижаются прочностные свойства материалов.

При значительном изгибе блока днищ может нарушиться герметичность крепления форсунок. Поэтому блок днищ должен обладать достаточной жесткостью, чтобы не было недопустимых прогибов. Форсунки крепятся в днищах путем пайки (рис. 14). Для хорошего качества пайки зазоры между форсунками и поверхностью отверстий в днищах должны быть малы ($0,02 \dots 0,1$ мм [8]), причем оптимальная величина их зависит от марки припоя. Требуемая точная соосность отверстий в обоих днищах может быть получена совместным их сверлением в одном кондукторе. Перед пайкой ко-



Р и с. 14. Форсуночный блок паяно-сварной головки: 1 - силовая струйная форсунка; 2 - колечко припоя; 3 - центробежная форсунка; 4 - проточка под колечко припоя

(например, из медного сплава). Прочность всего блока можно обеспечить выбором соответствующих материала и толщины среднего днаща (его делают из прочной стали).

Если жесткость плоского форсуночного блока все-таки оказывается недостаточной, то ее можно существенно увеличить, связав среднее днаще с наружным при помощи ребра жесткости - стакана 8 (см. рис. 13). Отверстия в стакане служат для прохода компонента в периферийную полость. Стакан вначале приваривается к среднему днащу. Наружное днаще состоит из двух сеций, которые свариваются вместе со стаканом одним сварным швом,

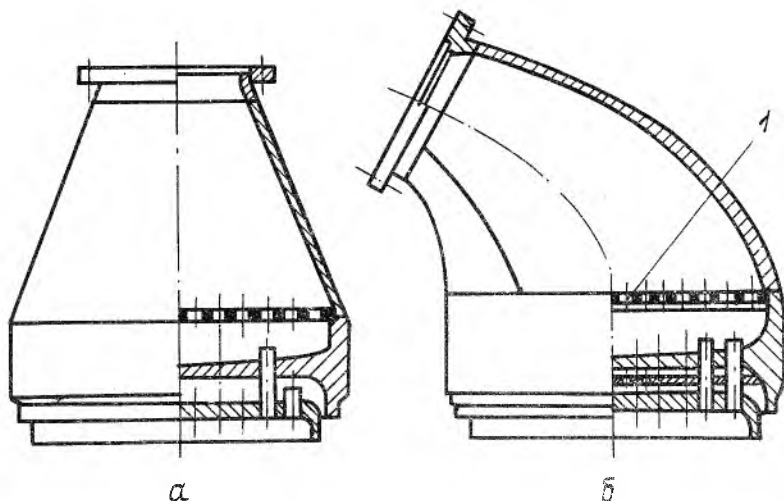
Наружное днаще нагружено значительным давлением $P_{ок}$. Для получения меньшей толщины его целесообразно выполнять в виде сегмента сферы (сферическое днаще). В этом случае под действием внутреннего давления в стенке днаща возникают только напряжения растяжения.

К наружному днащу обычно приваривается патрубок для подвода одного из компонентов и штуцера для замера давления компонентов перед форсунками.

В отличие от рассмотренной выше жидкостной головки в газожидкостную головку один из компонентов топлива поступает в газообразном виде, а второй - в жидком. Такая головка (рис. 15) применяется в двигателях с дожиганием. Так как плотность газа намного меньше плотности жидкости, трубопровод, подводящий газ от турбины, имеет большой диаметр и его

лечко припоя 2 надевается на стержень форсунки сверху или закладывается в проточку на ней 4. Пайка производится в вакууме. Под действием капиллярных сил и силы веса расплавленный припой заполняет зазор на всю толщину днаща.

В паяном блоке днаща могут быть из различных материалов. Во избежание перегрева внутреннего днаща его целесообразно делать из материала, обладающего высокой теплопроводностью



Р и с.15. Схема газожидкостной головки с прямой (а) и изогнутой (б) осью

принято называть газоводом. Для обеспечения безотрывочного течения газа газовод заканчивается диффузором, имеющим прямую (коническое наружное днище) или изогнутую ось (тороидальное наружное днище). Для выравнивания поля скоростей перед форсунками ставится газораспределительная решетка I.

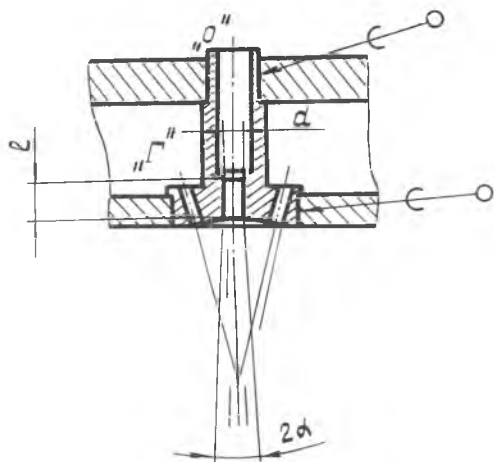
В газовой головке оба компонента поступают в головку в газообразном состоянии.

3.2.1. Форсунки головок

Основными требованиями, предъявляемыми к форсункам, являются возможно более тонкий распыл топлива при малом перепаде давления на них и высоком расходе, простота конструкции и технологичность изготовления.

По принципу действия форсунки делятся на струйные, центробежные и струйно-центробежные, а по числу распыливаемых компонентов – на одно- и двухкомпонентные.

Струйные форсунки подают жидкость (газ) в камеру в виде струи и представляют собой точно выполненные отверстия во внутреннем днище или в установленных в нем втулках. На рис. 16 показана двухкомпонент-



Р и с.16. Двухкомпонентная струйная форсунка: 2α - угол распыла струи; l, a - длина сопла форсунки и его диаметр соответственно

ная струйная форсунка, выполненная во втулке. Для улучшения распыла и смешения компонентов предусмотрено столкновение струй окислителя и горючего.

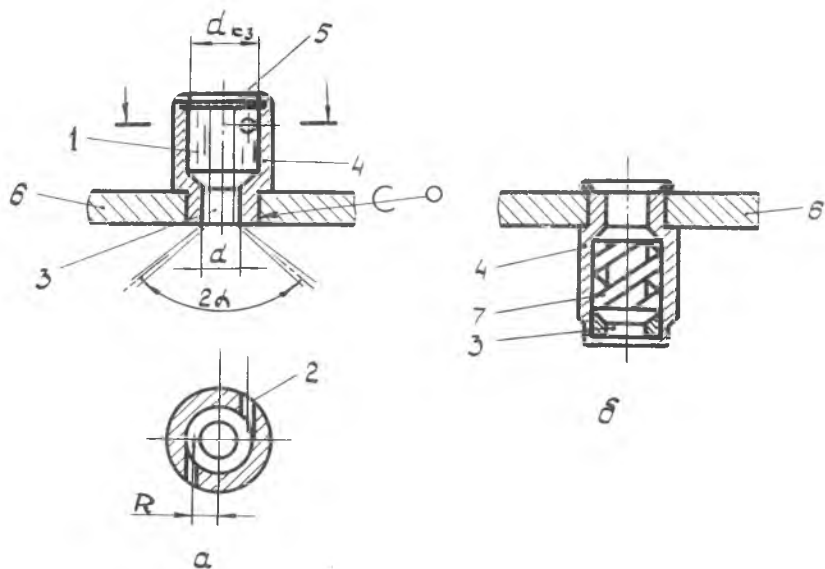
Преимуществом струйных форсунок является возможность получения большой расходонапряженности камеры (отношения массового расхода топлива через головку к площади поперечного сечения камеры сгорания), а недостатком - грубый распыл и, вследствие этого, увеличение длины камеры сгорания. Поэтому их целесообразно применять для подачи самовоспламеняющихся, легко испаряющихся и газообразных компонентов.

В центробежных форсунках жидкость закручивается, и поэтому на выходе из сопла имеет как осевую, так окружную составляющие скорости (рис.17). Двигаясь по инерции, струя приобретает форму конической пелены, которая быстро распадается на мелкие капли.

Закрутка жидкости в центробежных форсунках производится с помощью тангенциальных отверстий или шнека (завихрителя). Однокомпонентная форсунка с тангенциальными отверстиями (рис.17, а) состоит из корпуса 4, в котором имеется камера закручивания I с входными отверстиями 2, расположенными на радиусе R , и сопла 3. Сверху корпуса завальцовывается доннышко 5. Под действием перепада давления жидкость втекает в камеру закручивания и приобретает окружную скорость. Центральная часть форсунки заполнена газом, поступающим из камеры.

В шнековых форсунках (рис.17, б) внутри корпуса устанавливаются многозаходный шнек 7 и втулка сопла 3. Жидкость закручивается при движении по винтовым каналам шнека. Такие форсунки иногда по условиям компоновки удобнее, чем форсунки с тангенциальными отверстиями.

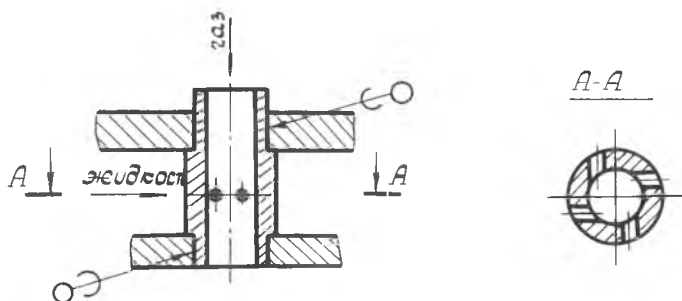
Центробежные форсунки обеспечивают высокое качество распыла. Поэтому их целесообразно применять для подачи плохо испаряющихся ком-



Р и с. 17. Однокомпонентные центробежные форсунки: а-с тангенциальными отверстиями; б-шнековые: 1-камера закручивания; 2-входные отверстия; 3-сопло; 4-корпус; 5-доннышко; 6-внутреннее днище; 7-шнек (завихритель)

понентов топлива. Конусы распыла топлива защищают внутреннее днище 6 головки от нагрева. Недостаток центробежных форсунок - меньшая пропускная способность.

Струйно-центробежные форсунки (рис.18) представляют собой комбинацию струйной и центробежной форсунок. Применяют их, чтобы увеличить



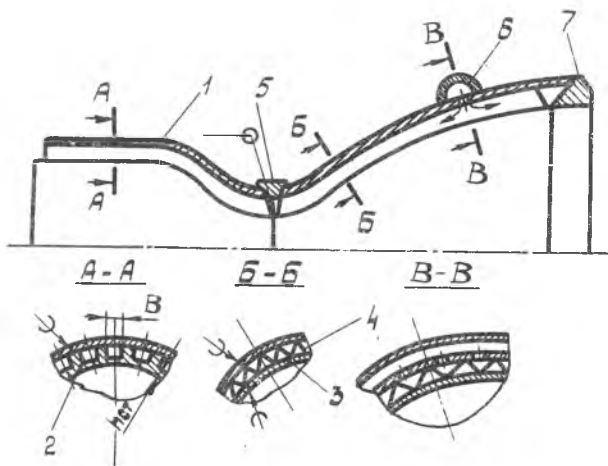
Р и с. 18. Двухкомпонентная струйно-центробежная форсунка

Корпуса камер могут быть одностенными и двухстенными. Одностенные корпуса имеют различные виды тепловой защиты, за исключением проточного охлаждения. Корпуса в этом случае выполняются металлическими или из композитного материала (например, стеклопластика, рис. 19). Применение одностенных корпусов при невысоких значениях R_k и η_0 упрощает конструкцию и позволяет снизить массу камеры.

Двухстенные корпуса имеют две стенки, образующие тракт охлаждения, по которому течет один из компонентов. Наружную стенку принято называть рубашкой.

По технологии изготовления корпуса камер разделяются на сборные, сварные и паяно-сварные.

В настоящее время наибольшее распространение получили двухстенные паяно-сварные корпуса (рис. 20), впервые разработанные в СССР в



Р и с. 20. Корпус паяно-сварной камеры: 1 - рубашка; 2 - оребренная стенка; 3 - гладкая стенка; 4 - гофрированная проставка; 5 - разрезное соединительное кольцо; 6 - коллектор подвода компонента - охладителя; 7 - кольцо жесткости; B - ширина канала

начале 50-х годов [9]. В этих корпусах стенка и рубашка связаны между собой с помощью продольных ребер, полученных фрезерованием канавок на наружной поверхности стенки, или тонкостенных гофрированных проставок, вставленных между рубашкой и гладкой стенкой. Соединение

связей со стенкой и рубашкой осуществляется пайкой. При этом стенка может иметь малую толщину и обычно выполняется из менее прочного, но высокотеплопроводного материала. Прочность же корпуса обеспечивается рубашкой, которую изготавливают из высокопрочных сталей и сплавов.

Связи в виде ребер или гофров обеспечивают высокую прочность корпуса и более интенсивное охлаждение стенки, так как тепло в жидкость передается как с поверхности стенки, так и с боковых поверхностей связей. В цилиндрической части корпуса шаг ребер или гофров постоянный, а в сужающейся и расширяющейся частях сопла — переменный.

Обычно паяно-сварной корпус состоит из нескольких сборочных единиц (СЕ), которые соединяются сваркой [10]. Основные детали сборочных единиц представляют собой оболочки вращения и получают вытяжкой или гибкой листа с последующей сваркой продольного шва и калибровкой. Припой наносится на внутреннюю поверхность рубашки и наружную поверхность стенки гальваническим способом или напылением. Затем гофрированную проставку одевают на стенку и вставляют в рубашку. Торцы стенки, имеющие припуски, стбортовываются и свариваются с рубашкой. Из образовавшейся полости откачивают воздух, что обеспечивает поджатие стенки и рубашки к связям и позволяет получить качественные паяные швы. Пайка производится в печах с защитной атмосферой при непрерывном поворачивании сборочной единицы вокруг ее оси с тем, чтобы припой под действием силы тяжести не собрался в одном месте и не заплывил каналы тракта охлаждения. После остывания вместе с печью сборочную единицу извлекают, осматривают и отправляют на испытания. Вначале она проходит гидроиспытание, при котором в каналы тракта охлаждения подается под соответствующим давлением вода с добавкой антикоррозийной присадки (хромпика $K_2Cr_2O_4$). При этом испытании проверяется прочность СЕ. После гидроиспытания (гидропрессовки) проверяется герметичность тракта охлаждения воздухом или фреоном под небольшим давлением. Затем обрезают припуски по торцам СЕ и производят проливку тракта охлаждения с целью обнаружения заплывленных полностью или частично каналов и определения гидравлических потерь.

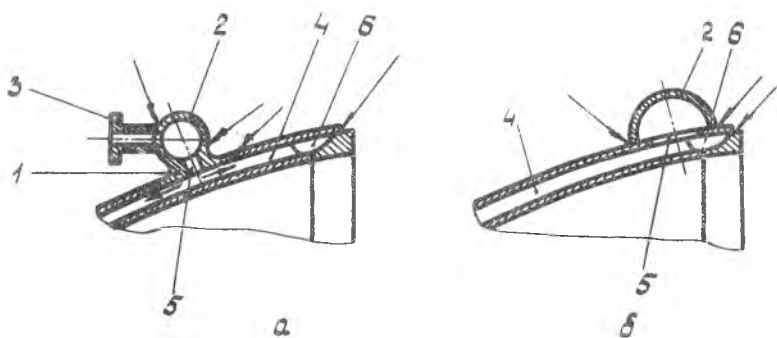
Соединение сборочных единиц производится при помощи сварки. Вначале у состыкованных СЕ сваривают встык стенки. Сварка ведется снаружи через зазор между рубашками сборочных единиц. Затем этот зазор закрывается двумя частями соединительного разрезного кольца 5, торцы которого привариваются к промежуточному кольцу,¹⁾ а разъемы коль-

¹⁾ Промежуточное кольцо приваривается к торцу секции рубашки при ее изготовлении и служит для увеличения жесткости торца СЕ, а также для снижения температуры материала рубашки при сварке, так как иначе может произойти распай шва между ребром и рубашкой.

да завариваются. После сборки корпус проходит те же испытания, что и сборочные единицы.

Возможна также трубчатая конструкция корпуса камеры или конструкция, в которой соединение стенки и рубашки производится электролитическим осаждением металла рубашки. Паяно-сварные корпуса при небольшой массе позволяют реализовать высокие давления газа в камере.

Все двухстенные корпуса имеют коллекторы, которые служат для ввода охладителя в тракт охлаждения или сбора охладителя и вывода его из тракта, а также для других целей. Обычно коллектор представляет собой кольцевой трубопровод, внутренняя полость которого по окружности соединена с трактом охлаждения. Основным требованием к коллектору является обеспечение равномерного поля скоростей охладителя по окружности при наименьших гидравлических потерях. Коллектор (рис. 21, а) со-



Р и с. 21. Коллекторы камеры круглой (а) и полукруглой (б) формы: 1 - распределитель; 2 - обечайка; 3 - патрубок; 4 - гофрированная проставка; 5 - отверстия; 6 - проточка

стоит из распределителя 1, обечайки 2 и патрубка 3. Для обеспечения прочности обечайка обычно имеет круглую (а) или полукруглую (б) форму. Роль распределителя может выполнять рубашка. Входные коллекторы размещают на срезе сопла, обеспечивая тем самым противоточную схему течения охладителя. Однако с целью уменьшения диаметра на срезе сопла и массы камеры чаще коллектор устанавливают на расширяющейся части сопла. При этом охладитель через отверстия в распределителе поступает в каналы над гофрированной проставкой и разделяется на два потока, как показано стрелками. Один поток течет в сторону критического сечения,

другой - к срезу сопла в проточку 6. Из проточки этот поток по каналам между стенкой и гофрированной проставкой также направляется в сторону критического сечения. Оба потока смешиваются в месте, где заканчивается гофрированная проставка, над которой установлен коллектор.

В случае сопел большого расширения иногда применяют комбинированные корпуса, в которых более теплонапряженная часть изготовлена двухстенной, а выходной участок сопла представляет собой одностенную конструкцию, называемую насадком (см. рис. 12). Насадок изготавливается из тугоплавких сплавов ниобия или молибдена и охлаждается излучением. Надежная работа такой конструкции возможна только в том случае, если плотность теплового потока на этом участке незначительна ($q < 800 \text{ кВт/м}^2$). Применение одностенного соплового насадка позволяет уменьшить массу камеры и, если он сделан съемным, проводить огневые испытания двигателей на стендах, не имеющих специальных устройств для имитации условий полета на больших высотах.

3.4. Опоры камеры

На камере располагаются опоры (см. рис. 12), которые служат для передачи тяги на летательный аппарат. Конструкция опор должна: обеспечить точное совпадение осей камеры и летательного аппарата;

исключить возникновение дополнительных температурных напряжений в элементах конструкции;

обеспечить удобство монтажа камеры.

Для выполнения этих требований опоры должны быть жесткими и располагаться в виде одного силового пояса.

Опоры могут быть двух видов:

обеспечивающие неподвижную установку камеры относительно летательного аппарата;

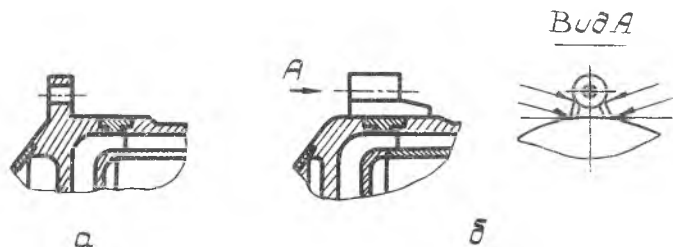
позволяющие поворот камеры для создания управляющих моментов.

При неподвижной установке камер пояс опор часто размещают на силовом кольце головки. Это место камеры достаточно жесткое и не требует дополнительного усиления. Опоры выполняются в виде приливов силового кольца (рис. 22, а) или в виде сварных кронштейнов, состоящих из корпуса и сварной с ним втулки с отверстием под крепежный болт (б). Число опор может быть от двух до четырех.

Для уменьшения инерционных нагрузок на элементы камеры, возникающих при эволюциях летательного аппарата, целесообразно пояс опор рас-

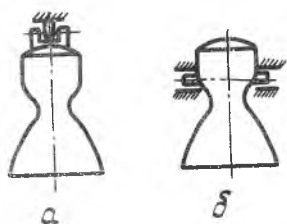
полагать вблизи центра масс камеры (приблизительно в конце цилиндрического участка корпуса). В этом случае рубашку в месте установки опор усиливают.

Опорные и центрирующие поверхности кронштейнов должны быть жестко связаны с осью камеры. Снижение требований к точности выполнения этих поверхностей может быть достигнуто применением регулируемых опор, которые позволяют выставить требуемое положение камеры с помощью резьбовых и других элементов. Однако при этом опоры усложняются.



Р и с. 22. Опоры неподвижных камер: а - в виде прилива к силовому кольцу; б - приварные

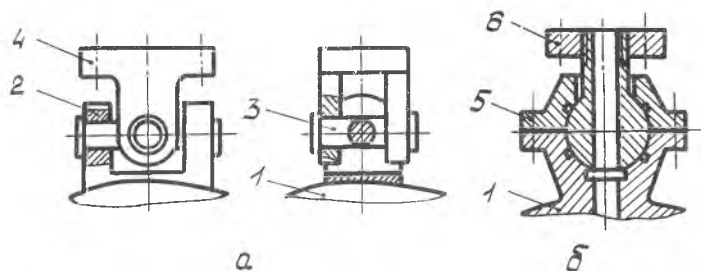
Опоры поворотных камер располагаются на головке (рис.23,а) или на корпусе камеры (рис.23,б) и представляют собой шарниры.



Р и с.23.Схемы опор поворотных камер,расположенных на головке (а), в конце цилиндрической части корпуса (б)

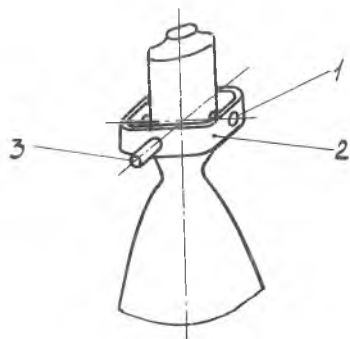
Для обеспечения поворота камеры в двух взаимно перпендикулярных направлениях применяют универсальный (рис.24,а) и шаровой шарниры (рис.24,б), установленные на головке камеры, или же карданный подвес, расположенный в конце камеры сгорания (рис.25). Промежуточная рама 2 имеет опоры 3, ось которых перпендикулярна оси цапф I камеры. Для уменьшения габаритов и массы часто рама устанавливается в зоне критического сечения камеры. Снижение силы трения в шарнирах достигается применением подшипников качения. Компоненты топлива в поворотные камеры подаются через гибкие трубопроводы (металлические сильфоны, резиновые шланги) или через пустотелые оси опор. Для отклонения поворотных камер на

головке или корпусе устанавливаются кронштейны, к которым присоединяются тяги от гидравлического рулевого привода.



Р и с. 24. Универсальный (а) и шаровой (б) шарниры на головке камеры: 1—дно головки; 2 — кронштейн камеры; 3 — крестообразные оси; 4 — кронштейн рамы; 5 — крышка подпятника; 6 — фланец

Несмотря на то, что удельная масса двигателя с поворотными камерами возрастает, такая система управления летательным аппаратом считается весьма эффективной, так как обеспечивает большие управляющие силы (10...15% от тяги двигателя) при малых (менее 1%) потерях удельного импульса [6].



Р и с.25. Схема камеры с карданной рамой: 1 — опоры камеры; 2 — рама; 3 — цапфы рамы

3.5. Особенности сборки камеры

Сборка камеры заключается в соединении головки, опор и соплового насадка к корпусу. Последовательность сборки зависит от конструкции камеры. В паяно-сварных камерах соединение головки и корпуса может производиться так же, как соединение частей двухстенного корпуса.

При соединении головки с корпусом необходимо получить совпадение оси суммарного факела распыливания компонентов топлива с осью камеры. Для этого задаются жесткие допуски на радиальное и торцовое биения

посадочных поверхностей соединяемых деталей, которые обеспечиваются механической обработкой.

Кронштейны и цапфы камеры часто присоединяются приваркой. При этом необходимо выдержать жесткие допуски на положение опорных поверхностей опор и осей цапф относительно оси камеры. Если выдержать эти допуски при сварке затруднительно, то их обеспечивают последующей механической обработкой.

Силевой насадок может присоединяться к корпусу сваркой или с помощью фланцев. При монтаже необходимо обеспечить с заданной точностью совпадение осей соединяемых СЕ.

После сборки камера подвергается гидро- и пневмоиспытаниям, а также проливке.

3.6. Материалы камер ЖРД

Выбор материалов камер определяется свойствами компонентов топлива, диапазоном рабочей температуры, назначением и условиями работы деталей, технологией изготовления.

При агрессивном компоненте топлива все детали, припои и сварочные материалы по тракту его движения должны быть совместимы с ним. Из конструкционных материалов наиболее стойкими к коррозии при действии большинства компонентов топлива являются никелевые сплавы и хромоникелевые стали. Со многими компонентами топлива допустимо применение алюминия и его сплавов.

В камерах с проточным охлаждением высокую температуру имеют стенка корпуса и внутреннее днище головки. Температура рубашки примерно равна температуре протекающего по тракту охладителя. Температура среднего и наружного днища головки определяется температурой омывающего их компонента топлива или генераторного газа. Таким образом, температура деталей камеры может находиться в пределах 20...1300 К.

Детали, соприкасающиеся с криогенными компонентами, следует изготавливать из материалов с высокой пластичностью, а температура охлаждения этих материалов должна быть ниже рабочей. Этому требованию соответствуют нержавеющие стали аустенитного класса типа 12Х18Н10Т, хромоникелевые стали, алюминиевые и медные сплавы.

Детали, соприкасающиеся с продуктами сгорания, необходимо изготавливать из жаростойких материалов или наносить на них жаростойкие покрытия. Выбор материала в этом случае зависит от содержания свободного окислителя в продуктах сгорания. В окислительном горячем га-

зе можно использовать детали из никелевых и кобальтовых сплавов, в то время как в восстановительном горячем газе успешно применяются многие конструкционные материалы.

Нагруженные детали, нагретые до высокой температуры, необходимо изготавливать из жаропрочных материалов. При температуре 573...773 К применяются нержавеющие стали и титановые сплавы. При температуре выше 773 К используют никелевые сплавы.

Нагруженные детали, находящиеся в зоне умеренной температуры, (например, опоры камеры) целесообразно изготавливать из высокопрочных сталей. В этом случае масса их будет меньше.

Важным требованием к материалу стенки камеры с проточным охлаждением является его высокая теплопроводность. Из конструкционных материалов наибольшей теплопроводностью обладает медь и некоторые ее сплавы (теплопроводность меди на порядок больше, чем стали).

Многие детали камеры изготавливаются из листового материала штамповкой и соединяются с другими деталями сваркой. Поэтому выбранные материалы должны обладать необходимой пластичностью и хорошей свариваемостью.

В настоящее время для изготовления внутренней стенки применяют хромистую и циркониевую бронзу. Для изготовления рубашки могут использоваться хромоникелевые стали (типа I2X18NiOT), деформируемые сплавы на железоникелевой основе (типа ЭИ 787) и титановые сплавы (типа BTI, BT3) [3]. Эти же материалы могут применяться для изготовления головок камер.

Соединение многих деталей камеры выполняется высокотемпературной пайкой (температура плавления припоя более 723 К). Для пайки нержавеющих сталей применяются серебряные припои (типа ПСр25, ПСр45) и др.

3.7. Тепловая защита элементов камеры

Внутреннее днище головки и стенка корпуса камеры находится под воздействием горячих газов. Вследствие снижения механических свойств материала этих деталей могут возникнуть недопустимо большие их деформации и разрушение. Нагретые до высокой температуры поверхности деталей подвергаются усиленной коррозии в местах, где вблизи стенки возникает окислительная среда, а при высокой скорости течения газа - еще и эрозии (размыванию). Поэтому эти детали нуждаются в интенсивной тепловой защите.

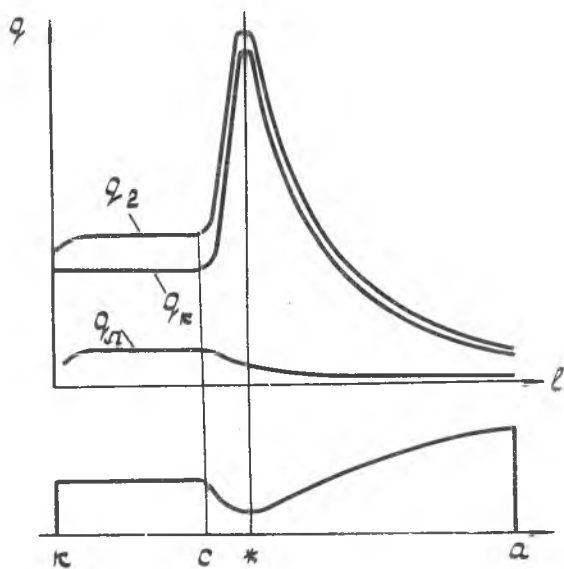
Передача тепла от газа к стенке корпуса камеры и внутреннему днищу головки происходит путем теплопроводности, конвекции и лучеиспускания. Поскольку теплопроводность и конвекция неотделимы друг от друга (переносчиками тепла являются молекулы и макрочастицы газа соответственно), то оба эти процесса объединены под общим названием конвективного теплообмена.

Суммарная плотность теплового потока в стенку

$$q_2 = q_k + q_{л},$$

где q_k - плотность конвективного теплового потока; $q_{л}$ - плотность лучистого теплового потока.

График изменения плотностей тепловых потоков показан на рис.26.



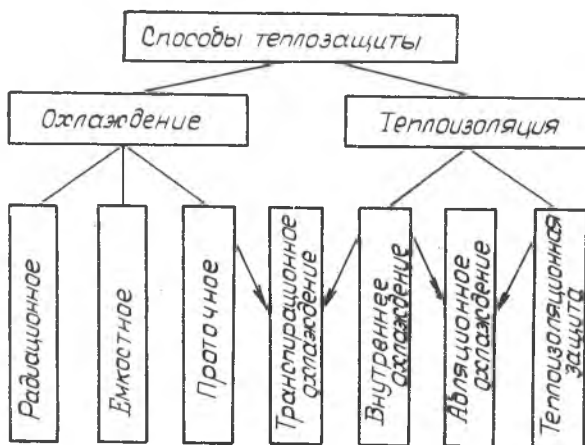
Р и с. 26. Распределение плотностей тепловых потоков по длине корпуса камеры

Обычно конвективный тепловой поток играет основную роль в передаче тепла стенке и составляет 70...95% общего теплового потока q_2 [?]. Максимальной плотности q_2 достигает в зоне критического сечения.

Вследствие влияния $q_{л}$ максимум плотности теплового потока несколько смещается от критического сечения в сторону камеры сгорания. Обеспечение надежной теплозащиты зоны критического сечения представляет наибольшие трудности.

С повышением давления и температуры продуктов сгорания растут как конвективный, так и лучистый тепловые потоки.

Тепловая защита камер осуществляется охлаждением элементов конструкции, их теплоизоляцией или же одновременным использованием этих принципов. Классификация используемых способов тепловой защиты приведена на рис. 27 [II].



Р и с. 27. Схема классификации систем теплозащиты элементов камеры

Для ЖРД в настоящее время наиболее часто используется теплозащита камеры с помощью проточного охлаждения. В этом случае стенка, соприкасающаяся с горячим газом, с противоположной стороны омывается охладителем (жидкостью или газом).

Возможно также охлаждение стенки без применения охладителя. При емкостном охлаждении воспринимаемое стенкой тепло отводится от ее горячей поверхности в глубинные слои материала. При радиационном охлаждении стенка изготавливается из тугоплавких материалов и при ее нагреве тепло излучается с наружной поверхности стенки в окружающее пространство.

Принцип теплоизоляции, позволяющий значительно снизить величину теплового потока в стенку, наиболее просто осуществляется с помощью теплоизоляционной защиты – покрытий, наносимых на внутреннюю поверхность стенки и обладающих низкой теплопроводностью.

Другой вид покрытий, называемых аблярующими,¹⁾ при поглощении тепла постепенно разрушается и уносится потоком продуктов сгорания топлива.

При внутреннем охлаждении у поверхности стенки образуют постоянно возобновляемый защитный слой газа или пара (пристеночный слой), температура которого значительно ниже температуры потока продуктов сгорания.

По мере роста параметров газа в камере обойтись каким-либо одним из способов теплозащиты уже стало невозможно. В современных двигателях в большинстве случаев применяют комбинирование различных способов теплозащиты. Так, например, в камерах современных ЖРД часто используют комбинацию регенеративного охлаждения совместно с внутренним охлаждением. В теплонапряженных камерах их дополняют теплоизоляционной защитой.

При выборе способа теплозащиты исходят из возможности обеспечения надежной работы камеры при заданных параметрах, минимальных потерь $\zeta_{\text{с}}$ и получения минимальной удельной массы камеры.

3.7.1. Проточное охлаждение

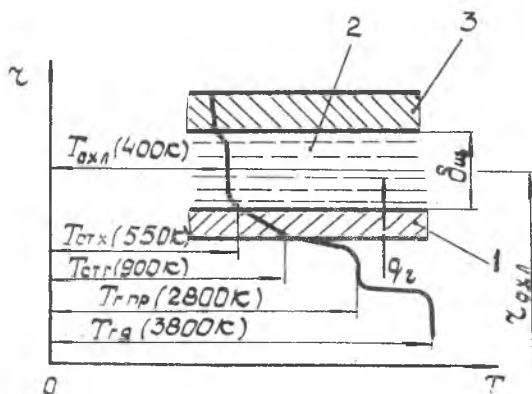
При проточном охлаждении охладитель, протекая по тракту охлаждения, образованному стенкой и рубашкой корпуса и внутренним и средним днищами головки камеры, поглощает все тепло, передаваемое газом стенке и днищу. Следовательно, проточное охлаждение обеспечивает стационарный режим охлаждения элементов камеры. Проточное охлаждение может быть регенеративным и автономным. При регенеративном охлаждении тепло от газа передается компонентам топлива и вновь возвращается в камеру или же используется каким-либо другим способом.

При автономном проточном охлаждении тепло охладителя в двигателе не используется. Такое охлаждение применяется обычно при огневых испытаниях экспериментальных камер. В качестве охладителя при этом используется вода.

¹⁾ При абляции происходит послойный унос вещества, в отличие от эрозии – хаотического разрушения поверхности.

Обычно проточное охлаждение применяется в комбинациях с внутренним охлаждением. Изменение температуры в такой комбинированной системе охлаждения при передаче тепла от газа через стенку к охладителю в каком-либо сечении корпуса камеры показано на рис. 28. На рисунке в скобках проставлены примерные значения температур: $T_{гя}$ - температура газа в ядре потока; $T_{гпр}$ - температура газа в пристеночном слое; $T_{ст.г}$ - температура горячей поверхности стенки; $T_{ст.х}$ - температура холодной поверхности стенки; $T_{охл}$ - температура охладителя.

Для обеспечения надежного охлаждения необходимо ограничить значения этих температур: величину $T_{ст.г}$ - по условию обеспечения прочности стенки, а величины $T_{ст.х}$ и $T_{охл}$ - по условиям недопустимости закипания или разложения охладителя.



Р и с. 28. Изменение температуры при передаче тепла через стенку при проточном охлаждении:
1 - стенка; 2 - охладитель; 3 - рубашка

При регенеративном охлаждении охладителем являются компоненты топлива. В большинстве случаев в качестве охладителя используют горючее, так как оно менее агрессивно. В случае появления трещин в стенке, горючее, вытекая через них в камеру, создает в этом месте защитную среду. Однако горючего в 2...5 раз меньше, чем окислителя. В камерах небольших тяг (до 20 кН) ввиду малого расхода горючего величина зазора между рубашкой и стенкой будет слишком мала. Поэтому такие камеры охлаждают окислителем. При этом материалы стенки, рубашки и припои должны быть стойкими к окислителю с повышенной температурой.

Иногда приходится использовать для охлаждения стенки оба компонента: часть корпуса камеры охлаждается горючим, а остальная часть — окислителем. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), тяга которых не превышает 1,650 кН, вообще охладить регенеративно невозможно, так как расхода обоих компонентов уже не хватает для обеспечения теплосъема. Из газов для охлаждения используют водород, который и в газообразном состоянии обладает хорошими охлаждающими свойствами.

При регенеративном охлаждении потери удельного импульса тяги практически отсутствуют. Однако этот вид охлаждения не может предотвратить коррозию и эрозию горячей поверхности стенки. Кроме того, двухстенная конструкция корпуса камеры при малом времени работы или небольших давлениях газа в камере может иметь большую массу, чем одностенная.

3.7.2. Внутреннее охлаждение

Пристеночный слой с пониженной температурой часто создают при помощи смесительной головки. Для этого на периферии головки располагают ряд пристеночных форсунок (см. рис. 13, поз. 6). Чтобы получить равномерный по окружности камеры слой при незначительном дополнительном расходе одного из компонентов, увеличивают число пристеночных форсунок при одновременном уменьшении расхода через каждую из них.

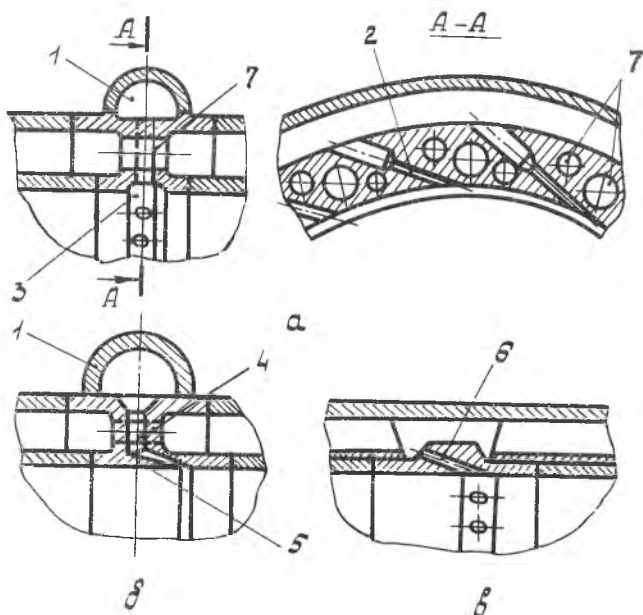
В камерах ЖРД и восстановительных газогенераторов пристеночный слой образуют с избытком горючего ($\alpha_{пр} < 1$), что предотвращает коррозию стенки. В камерах окислительных газогенераторов для создания пристеночного слоя приходится подавать избыток окислителя ($\alpha_{пр} > 1$).

При давлении $p_k < 5 \dots 6$ МПа пристеночный слой сохраняется до среза сопла, что можно видеть по более темной полосе на периферии факела пламени [11]. При более высоких значениях p_k вследствие интенсивного перемешивания с ядром потока пристеночный слой разрушается уже к концу камеры сгорания и его нужно восстановить применением завесного охлаждения.

При завесном охлаждении пристеночный слой создается с помощью пояса завесы, который представляет собой ряд мелких отверстий в стенке камеры, расположенных по окружности в заданном сечении. Поясов завесы может быть несколько. Через отверстия пояса завесы подается один из компонентов топлива или отработанный в турбине генераторный газ. Поступая в камеру, жидкость или холодный газ увлекается потоком продуктов сгорания в сторону сопла и прижимается к стенке. При подаче

жидкости на некотором участке поверхность стенки покрыта жидкой пленкой, толщина которой по направлению сопла непрерывно уменьшается вследствие испарения. После полного испарения жидкости стенка остается покрытой слоем пара.

Для уменьшения расхода жидкости на создание пояса завесы снижают перепад давления на ее отверстиях, подавая жидкость из специального коллектора I (рис.29, а, б), на входе в который устанавливается дроссельная шайба. Равномерность жидкой пленки по окружности достигается большим количеством тангенциальных отверстий 2, а также путем вывода



Р и с.29. Схема поясов завесного охлаждения с тангенциальными (а), радиальными (б) и наклонными к оси камеры (в) отверстиями: I-коллектор завесы; 2,4,6 -тангенциальные, радиальные и наклонные отверстия соответственно; 3 - канавка; 5 - козырек; 7 - продольные отверстия

жидкости в кольцевую канавку 3, которая может быть прикрыта направленным козырьком 5. Продольные отверстия 4 обеспечивают возможность течения охладителя по тракту охлаждения корпуса.

Иногда производится подача жидкости или газа непосредственно из тракта охлаждения через большое число тангенциальных или наклонных к оси камеры продольных отверстий (рис.36,в). В этом случае длина отверстий получается значительной, что позволяет сработать в них значительный перепад давления. С целью предотвращения засорения или закоксования отверстий при использовании углеводородного горючего, а также упрощения технологии изготовления их диаметры делают обычно не менее 0,5 мм.

Расход при завесном охлаждении меньше, чем расход через периферийные форсунки головки, так как завеса прикрывает только те места стенки, которые нуждаются в дополнительной теплозащите.

Еще более экономичным является транспирационное охлаждение, при котором охладитель подается внутрь камеры через пористую стенку, которую изготавливают прессованием и спеканием смеси металлического порошка с газификатором или же мелкоячеистых металлических сеток. Охладитель (водород) через поры стенки выступает на ее поверхности и надежно прикрывает ее при меньшем расходе, чем при завесном охлаждении. В ряде зарубежных двигателей внутренние днища головок камер изготовлены пористыми (например, в ЖРД *SSME*).

Внутреннее охлаждение широко используется в камерах ЖРД и является эффективным способом снижения величины теплового потока, идущего от газа в стенку. Однако при этом снижается удельный импульс тяги камеры из-за введения в камеру дополнительного расхода одного из компонентов топлива и неполного использования его химической энергии.

3.7.3. Д р у г и е в и д ы т е п л о з а щ и т ы

Для теплозащиты камер с низкими параметрами газа и сопловых камер используют аблирующие покрытия и излучение. Излучение применяют для охлаждения камер ЖРДМТ. В камерах РДТТ широко используют теплоизолирующие и аблирующие покрытия.

3.8. Расчет прочности элементов камеры

Почти все конструктивные элементы камеры являются силовыми. Поэтому расчет конструктивной прочности элементов камеры ДДА включает в себя расчеты элементов смесительной головки, корпуса камеры, сварных и паяных соединений. В зависимости от условий работы элемента конст-

рукции производятся все виды расчетов, т.е. определение статической, динамической прочности и устойчивости формы или только некоторые из них. Для упрощения расчетов прочности сложного конструктивного элемента (например, корпуса камеры) производят расчет его общей прочности, когда рассматривается нагружение элемента в целом, и расчет местной прочности, когда рассматривается его нагружение в отдельных местах.

Наиболее сложным является расчет общей прочности корпуса камеры.

3.8.1. Расчет общей прочности одностенного корпуса

Одностенный корпус камеры представляет собой оболочку вращения, срединная поверхность которой получена поворотом плоской кривой вокруг продольной оси оболочки. Геометрическая форма оболочки определяется формой срединной поверхности и законом изменения толщины h стенки.

Форма срединной поверхности оболочки в точке А (рис.30) может быть определена тремя величинами:

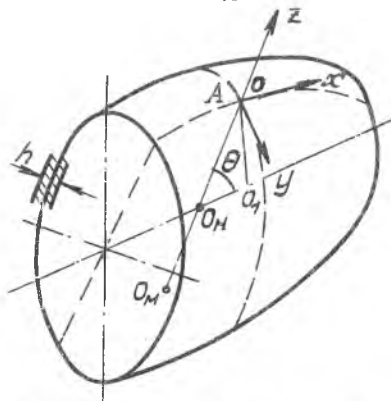
радиусом кривизны поверхности в нормальном коническом сечении z_H (отрезок $O_H A$);

радиусом кривизны поверхности в меридиональном сечении, проходящем через ось оболочки z_M (отрезок $O_M A$);

углом θ между нормалью к поверхности в точке А и осью оболочки.

Кроме того, в расчетах используется радиус поперечного сечения z (отрезок $O_1 A$). Радиусы z и z_H связаны соотношением $z = z_H \sin \theta$ и всегда являются величинами положительными, радиус z_M может иметь и отрицательную величину, а угол θ может изменяться от 0 до $\pi/2$.

Для характеристики распределения напряжений, возникающих в материале оболочки при нагружении, примем следующую систему координат с началом O в точке А: ось Z направлена по нормали к срединной по-



Р и с.30. Геометрические размеры оболочки и координаты, используемые при расчете ее прочности

верхности, ось X - по касательной к дуге меридионального сечения, ось Y перпендикулярна им.

Одностенный корпус камеры нагружен изнутри давлением газа p_r , а снаружи - давлением окружающей среды p_H . Следовательно, на его стенку действует перепад давления

$$\Delta p = p_r - p_H.$$

Кроме того, стенка корпуса нагрета неравномерно по толщине и длине, что вызывает появление в ней температурных напряжений при отсутствии свободы деформации.

Если пояс крепления камеры расположен на ее корпусе, то в этом сечении на стенку действуют сосредоточенные силы реакции рамы двигателя.

Все эти силы будут иметь наибольшую величину при максимальном режиме работы двигателя, который и следует принять за расчетный.

При расчете общей прочности корпус в данном сечении следует рассматривать как оболочку вращения бесконечной длины, нагруженную перепадом давления Δp , силой реакции рамы двигателя и температурными усилиями, возникающими от неравномерного нагрева корпуса по толщине при отсутствии свободы деформирования.

Перепад давления, действующий на стенку, геометрия корпуса и температура материала стенки изменяются по длине камеры (см. рис. I). Вследствие этого расчет общей прочности корпуса проводят для нескольких сечений, выбранных на участках с неблагоприятным сочетанием факторов, влияющих на прочность.

Перед составлением математической модели расчета общей прочности корпуса примем ряд допущений, упрощающих ее:

форма корпуса, силы и температурное поле стенки осесимметричны; оболочка тонкостенная ($h < 0,1r$);

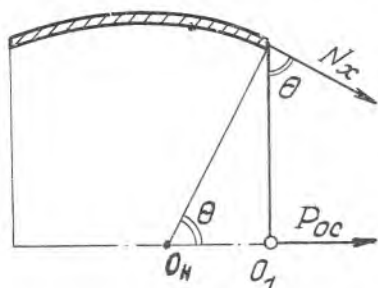
изменение температуры по толщине стенки линейное;

корпус при нагружении сохраняет начальную форму (отсутствуют изгибные деформации);

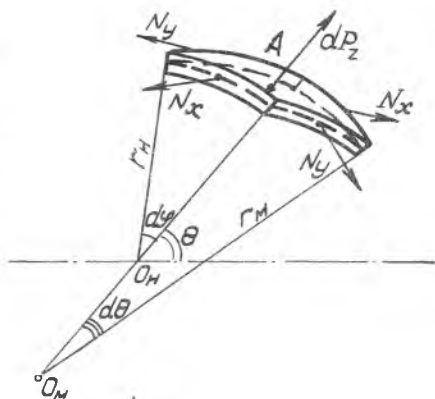
влияние предыдущих нагружений при технологических испытаниях или повторных запусках не учитывается.

Для составления математической модели расчета выделим элемент стенки в окрестностях точки А.

Вначале отсечем нормальным коническим сечением правую часть стенки в окрестностях точки А (рис. 3I). На оставшуюся часть стенки будет действовать осевая сила P_{oc} от отсеченной части. Она вызы-



Р и с. 31. Определение внутренней меридиональной силы в сечении корпуса



Р и с. 32. Определение внутренней окружной силы в сечении корпуса

вает в сечении появление меридиональной внутренней погонной силы:

$$N_x = \frac{P_{0c}}{2\pi z \sin \theta} \quad (3.1)$$

Вторым нормальным коническим сечением и двумя меридиональными сечениями выделим элемент стенки с точкой А на срединной поверхности (рис.32).

Составим уравнение равновесия этого элемента в проекциях всех сил, действующих на него, на нормаль к поверхности элемента в точке А.

Чтобы определить проекцию равнодействующей сил давления на поверхность элемента, воспользуемся следующей теоремой [13].

Если на какую-либо поверхность действует равномерно распределенное давление, то, независимо от формы поверхности, проекция равнодействующей сил давления на заданную ось равна произведению давления на площадь проекции поверхности на плоскость, перпендикулярную к заданной оси.

Таким образом, $dP_z = \Delta p ds_x ds_y$, а уравнение равновесия элемента запишется в виде

$$dP_z - 2N_x dS_y \sin \frac{d\theta}{2} - 2N_y dS_x \sin \frac{d\varphi}{2} = 0,$$

где N_y - внутренняя погонная окружная сила;

$$dS_x = z_M d\theta;$$

$$dS_y = z_H d\varphi.$$

Подставив в уравнение равновесия значения вышеуказанных величин, с учетом того, что за малостью углов $\sin \frac{d\varphi}{2} = \frac{d\varphi}{2}$, $\sin \frac{d\theta}{2} = \frac{d\theta}{2}$, получим

$$\frac{N_x}{z_M} + \frac{N_y}{z_H} = \Delta p.$$

Данное выражение является уравнением Лапласа для определения напряжений в материале тонкостенной оболочки, записанным в погонных внутренних силах.

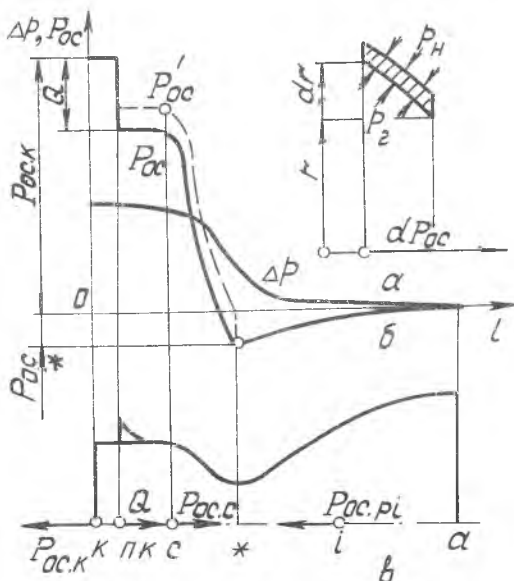
Из последнего уравнения следует, что

$$N_y = \left(\Delta p - \frac{N_x}{z_M} \right) z_H. \quad (3.2)$$

Величину осевой силы P_{oc} в данном сечении можно определить следующим образом.

Рассмотрим кольцевой элемент оболочки (рис. 33, а). Элементарная осевая сила, приложенная к его левому сечению, равна

$$dP_{oc} = \Delta p 2\pi r dz.$$



Эта сила передается по длине оболочки и на любом ее участке от i до $i+1$ сечения может быть определена по формуле

$$P_{oc(i+1)} = 2\pi \int_{z_i}^{z_{i+1}} \Delta p r dz.$$

Нахождение интеграла в приведенном выражении для сопла камеры затруднено вследствие того, что величины Δp и r связа-

Р и с. 33. Изменение осевой силы по длине корпуса

ны между собой и изменяются по сложному закону (рис. 33, б, в).

Поэтому в приближенных расчетах вместо интегрирования можно использовать суммирование осевых сил, возникающих на отдельных участках камеры. Осреднив на участке j величину действующего на стенку перепада давления

$$\Delta \bar{p}_j = \frac{\Delta p_i + \Delta p_{i+1}}{2},$$

осевую силу в сечении $i+1$ определим из уравнения

$$P_{oc(i+1)} = \pi (z_{(i+1)}^2 - z_i^2) \Delta \bar{p}_j.$$

Тогда в заданном сечении m

$$P_{ocm} = \sum_{i=0}^{i=m} P_{oci}. \quad (3.3)$$

Расчет осевой силы необходимо вести со среза сопла. При расчетном режиме работы сопла ($p_a = p_H$) осевая сила, возникающая в его расширяющейся части и сжимающая корпус, нарастает от нуля на срезе сопла до величины P_{ocx} в критическом сечении (рис. 33, б). Осевая сила, возникающая в сужающейся части сопла и растягивающая корпус, при отсутствии расширяющейся части сопла нарастала бы от нуля в критическом сечении до величины $P'_{oc.c}$ во входном сечении сопла (пунктир на рис. 33, б).

Суммируя эти две силы, можно определить действительную величину P_{oc} в различных сечениях корпуса до сечения, в котором расположен пояс креплений камеры (ПК). С другой стороны от этого сечения на корпус действует осевая сила $P_{oc.k}$, возникающая в результате действия перепада давления на смесительную головку камеры. Разность осевых сил в сечении ПК равна по величине силе тяги, но обратна ей по знаку ($Q = -P$) и представляет собой силу реакции ЛА, передаваемую через опоры на стенку камеры.

Из системы уравнений (3.1)–(3.3) можно найти величину внутренних сил N_x и N_y , которые связаны с напряжениями в материале стенки следующими соотношениями:

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz \quad \text{и} \quad N_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y dz, \quad (3.4)$$

где σ_x и σ_y - полные меридиональные и окружные напряжения, которые складываются из напряжений, возникающих от действия внешних сил (σ_{xc} и σ_{yc}) , и температурных напряжений (σ_{xt} и σ_{yt}) .

Температурные напряжения возникают в материале стенки вследствие неравномерного по толщине нагрева и ограничения свободы ее деформации. Представим себе элемент, состоящий из двух не связанных между собой одинаковых, но нагретых до разных температур пластин (рис.34, а). Величина их свободных температурных деформаций будут соответственно

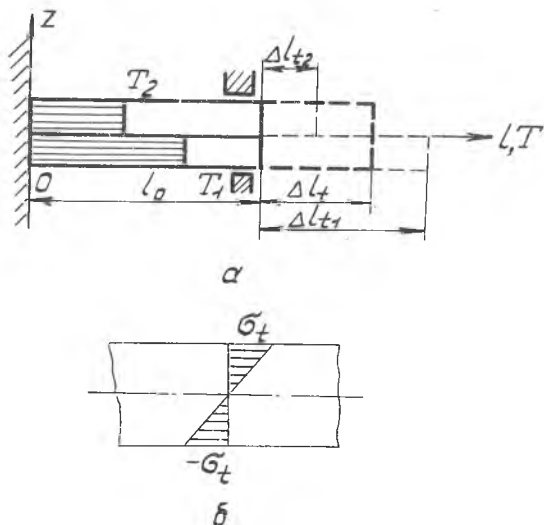
$$\Delta l_{t1} = \alpha \Delta T_1 \quad \text{и} \quad \Delta l_{t2} = \alpha \Delta T_2 ,$$

где α - коэффициент линейного расширения материала, 1/К;

$$T = T - T_{\text{нач}};$$

T - температура пластины, К;

$T_{\text{нач}}$ - начальная температура пластины, К.



Р и с. 34. Распределение температурных напряжений в стенке корпуса камеры

Если пластины жестко соединить, то их совместная температурная деформация будет равна

$$\Delta \ell_t = \frac{\Delta \ell_{t1} + \Delta \ell_{t2}}{2} = \alpha \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} = \alpha \Delta T_{cp}.$$

При $T_1 > T_2$ нижняя пластина окажется сжатой, а наружная — растянутой и в них появятся температурные напряжения. Вследствие того что мы наложили запрет на изгибную деформацию пластин, температурные напряжения по их толщине распределятся по закону изменения изгибных напряжений.

Если принять, что T_I и T_2 — температуры нижней и верхней поверхности стенки, то эпюра температурных напряжений в любом ее сечении будет иметь вид, представленный на рис. 34, б. Площадь эпюры растягивающих напряжений при этом будет равна площади эпюры сжимающих напряжений.

При работе материала стенки в упругой области полные напряжения в нем

$$\sigma_x = \sigma_{xc} + \sigma_{xt}; \quad \sigma_y = \sigma_{yc} + \sigma_{yt}.$$

Подставив эти выражения в уравнение (4), получим, например,

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\sigma_{xc} + \sigma_{xt}) dz = \sigma_{xc} h,$$

так как второй интеграл обращается в нуль. Таким образом, $\sigma_{xc} = \frac{N_x}{h}$,
 $\sigma_{yc} = N_y/h$.

Температурные напряжения в силу их взаимной уравновешенности не вызывают деформации растяжения корпуса, которая могла бы привести к опасному увеличению его размеров или даже к разрушению. Деформация растяжения корпуса будет складываться из деформации от силовых напряжений и свободной температурной деформации при нагреве до средней по толщине стенки температуры. Следовательно, опасными в этом случае окажутся силовые напряжения. Поэтому прочность стенки корпуса будет зависеть от прочностных свойств материала и от величины силовых напряжений. Поскольку стенка находится в плоском напряженном состоянии, то необходимо определить эквивалентные силовые напряжения

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{\sigma_{xc}^2 + \sigma_{yc}^2 - \sigma_{xc} \sigma_{yc}}.$$

Так как опасными будут большие деформации стенки, коэффициент запаса прочности определяют по пределу текучести материала при сред-

ней по ее толщине температуре:

$$n_T = \frac{\sigma_{0.2}}{\sigma_3} \cdot$$

3.8.2. Расчет общей прочности двухстенного корпуса

Двухстенные корпуса современных камер состоят из стенки и рубашки, соединенных между собой частыми связями (гофрами или ребрами). Силы давления охладителя на стенку и рубашку замыкаются через связи и на общую прочность корпуса не влияют. Следовательно, на корпус будет действовать перепад давления $\Delta p = p_r - p_n$ и расчетная схема его окажется такой же, как и при расчете общей прочности одностенного корпуса.

С целью упрощения расчета примем, что связи между стенкой и рубашкой жесткие и передают только усилия от стенки к рубашке; стенка и рубашка нагреты равномерно каждая до средней своей температуры; разность радиусов стенки и рубашки мала, и эти радиусы можно считать равными; влияние силы N_x на силу N_y не учитывается.

Для определения коэффициента запаса прочности корпуса построим его деформационную кривую $N = f(\varepsilon)$, которая характеризует величину погонной внутренней силы, возникающей в расчетном сечении корпуса при данной его деформации (рис. 35).

Выбрав предварительно масштабы величин N и ε , проведем горизонтально ось деформации ε , приняв за начало точку O_n , соответствующую нулевой деформации корпуса.

Если рубашка и стенка нагреты каждая до своей средней температуры T'' и T' соответственно, то свободная температурная деформация рубашки с учетом двухосного напряженного состояния будет равна $\frac{\alpha'' \Delta T''}{1 - \mu}$, а стенки — $\frac{\alpha' \Delta T'}{1 - \mu}$. В масштабе построения эти деформации будут равны отрезкам $O_n O''$ и $O_n O'$ соответственно. 1)

Приняв точки O'' и O' за начала координат, построим деформационные кривые рубашки $N'' = \sigma'' h'' = f_1(\varepsilon'')$ и стенки $N' = \sigma' h' = f_2(\varepsilon')$, причем величины σ'' и σ' определим по диаграммам деформирования образцов из соответствующих материалов, снятым при температурах T'' и T' соответственно.

1) Здесь μ — коэффициент Пуассона, а индексы '' и '' относятся к параметрам рубашки и стенки соответственно.

Предполагая, что материал стенки деформируется одинаково при растяжении и сжатии, построим симметрично относительно начала координат деформационную кривую стенки при сжатии.

На основе того, что температурные напряжения равновесны, т.е. $\sigma_t'' h'' = \sigma_t' h'$, суммированием деформационных кривых определим точку 0, которая будет соответствовать деформации корпуса камеры под действием температурных напряжений.

Продолжая суммирование ординат кривых, построим деформационную кривую корпуса $N = \sigma_t' h' + \sigma_t'' h''$ с началом координат в точке 0. Эта кривая имеет два крутых участка, соответствующих упругим деформациям растяжения рубашки (интервал между точками 0-1) и стенки (2-3), и два пологих участка, соответствующих пластическим деформациям сначала разного знака (1-2), а затем - одного знака (после точки 3). Предельное состояние корпуса наступит в точке 3, после которой быстро возрастает его деформация при незначительном увеличении силы N . Величина N_T^* будет предельной и определится выражением

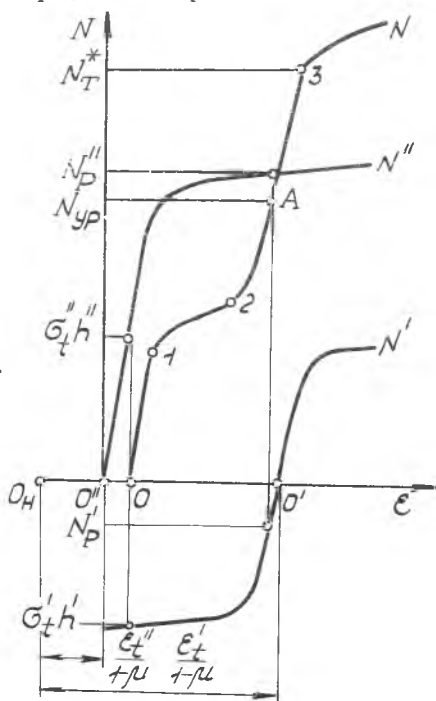
$$N_T^* = \sigma_T' h' + \sigma_T'' h'',$$

а коэффициент запаса прочности формулой

$$n_T = \frac{N_T^*}{N_{ур}}$$

где $N_{ур}$ определяют по формуле (3.2) при расчетной величине Δp и N_x .

Расчеты местной прочности корпуса, его вибрационной прочности и устойчивости, как и расчеты других конструктивных элементов камеры, изложены в работе [14].



Р и с. 35. Деформационная кривая двухстенного корпуса

4. ТУРБОНАСОСНЫЕ АГРЕГАТЫ ЖРД

4.1. Общие сведения

ТНА классифицируются по конструктивной и силовой системам, а также по типам входящих в них агрегатов.

По назначению ТНА делятся на основные, создающие давление подачи компонентов в камеру, и вспомогательные (бустерные), повышающие давление жидкости на входе в основные насосы.

Под конструктивной схемой ТНА понимается схема взаимного расположения его отдельных элементов, характеризующих их типом и количеством.

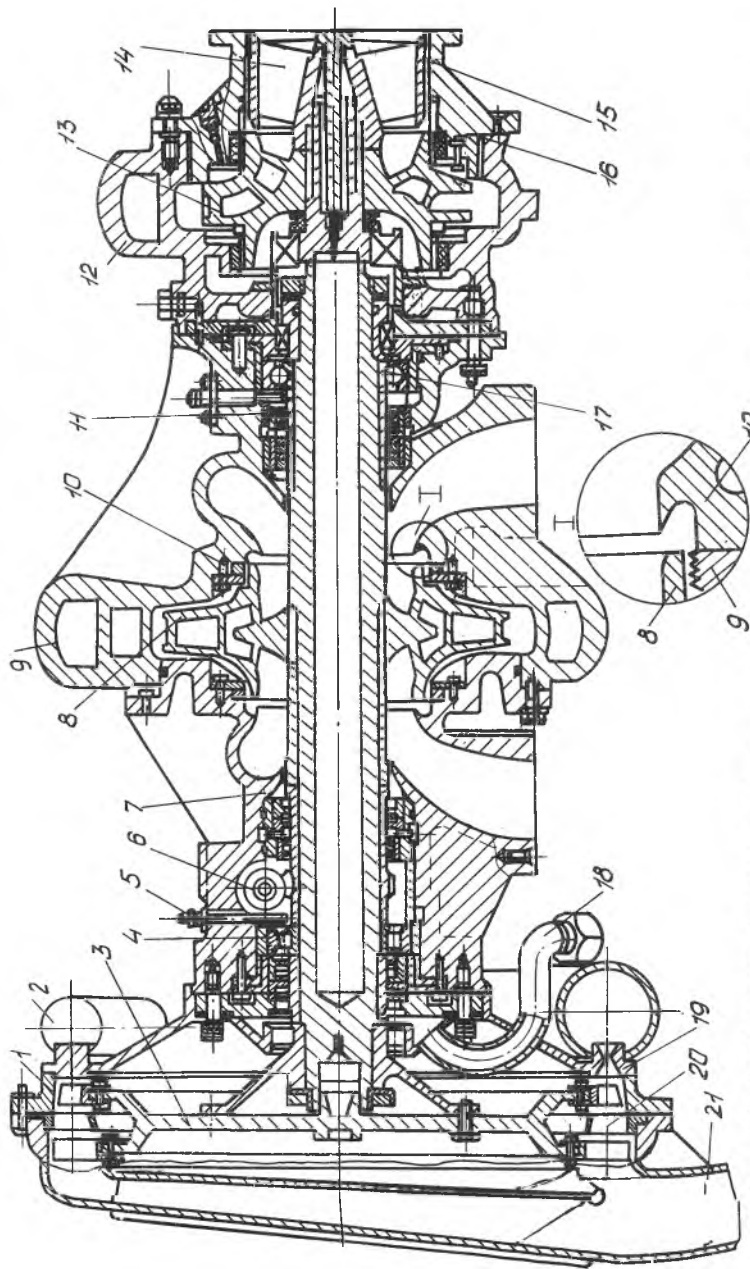
Конструктивные схемы ТНА различаются количеством валов, типом и взаимным расположением насосов, турбин и подшипников. ТНА могут быть одновалные, редукторные и двухкаскадные.

На рис. 36 представлена конструкция одновального ТНА, в котором колесо турбины 3 посажено на один вал с центробежными колесами (крыльчатками) 8 и 13 насосов окислителя и горючего соответственно. Силовая система ТНА состоит из силовых систем ротора и корпуса, соединенных между собой с помощью радиального 4 и радиально-упорного I7 подшипников. В силовую систему ротора входят все вращающиеся с валом детали. Силовая система корпуса состоит из корпуса выходного устройства 2I, направляющего аппарата второй ступени 20, корпуса I, коллектора подвода газа 2 с соплами 19 турбины, крышки 7 и корпуса 9 насоса окислителя, корпуса 12 и крышки 15 насоса горючего, крепления ТНА к раме или камере двигателя. Корпуса соединяются между собой с помощью болтов, шпилек или сваркой. Кроме того, в состав ТНА могут входить дополнительные насосы (например, для подачи компонентов в газогенератор), пусковая турбина, маслонасос, приводимый во вращение через червячную пару 6, форсунки подачи масла 5, уплотнения полостей подшипников II и по буртам крыльчаток 10, дренажная система 18 и т.д.

Наиболее простую конструктивную схему имеют одновалные ТНА с одной турбиной и одним насосом (раздельные ТНА). По такой схеме обычно выполняются вспомогательные (бустерные), а также основные ТНА для мощных ЖРД.

4.2. Насосы

Насосы ТНА ЖРД работают в сложных условиях. Перекачиваемые насосами жидкости могут быть коррозионно-активными (агрессивными) или



Р и с. 36. Турбокомпрессорный агрегат: 1-корпус турбины; 2-колесо подвода газа; 3-колесо турбины; 4-радиальный подшипник; 5-форсунка подачи масла; 6-червячная пара; 7, 8, 9-крышка, крыльчатка и корпус насоса окислителя; 10-уплотнения по суртам крыльчаток; 11-уплотнения полости подшипника; 12, 13, 14-корпус, крыльчатка и крышка насоса горючего; 14-осевая крыльчатка (шнек); 16-канал перепуска компонента; 17-радиально-упорный подшипник; 18-дренаж; 19-сопла; 20-направляющий аппарат второй ступени турбины; 21-корпус выходного устройства

криогенными, поэтому существуют определенные ограничения в выборе материалов деталей насосов. Стремление к снижению габаритов и массы насосов заставляет делать их высокооборотными, что может вызвать кавитацию и снижение КПД.

Кавитацией называется холодное (без подогрева) кипение жидкости, которое возникает в случае, если ее статическое давление будет ниже давления насыщенных паров. Кавитация обычно возникает на входе в насосы, где вследствие гидравлических потерь в подводящем устройстве полное давление жидкости минимально, а скорость потока из-за подса-сывающего действия насоса увеличивается, что приводит к снижению статического давления. Появлению кавитации способствует также неравно-мерность распределения скорости жидкости на входе в насос. Пузырьки пара, появляющиеся в жидкости при кипении и перемещающиеся с ней в зону повышенного давления, конденсируются. Вследствие того что про-цесс кавитации является нестационарным, происходят колебания расхода и напора, и работа насоса становится неустойчивой. Кавитация опасна так-же и тем, что конденсация пузырьков пара на поверхности стенок кана-лов вызывает местное повышение давления до сотен атмосфер и разруше-ние поверхности металла. Для устранения этого явления приходится ус-ложнять конструкцию насосов либо повышать давление наддува баков, а это связано с увеличением их массы.

Высокие давления на выходе из насосов и большие скорости враще-ния роторов обуславливают появление больших напряжений в деталях, по-этому необходимо весьма тщательно прорабатывать конструкцию отдель-ных элементов насосов и повышать требования к точности их изготовле-ния. Насосы характеризуются:

напором

$$H_H = \frac{p_{в\text{ых}} - p_{в\text{х}}}{\rho},$$

где H_H - напор насоса, Дж/кг;

$p_{в\text{ых}}$ - давление на выходе из насоса;

$p_{в\text{х}}$ - давление на входе в насос;

ρ - плотность жидкости;

производительностью \dot{m}_H (массой жидкости, прокачиваемой за од-ну секунду);

коэффициентом полезного действия η_H , характеризующим совер-шенство конструкции и области наилучших условий его работы;

потребляемой мощностью $N_H = \frac{\dot{m}_H H_H}{\eta_H}$;

кавитационным запасом - запасом напора ($\Delta H_{зап}$) или давления ($\Delta P_{кав}$), необходимым для бескавитационной работы насоса; частотой вращения рабочего органа n (для современных ТНА 800...10000 с⁻¹).

Чтобы определить поведение системы топливоподачи ЖРД при различных режимах работы и рассчитать регулирующие устройства, необходимо знать зависимость напора, мощности и КПД насоса от расхода и числа оборотов.

Насосы ТНА классифицируются по назначению, типу рабочего органа и виду перекачиваемой жидкости. По назначению насосы делятся на основные, создающие давление подачи компонентов в камеру ЖРД, и вспомогательные (бустерные), повышающие давление компонентов на входе в основные насосы или обеспечивающие подачу дополнительных компонентов, необходимых для работы различных систем ЖРД.

По функциональным признакам в любом насосе можно выделить три основных элемента:

подводящее устройство, обеспечивающее подвод жидкости с нужным давлением, скоростью и направлением потока к рабочему органу;

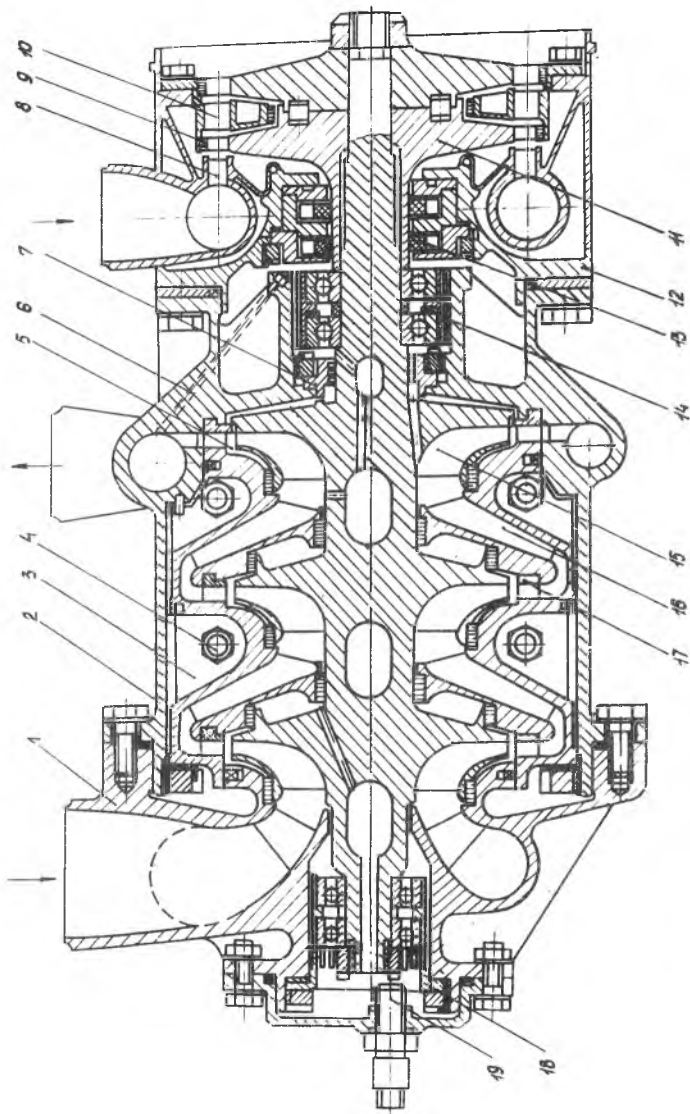
рабочий орган, в котором жидкости передается механическая энергия;

отводящее устройство, обеспечивающее отвод жидкости от рабочего органа в магистраль с заданной скоростью.

По типу рабочего органа насосы разделяются на лопаточные (лопастные), объемные и струйные. В настоящее время в качестве основных и вспомогательных насосов в ЖРД применяются чаще всего лопаточные насосы, которые работают с высокими окружными скоростями, так как не имеют трущихся пар в рабочем органе. Лопаточные насосы в зависимости от конструкции рабочего органа (рабочего колеса) можно разделить на два типа - осевые и центробежные. В осевых насосах поток жидкости в области рабочего колеса (шнека, осевого колеса) движется параллельно оси вращения колеса, в центробежных (в области центробежной крыльчатки) - в радиальном направлении. В ЖРД центробежные насосы обычно применяются в качестве основных, а осевые - в качестве бустерных.

Хорошие антикавитационные свойства высокооборотных насосов могут быть достигнуты, если перед центробежной крыльчаткой устанавливается шнек или осевое колесо. Такие насосы называются шнекоцентробежными.

В зависимости от вида перекачиваемой жидкости насосы делят на насос жидкого водорода (водородный насос), насос жидкого кислорода, насос перекиси водорода и т.д.



Р и с. 37. Трехступенчатый водородный насос: 1-крышка корпуса насоса; 2-корпус насоса; 3-разъемная вставка, формирующая полость насоса; 4-болты; 5-безлопаточный диффузор; 6-отверстие для подвода H_2 на охлаждающее заднее подшипника; 7-втулка лабиринтного уплотнения; 8-сопловой аппарат первой ступени турбины; 9 - лопаточный венец первой ступени турбины; 10-сопловой аппарат второй ступени турбины; 11-диск; 12-корпус турбины; 13-уплотнение вала; 14-пластинчатый демпфер для гашения изгибных колебаний вала; 15-корпус турбины; 16-направляющий аппарат третьей ступени насоса; 17-лабиринтное уплотнение по бурту крыльчатки; 18-углубленная втулка подшипника; 19-датчик числа оборотов ротора ТНА

Насосы с несколькими однотипными рабочими органами называются многоступенчатыми (рис.37). Дополнительные ступени применяются в тех случаях, когда:

необходимо повысить кавитационный запас;

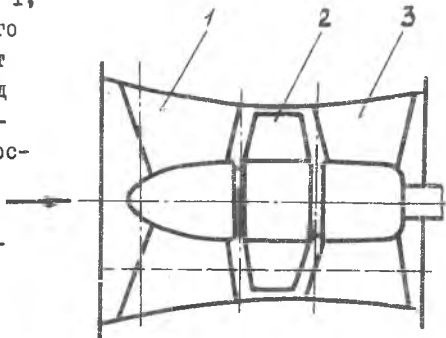
от одной ступени невозможно получить требуемого давления компонента;¹⁾

требуется уменьшить частоту вращения или диаметральные размеры насосов;

необходимо увеличить давление части расхода компонента, идущей в ЖГГ ЖРД с дожиганием, что позволяет уменьшить общую мощность насоса и напряжения в материале стенок его корпуса по сравнению со случаем, когда увеличивалось бы давление всего расхода данного компонента, а затем давление большей его части снижалось бы до давления в головке камеры.

4.2.1. О с е в ы е н а с о с ы

В зависимости от формы лопаток колеса осевые насосы делятся на пропеллерные и шнековые. Ступень пропеллерного насоса (рис. 38) состоит из направляющего аппарата 1, рабочего колеса 2 и спрямляющего аппарата 3. Направляющий аппарат представляет собой кольцевой ряд неподвижных лопаток, установленных под определенным углом к плоскости вращения колеса и обеспе-



Р и с.38.Схема ступени пропеллерного насоса:1-направляющий аппарат; 2-рабочее колесо; 3-спрямляющий аппарат

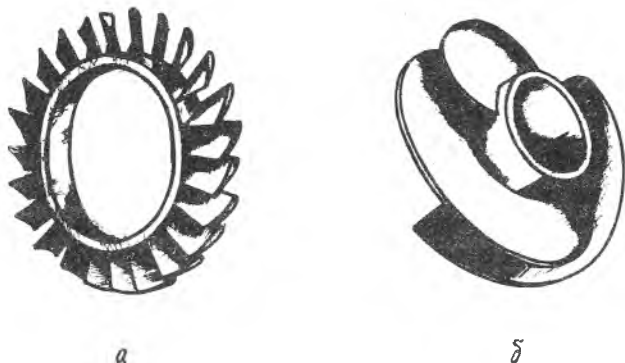
1) Так, например, напор одной ступени центробежного колеса [12]

$$H_H = K_{\mu 2} \omega_2^2 \rho_2,$$

где $K_{\mu 2}$ - коэффициент напора $K_{\mu 2} = 0,4-0,7$; ω_2 - окружная линейная скорость на наружном диаметре крыльчатки; ρ_2 - плотность жидкости на выходе из насоса. Для жидкого водорода при $\rho_2 = 70 \text{ кг/м}^3$ и $K_{\mu 2} = 0,55$ от одной ступени можно получить давление не более 10 МПа, так как даже для крыльчаток из титановых сплавов максимально допустимая окружная скорость $\omega_2 = 500 \text{ м/с}$.

чивающих закрутку потока для безударного входа на колесо. В рабочем колесе происходит передача энергии жидкости и увеличение ее скорости, а в спрямляющем аппарате – преобразование скоростного напора в статическое давление и уменьшение закрутки потока. Форма рабочего колеса показана на рис. 39, а.

В шнековом насосе лопатки колеса, число которых может быть равно двум, трем (рис. 39, б) и более, имеют винтовую поверхность постоян-



Р и с. 39. Рабочие колеса осевых насосов: пропеллерное (а), шнековое (б)

ного или переменного шага. Для повышения антикавитационных свойств угол установки лопаток (угол подъема винтовой линии) выбирают небольшим ($3...7^{\circ}$), а диаметр ступицы – минимальным, исходя из условий ее прочности. В случае применения шнековых колес направляющий аппарат не ставится. Если необходимо увеличить напор шнека, то межлопаточный канал выполняется сужающимся путем уменьшения высоты лопаток к выходу из колеса, увеличения диаметра ступицы или же комбинацией обоих способов (рис. 40, поз. I). С целью уменьшения перетекания жидкости через зазор между торцами лопаток и корпусом насоса применяются шнеки с бандажами (см. рис. 36, поз. I4), а для плавного втекания жидкости в шнековое колесо на вал перед шнеком устанавливается обтекатель. Пропеллерные и шнековые колеса работают без кавитации при гораздо меньших давлениях на входе, чем центробежные. Объясняется это характером движения жидкости в каналах колеса. При радиальном течении центробежная сила вызывает в жидкости напряжения

растяжения, способствуя появлению пустот. При осевом течении эта же сила в наиболее опасных с точки зрения кавитации местах (на периферии лопаток) вызывает повышение давления. Вместе с тем напор одной пропеллерной ступени невелик, поэтому приходится использовать несколько ступеней, что ведет к увеличению осевого габарита насоса.

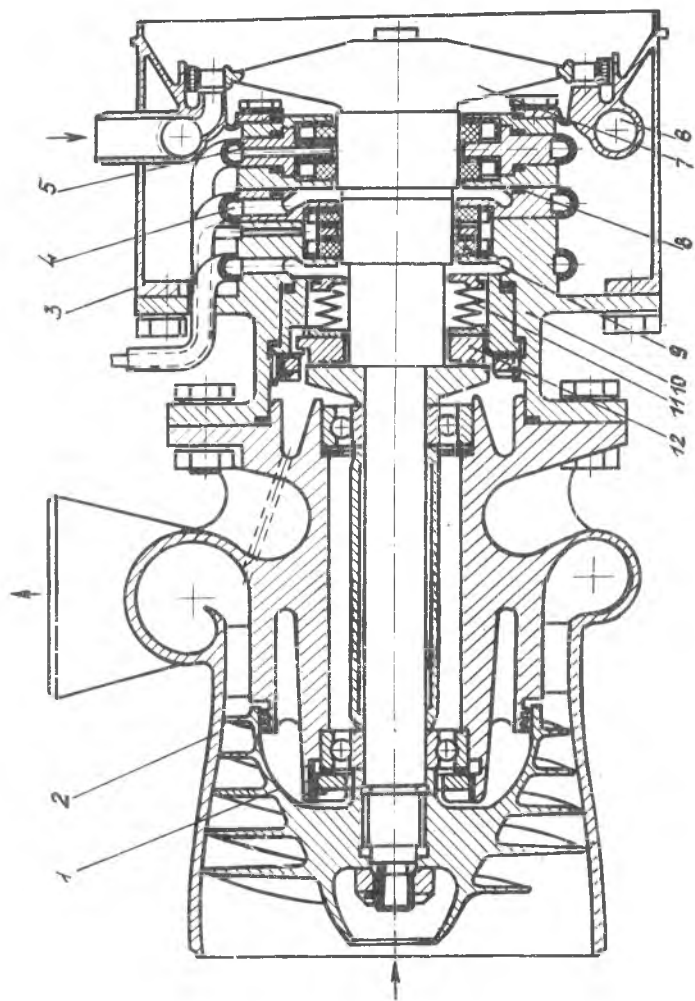
Пропеллерные многоступенчатые насосы применяются весьма редко, но пропеллерные колеса и шнеки часто ставятся перед центробежным колесом для улучшения его антикавитационных свойств. Иногда шнековый насос используется в качестве дополнительного и ставится отдельно или на выходе из бака, или перед входом в основной центробежный насос. В этом случае он называется вынесенным преднасосом (см.рис.40).

4.2.2. Центробежные насосы

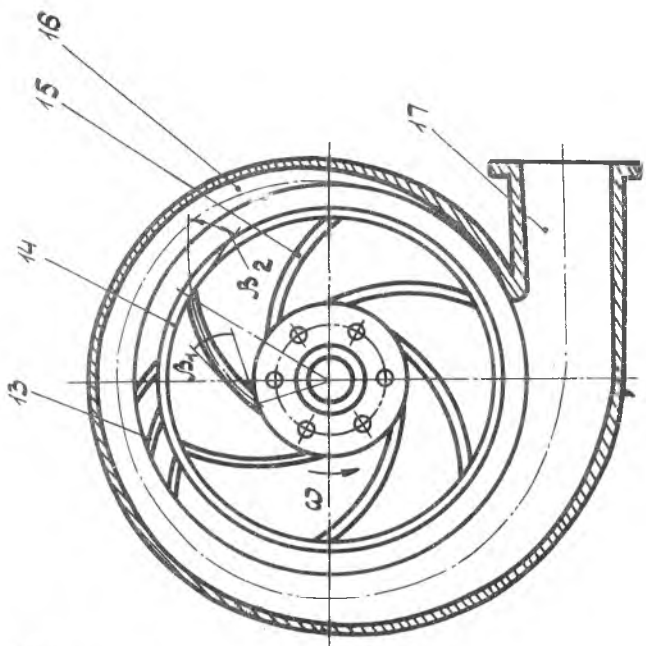
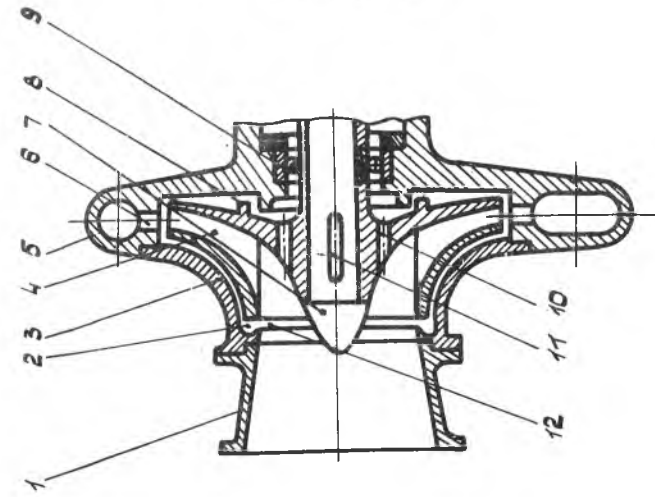
Преимуществами центробежных насосов перед осевыми являются высокая степень повышения давления жидкости в одной ступени и небольшие осевые габариты, а недостатками - большая склонность к кавитации и большие радиальные габариты.

Центробежный насос (рис.41) состоит из корпуса, ротора, опор и уплотнений. Жидкость по входному патрубку 1, закрепленному на крышке 3 корпуса 5, поступает в каналы, образованные лопатками 15 вращающегося колеса 4, и под действием центробежной силы течет к периферии колеса. Вытекая из каналов колеса, она через кольцевой 14 и лопаточный 6 диффузоры поступает в улитку 16 и далее в выходной патрубок 17. Колесо вместе с валом вращается в подшипниках 9 (на рисунке показан один подшипник). Для уменьшения утечек жидкости из полости высокого давления устанавливаются шеевые уплотнения 2 и 8. Входной патрубок имеет фланец для присоединения трубопровода и делается сужающимся, так как в ускоряющемся потоке лучше выравнивается поле скоростей и уменьшается возможность отрыва потока от стенки. Величина проходных сечений подводящего устройства выбирается из условия обеспечения бескавитационной работы насоса.

Рабочим органом насоса является вращающееся колесо (крыльчатка), расположенное в полости корпуса насоса. Лопатки колеса образуют каналы, на большей части которых жидкость движется перпендикулярно оси его вращения. В насосах ТНА обычно используются крыльчатки закрытого типа, лопатки которых отлиты вместе с ведущим и ведомым дисками (рис.41, поз. 4). Насосы с закрытыми крыльчатками малочувствительны



Р и с. 40. Вынесенный преднасос: 1 - шнек; 2 - корпус насоса; 3 - корпус турбины; 4 - дренаж полостей между уплотнениями вала; 5 - надув герметом полостей между уплотнениями вала; 6 - коллектор турбины; 7 - колесо турбины; 8 - неподвижные уплотнения; 9 - разрезное кольцо подвижного уплотнения; 10 - корпус уплотнения вала; 11 - сильфон; 12 - графитовое кольцо



Р и с. 41. Схема центробежного насоса: 1 - входной патрубок; 2, 8 - шестерые уплотнения; 3 - крышка корпуса; 4 - колесо; 5 - корпус; 6 - лопаточный диффузор; 7 - обтекатель; 9 - подшипник; 10 - разгрузочное отверстие; 11 - шпонка; 12 - подвал жидкости для устранения кавитации; 13 - лопатки диффузора; 14 - кольцевой диффузор; 15 - лопатки колеса; 16 - улитка; 17 - выходной патрубок

к величине зазоров между корпусом и крыльчаткой и при средней и большой производительности имеют более высокий КПД, чем насосы с другими типами крыльчаток.

Крыльчатки закрытого типа могут быть с односторонним и двухсторонним входом (см. рис. 36, поз. 8 и 13 соответственно). Обороты крыльчатки с двухсторонним входом могут быть увеличены по сравнению с оборотами крыльчатки с односторонним входом примерно на 40% без ухудшения антикавитационных свойств, что позволяет или повысить напор насоса, или уменьшить диаметр колеса при том же напоре. Осевая сила, действующая на крыльчатку с двухсторонним входом, практически равна нулю. Для уменьшения пульсации давления жидкости на выходе из насоса лопатки противоположных сторон диска крыльчатки с двухсторонним входом следует сдвигать относительно друг друга на половину их шага.

Для разгрузки подшипников вала от действия осевой силы в ведущем диске односторонней крыльчатки сделаны отверстия Ю, в результате чего в полости за щелевым уплотнением 8 давление жидкости снижается.

Отводящее устройство служит для сбора жидкости перед подачей ее в магистраль и преобразования скоростного напора в статический.

Отводящее устройство состоит из безлопаточного 14 и лопаточного 6 диффузоров, улитки 16 и выходного патрубка диффузора 17 (см. рис. 41).

Лопаточный диффузор применяется при значительных скоростях выхода жидкости из колеса и обеспечивает минимальную неравномерность полей скоростей и давлений жидкости.

В насосах ЖРД наибольшее распространение получили безлопаточные кольцевые диффузоры.

Улитка представляет собой спиральную камеру с проходными сечениями, увеличивающимися по окружности примерно пропорционально нарастанию расхода жидкости из межлопаточных каналов. Форма проходного сечения может быть трапециевидальной, прямоугольной или круглой. В улитке происходит замедление потока и увеличение статического давления. Улитка переходит в выходной диффузор - патрубок, сечение которого увеличивается в сторону трубопровода. В выходном диффузоре заканчивается преобразование динамического напора, и жидкость вытекает из него со скоростью, равной скорости в трубопроводе (не более 20 м/с). Конструкция корпуса насосов зависит от материала и способа изготовления. Корпус может быть литым, сварным и изготовленным путем

механической обработки заготовки. Он состоит обычно из двух частей: собственно корпуса, который включает в себя кольцевой диффузор, улитку и выходной патрубок, и крышки 3.

Корпус насоса имеет сложную форму с большим числом криволинейных поверхностей. Кроме того, в нем имеются различные цилиндрические и плоские поверхности для посадки подшипников, установки уплотнений, стыковки с другими корпусами, а также внутренние каналы для подвода жидкости на смазку подшипников или для выхода газов из полостей при заливке насоса. При высоком давлении нагнетаемой жидкости корпус выполняется с наружным оребрением, позволяющим повысить его жесткость и прочность.

Заготовку корпуса чаще всего изготавливают литьем в кокиль или в корковые формы алюминиевых сплавов типа АЛ или сталей, а для насосов, перекачивающих агрессивные компоненты, - литьем в вакууме титановых сплавов, имеющих высокую коррозионную стойкость. Затем производят зачистку поверхностей внутренних полостей виброгалтовкой или гидроабразивной обработкой с целью получения требуемой шероховатости поверхностей, предварительную механическую обработку посадочных мест, гидро- и пневмоиспытания, окончательную механическую обработку и контроль. Посадочные места корпуса обрабатываются с высокой точностью. Крышка корпуса обычно изготавливается штамповкой с последующей механической обработкой и имеет два фланца: большой - для присоединения к корпусу, и малый - для присоединения подводящего трубопровода. Соединение крышки с корпусом может быть осуществлено с помощью шпилек или сваркой. В первом случае для надежного уплотнения стыка в проточку на корпусе или крышке устанавливается прокладка: при уплотнении поверхностей из алюминиевых сплавов - резиновая или фасонная стальная, при уплотнении стальных поверхностей - из алюминия или меди.

4.3. Турбины

Для привода насосов ЖРД обычно используются газовые или жидкостные турбины. Их преимуществами перед другими типами приводов являются большая удельная массовая мощность (мощность на единицу массы конструкции), малый удельный расход рабочего тела (расход на единицу мощности), высокие обороты и простота соединения с лопаточными насосами.

По назначению турбины ТНА можно разделить на основные и пусковые. Пусковая турбина обеспечивает раскрутку насосов только в начальный момент запуска, а основная - их вращение в течение всего времени работы двигателя. Если основная турбина приводит во вращение насосы ТНА ЖРД без дожигания, то ее называют автономной. Если же основная турбина установлена в ТНА ЖРД с дожиганием, она называется предкамерной.

Основными параметрами турбины являются:

мощность;

степень расширения рабочего тела в турбине;

температура рабочего тела на входе в нее;

скорость вращения ротора турбины;

КПД.

Мощность турбины ТНА, равная суммарной мощности приводимых насосов, может достигать весьма больших величин. Так, например, турбина ТНА ЖРД *F-1* имеет мощность в 45 МВт, а турбина ТНА для подачи водорода ЖРД *SSME* - 65 МВт.

Степень расширения рабочего тела в турбине определяется выражением

$$\pi_T = \frac{p_{вх}}{p_{вых}}$$

где $p_{вх}$ - давление на входе в турбину;

$p_{вых}$ - давление на выходе из нее.

Величина π_T зависит от назначения турбины. Для пусковых и основных автономных турбин $\pi_T = 20 \dots 50$, а для предкамерных турбин $\pi_T = 1,2 \dots 1,8$.

Температура рабочего тела перед турбиной ограничена прочностью материала конструкции (в основном рабочих лопаток и дисков, как наиболее нагруженных элементов). Исходя из требований обеспечения малой массы и простоты конструкции, в ТНА используют неохлаждаемые лопатки. Поэтому температура на входе в турбину при стальных лопатках ограничивается величиной 1000...1200 К при восстановительном и 700...800 К при окислительном газе.

Угловая скорость ротора ω определяет его силовую напряженность, КПД и габариты турбины. При одновальной конструкции ТНА она ограничивается условием бескавитационной работы насосов. Если же турбина приводит насосы во вращение через редуктор, то скорость вращения каждого ротора выбирается из условия получения \dot{V}_{Tmax} и минимальной величины радиального габарита. Для роторов современных

турбин $\omega = (3...5) \cdot 10^3$ рад/с. Для одноступенчатых турбин КПД может достигать величины 0,6, а для двухступенчатых — 0,8.

Основными требованиями, предъявляемыми к турбинам ТНА, являются: возможно большая величина адиабатической работы расширения 1 кг газа (L_{ag}), что особенно важно для автономных турбин, так как при этом уменьшается расход рабочего тела через турбину и повышается удельный импульс J_y ;

высокий КПД, что позволяет уменьшить расход рабочего тела через автономную турбину, а при предкамерной турбине — снизить давление на ее входе и, следовательно, массу конструкции;

возможно большая угловая скорость ротора, что дает возможность уменьшить радиальный габарит турбины.

По функциональному назначению в турбине, как и в насосе, можно выделить следующие элементы: подводящее устройство, рабочий орган и отводящее устройство.

Подводящее устройство состоит из входного патрубка, коллектора 2 для распределения рабочего тела по окружности колеса и соплового аппарата 19, в котором происходит увеличение скорости рабочего тела вследствие расширения газа (см. рис. 36).

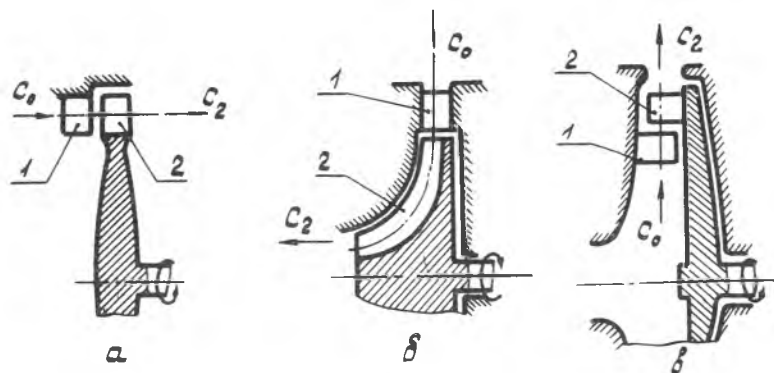
Рабочим органом турбины является колесо с рабочими лопатками, образующими каналы, в которых происходит преобразование энергии рабочего тела в энергию вращения колеса.

Отводящее устройство состоит из сборника рабочего тела и выхлопного патрубка 21.

В зависимости от направления потока рабочего тела относительно оси колеса различают осевые и радиальные (центростремительные и центробежные) турбины (рис. 42). Если расширение рабочего тела происходит только в сопловом аппарате, то турбина называется активной. Если же расширение его происходит и в каналах колеса, то такая турбина называется реактивной. Турбина может иметь несколько ступеней, в которых последовательно срабатываются или перепад давления рабочего тела (турбины со ступенями давления), или же скорость потока, полученная в сопловом аппарате первой ступени (турбины со ступенями скорости). В последнем случае сопловой аппарат второй ступени обеспечивает только нужный поворот потока с целью его безударного входа на рабочие лопатки колеса второй ступени (см. рис. 36, поз. 20).

В ТНА ЖРД применяются в основном осевые турбины, которые имеют меньшие габариты и массу по сравнению с радиальными, хотя и уступают

последним в некоторых случаях в величине максимального КПД и простоте изготовления. При этом чаще всего применяется безредукторная схема



Р и с. 42. Схемы основных типов турбин: а - осевая; б - радиальная центробежная; в - радиальная центробежная; 1 - сопловой аппарат; 2 - лопатки

привода насосов, при которой число оборотов турбины ограничивается условием бескавитационной работы насосов, в результате чего величина окружной скорости U_2 будет невысокой.

В ТНА малої мощности обычно используются одноступенчатые турбины (см.рис.40), а в более мощных - двухступенчатые со ступенями скоростей (см.рис.36 и 37). В качестве пусковых турбин, применяемых в некоторых ТНА ЖРД с дожиганием, используются одноступенчатые осевые активные турбины. Несмотря на то, что эти турбины работают кратковременно (1...2 с), приходится принимать меры по повышению стойкости сопел и рабочих лопаток, поскольку температура газа, получаемого в газогенераторе твердого топлива, обычно превышает температуру газа ЖГТ.

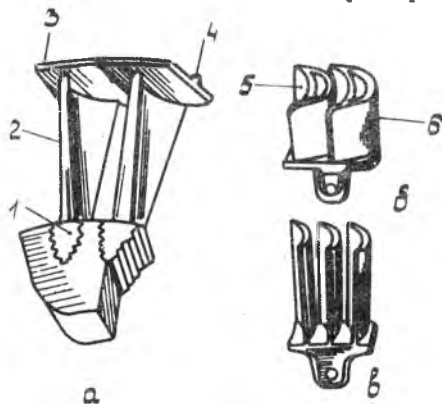
Корпус осевой турбины, как правило, состоит из двух частей, соединяемых фланцами или сваркой. В одной из них объединяются входной патрубок, коллектор и сопловой аппарат, а во второй - сборник рабочего тела и выходной патрубок. В автономных турбинах с целью увеличения их КПД (уменьшения потерь при перетекании газа) подвод газа к лопаткам колеса обычно осуществляется по части окружности колеса (парциальный подвод). Количество мест подвода, их расположение и величина осевого зазора выбираются исходя из работоспособности лопаток и приемлемого КПД турбины. Размеры сечений каналов сопел определяются газодинамическими расчетами.

При парциальном подводе сопловой аппарат изготавливается в виде отдельных втулок, сегментов с несколькими соплами, сверлений в корпусной детали (рис.36, поз. 19).

В ТНА ЖРД с дожиганием при большом объемном расходе газа подвод его осуществляют по всей окружности колеса. В этом случае сопловой аппарат набирается из отдельных сопловых лопаток или отливается вместе с коллектором (см.рис.37, поз.8). В двухступенчатой турбине перед вторым венцом рабочих лопаток устанавливается сопловой аппарат второй ступени (см.рис.37, поз. 10). Колесо турбины состоит из диска и лопаточного венца. Лопатки могут быть съемными (рис. 43) или же выполняться как одно целое с диском. Для уменьшения массы лопатки могут быть пустотелыми (рис.43,б). Применение бандажных лопаток (см.рис.43а, поз.3) позволяет существенно повысить КПД турбины (на 5...10%), но снижает их прочность. Лопатки активных турбин, как правило, получают короткими, поэтому для упрощения технологии изготовления размеры сечений по высоте пера

обычно выдерживаются постоянными (рис.43,в). Сечение лопатки реактивной турбины выполняется несимметричным с различными углами профиля и сечением по высоте. Сопловые и особенно рабочие лопатки работают в тяжелых условиях: при высокой температуре, иногда в среде коррозивно-активного газа и при неравномерном нагреве (рабочие лопатки - еще и при действии больших центробежных сил). Поэтому сопловые и рабочие лопатки изготавливаются фрезерованием из жаропрочных материалов типа ХН77ТЮР (ЭИ-437) или отливаются из сплавов (ЖС6-К, ЛК4).

При работе турбины на парогазе лопатки могут изготавливаться из алюминиевых сплавов типа АК или стали ЗОХГСА. Поверхности лопаток из



Р и с.43. Съемные лопатки турбин: а - с бандажом и креплением к диску с помощью замка елочного типа; б - пустотелые; в - цельные с шарнирным креплением к диску; 1-елочный хвостовик; 2-перо лопатки; 3-полка; 4-гребешок уплотнения; 5-корытце пера; 6-спинка пера

алюминиевых сплавов анодируются. Для повышения жаростойкости стальные лопатки покрываются жаростойкими эмалями.

Диск турбины состоит из обода – утолщенной периферийной части, в которой крепятся хвостовики лопаток, полотна – наиболее тонкой части диска и ступицы – утолщенной центральной части, с помощью которой диск крепится к валу. Ступица может иметь отверстие для посадки на вал или же цилиндрический выступ для центрирования по валу.

Соединение диска с валом может быть неразборным или разборным. Неразборное соединение снижает массу конструкции, но сложнее разборного в изготовлении, если диск выполнен заодно с валом (рис.40, поз.7). Несколько проще изготовление сварного соединения.

В двухступенчатых турбинах может применяться одно- или двухдисковая конструкция. При однодисковой конструкции обод диска имеет два лопаточных венца (см.рис.36, поз.3) и поэтому получается широким. Такая конструкция усложняет установку направляющего аппарата и при большой окружной скорости не может применяться по условию прочности. Поэтому чаще используют двухдисковые конструкции (см.рис.37, поз. II). При этом диски могут быть посажены на вал и зажаты зажимной гайкой. Передача крутящего момента первому диску осуществляется через шлицы в его ступице, а второму – через штифты, вставленные в сверления дисков. Для уменьшения утечек газа на внутреннем кольце соплового аппарата Ю нарезаны кольцевые канавки, образующие лабиринтное уплотнение.

Диски турбин, как и лопатки, работают в тяжелых условиях. Поэтому они изготавливаются механической обработкой штампованных заготовок из жаропрочных сталей и сплавов ХН77ТЮР (ЭИ-437Б), ХН73МБТЮ (ЭИ-698) или отливкой вместе с лопатками по выплавляемым моделям из сплавов ЖС-3, ЖС-6К, ЛК-4. Только в турбинах, работающих на парогазе, для дисков можно применять алюминиевые или титановые сплавы.

Вал турбины обычно имеет сложную форму, так как он имеет посадочные поверхности под подшипники и уплотнения, шлицы или фланец крепления диска, резьбу для гаек. Для снижения массы он делается пустотелым, иногда – с радиальными сверлениями, через которые отводится смазывающий подшипники компонент (см.рис.37). Через вал передаются крутящий момент, осевые и радиальные усилия, и в его материале возникают температурные напряжения от неравномерного нагрева по длине и радиусу. Валы ТНА обычно вращаются с большим числом оборотов. Все это обуславливает применение для их изготовления легированных сталей 38ХА,

2Х13, 18ХНВА, 40ХНМА с термохимическим их упрочнением и назначение весьма жестких допусков на точность и шероховатость обработки.

4.4. Компоновка ТНА

Компоновкой называется процесс выбора взаимного расположения и соединений элементов конструкции. При компоновке необходимо обеспечить удобство изготовления и эксплуатации, минимальные габаритные размеры и массу изделия без снижения его основных выходных параметров.

Корпуса агрегатов, входящих в ТНА, обычно соединяются между собой с помощью фланцев, а в малоразмерных ТНА однократного использования - путем сварки. Для соединения соосных валов используются муфты, промежуточные шлицевые валики или шлицевые соединения по концам валов.

В качестве опор валов применяются подшипники качения (шариковые и роликовые), причем один из них должен быть радиально-упорным, а второй - радиальным. Для устранения большой осевой нагрузки на радиально-упорный подшипник в ТНА используют специальные разгрузочные устройства. Для уменьшения амплитуд изгибных колебаний вала в опорах устанавливают различного типа демпферы и упругие втулки (поз. I4 и I8 на рис. 37 соответственно).

При работе ТНА в подшипниках выделяется большое количество тепла. Для смазывания и интенсивного охлаждения чаще всего применяют циркуляцию через них перекачиваемого компонента. Так, в преднасосе, изображенном на рис. 40, часть компонента топлива из выходной улитки через сверление в корпусе насоса поступает в полость подшипников и после их охлаждения возвращается снова в полость насоса за шнеком.

Для того чтобы не было утечек компонента из полости подшипника в полость соседнего агрегата, за подшипником устанавливают комбинированные подвижные уплотнения. В корпусе 2 преднасоса установлены последовательно три уплотнения. Левое уплотнение торцовое, в котором устранение утечек обеспечивается прижатием кольцевого уплотнительного элемента I2 из графита к торцу буртика вала, а снаружи - сильфоном II. Второе и третье уплотнения радиально-торцовые, в которых уплотняющими элементами являются сегментные (разрезные) кольца 9 из графита. Сегменты колец прижимаются к валу спиральной кольцевой пружиной, охватывающей их по периферии I), а к стенкам канавок корпуса-I)

На рис. 40 показана условно в виде незаштрихованного прямоугольника.

давлением подводимого через отверстия 5 гелия. Полости между уплотнениями сообщаются с окружающей средой через дренажную систему 4. Применение такого сложного уплотнительного устройства позволяет обеспечить надежное разделение полостей насоса и турбины.

5. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Управление двигателем осуществляется путем изменения расхода рабочего тела с помощью исполнительных агрегатов системы управления. К ним относятся клапаны и регуляторы.

Клапаном называется устройство, открывающее и закрывающее проход жидкости или газа по магистрали, на которой оно установлено. Клапаны делят на автоматические и дистанционно управляемые. Клапан состоит из корпуса и запорного органа в виде мембраны, шарика или тарели со штоком. Автоматические клапаны открываются давлением жидкости (газа) и имеют только два положения (позиции) запорного органа - "закрыто" и "открыто". Наиболее простыми из них являются мембраны, представляющие собой круглые алюминиевые пластинки с неполной кольцевой насечкой (канавкой), зажатые между фланцами трубопровода. При увеличении давления до расчетного мембраны, прорываясь по насечке, отгибаются к стенке трубопровода. Они применяются в случае, если при однократном использовании нужно до срабатывания обеспечить полную герметичность. Небольшие пружинные тарельчатые или шариковые клапаны часто используются в качестве обратных, которые открываются при определенном давлении и пропускают жидкость в одном направлении. Недостатками автоматических клапанов являются неопределенность их открытия по времени и то, что они имеют только две позиции.

Управляемые клапаны имеют привод, создающий необходимые усилия для перемещения запорного органа. Обычно привод осуществляет только одно движение (на открытие или закрытие). Обратное движение происходит под действием пружины или давления жидкости.

Привод клапанов может быть пиротехническим, электромагнитным, пневматическим или гидравлическим.

Пироклапан имеет элемент, который разрушается или перемещается под действием пороховых газов. В мембранном пироклапане (рис.44, а) разрыв мембраны в заданный момент времени происходит вследствие перемещения ножевого устройства под действием давления газов, выраба-

тываемых в пиропатроне (рис.44,б). Такой клапан работает только на открытие. Тарельчатый пироклапан может работать или на открытие, или на закрытие. Тарель этого клапана фиксируется в его корпусе с помощью тонкого буртика и имеет на конце штока поршень. Давление пороховых газов на поршень срезает буртик тарели, и последняя перемещается во вторую позицию.

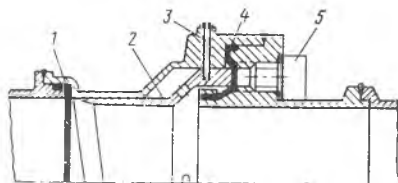
Пироклапан с чековым устройством (рис.45,а) может иметь три или даже четыре позиции. Исходное закрытое положение клапана обеспечивается прижатием уплотнительной прокладки 4 тарели 6 к левому седлу корпуса 7 с помощью пружины 9, которая упирается в торец втулки 3 с прорезьями, зафиксированной чекой 2. При срабатывании первого пиропатрона чека 2 выдергивается из прорези втулки 3 и под действием пружины 10 и давления жидкости тарель клапана перемещается вправо до упора нижней прорезью в чеку 8. Клапан при этом открывается, и жидкость обтекает стойки I корпуса 7 и тарель. Для закрытия клапана подается команда на срабатывание второго пиропатрона, чека 8 выдергивается из прорези втулки 3, и тарель уплотнительной прокладкой 5 садится на правое седло корпуса.

Пирочека (рис.45,б) состоит из корпуса 13, его крышки II, чеки 14 с поршнем 12. Корпус 13 имеет резьбовое гнездо 15, в которое ввертывается пиропатрон. Нижний конец чеки входит в прорезь втулки 3, одетой на шток 16 тарели клапана. После срабатывания пиропатрона срезается бурт чеки, она выдергивается из прорези и своей конической поверхностью заклинивается в конусном отверстии корпуса 13, обеспечивая герметичность. Газы выходят в окружающее пространство через отверстие в крышке II.

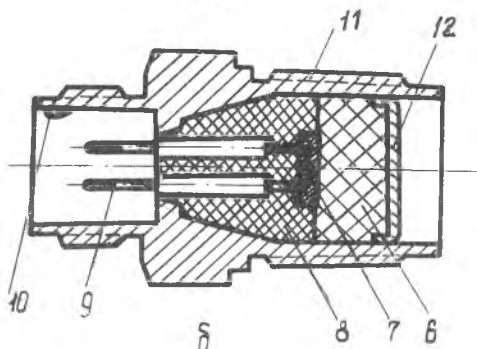
Пироклапаны просты по устройству, но могут использоваться только однократно.

Пневмо- и гидроклапаны применяются в ДУ многократного использования или многократного включения в случаях, когда требуется большое тяговое усилие для перемещения запорного органа (при значительных расходах компонентов топлива). Привод клапана представляет собой цилиндр, в котором перемещается поршень, одетый на шток тарели. Газ или жидкость в цилиндр клапана подается управляющим электропневмоклапаном, имеющим в качестве привода электромагнит.

Для плавного изменения расхода рабочего тела используют регуляторы прямого и непрямого действия. В регуляторе прямого действия чувствительный элемент воздействует непосредственно на регулирующий элемент. Так, например, в редукторе давления газа (рис. 46) мембрана 3

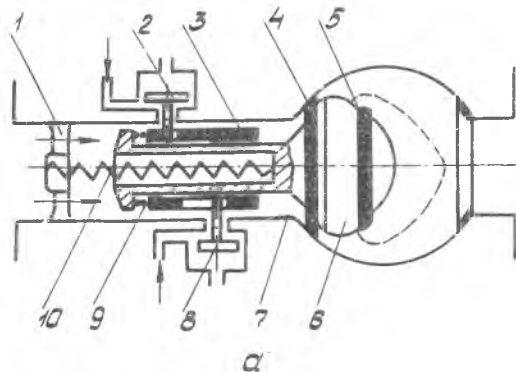


а

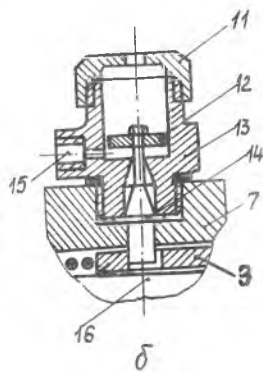


б

Р и с.44. Мембранный пироклапан с ножевым устройством (а) и схема пиропатрона (б): 1-мембрана; 2-ножевое устройство; 3-корпус; 4-мембрана, уплотняющая газовую полость; 5-пиропатрон; 6-пирозаряд; 7-нить накаливания; 8-изолятор; 9-контакты штепсельного разъема; 10-фиксатор положения разъема; 11-корпус; 12-мембрана



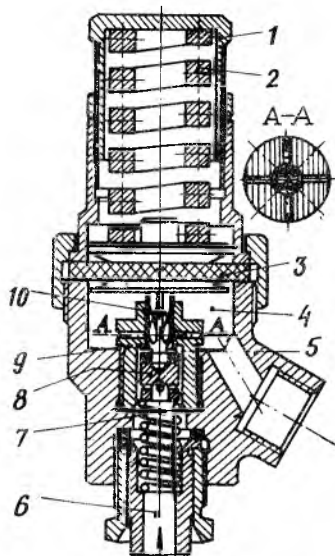
а



б

Р и с.45. Схемы пироклапана с чековым устройством (а) и его чеки (б)

через шток 10 передает усилие на регулирующий элемент 8, который опирается на пружину 7. Пружина 2 с гайкой 1 служит для настройки редуктора на заданное давление. Газ высокого давления подводится через штуцер 6. По зазорам между стенками втулки 9 корпуса 5 редуктора и регулирующим органом, через щель между седлом втулки и прокладкой регулирующего органа и через отверстия в верхней части втулки газ поступает в полость 4. В щели и отверстиях происходит значительное увеличение скорости газа, которая затем при внезапном расширении в полости 4 снова сильно уменьшается с образованием вихрей. Кинетическая энергия газа в результате трения, возросшего при турбулизации, переходит в тепловую, а давление снижается до заданной величины. Под действием давления P и с.46.Редуктор давления газа в полости 4 и пружин 2 и 7 мембрана



на находится в равновесии. Если давление газа в баллоне перед редуктором уменьшается, то оно снижается и в полости 4, в результате чего мембрана прогибается вниз, шток отводит регулирующий орган от седла втулки на большее расстояние, эффект дросселирования газа уменьшается, и в полости 4 восстанавливается заданное давление. То же самое произойдет и в случае, если давление газа за редуктором снизится (например, при подключении нового потребителя).

В регуляторах непрямого действия чувствительный элемент воздействует на регулирующий орган через усилитель (электрический или гидравлический). В качестве чувствительных элементов таких регуляторов используются датчики давлений, температур, частоты вращения вала.

Клапаны, регуляторы, газогенераторы ТНА и другие устройства соединяются между собой и с камерой трубопроводами или кронштейнами. Электрический ток в них подается проводами, объединенными в кабель. Компоновка двигателя с насосной подачей топлива показана на рис.5.

6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ДДА

Под технологичностью понимается совокупность свойств конструкции, проявляемых в возможности снижения затрат труда, средств, материалов и времени при конструкторской и технологической подготовке производства, изготовлении, эксплуатации и ремонте.

ДДА является сложным изделием, состоящим из большого количества деталей и сборочных единиц первого, второго и более высоких порядков.

Принципы деления изделия на составные части и оформление чертежей и других технических документов в машиностроении приведены в ГОСТ 2.101-68 (СТ СЭВ 364-76).

Наилучшим вариантом деления двигателя на составные части является вариант, при котором каждая сборочная единица отвечает условиям функционального назначения и самостоятельной независимой сборки, т.е. является независимой конструктивно-технологической сборочной единицей. К таким единицам в ДДА относятся камера, ТНА, газогенератор, главные клапаны, редукторы и т.д. Принцип конструирования из этих единиц называется агрегатным или блочным (модульным).

ДДА, спроектированный по такому принципу, имеет значительно лучшие технико-экономические показатели в изготовлении, доводке и эксплуатации. Отработка конструкции ДДА и сборочных единиц на технологичность осуществляется совместной работой конструкторов и технологов на всех стадиях разработки конструкторской документации (техническое предложение, эскизный проект, технический проект и рабочая документация).

Для обеспечения технологичности конструкции ДДА в целом и его сборочных единиц должны быть выполнены следующие основные требования:

в конструкции должна быть базовая составная часть, которая является основой для расположения остальных составных частей (это, например, камера для двигателя, насос окислителя для ТНА и т.д.). В базовой части необходимо предусмотреть возможность использования конструкторских баз в качестве технологических и измерительных;

количество поверхностей и мест соединений составных частей (сборочных единиц) должно быть минимально возможным. Так, при небольших размерах корпус камеры может быть выполнен из двух частей 2 и 3 (см. рис. 12). При увеличении размеров оптимальное членение корпуса на сборочные единицы определяется путем технико-экономических расчетов;

в конструкции должны быть предусмотрены устройства, обеспечивающие заданную точность относительного расположения составных частей (центрирующие, фиксирующие, компенсирующие);

соединение составных частей не должно требовать сложной и необоснованно точной обработки сопрягаемых поверхностей. (Назначение точности сборки проводится на основе расчета и анализа размерных цепей). Например, исходя из условий нормальной работы подшипников ТНА соединение корпуса и крышки насоса окислителя (рис.30) должно быть выполнено с такой точностью, чтобы обеспечить взаимное биение посадочных поверхностей под подшипники не более 0,15 мм (проверяется при ложной сборке корпуса и крышки);

случаи неправильной установки деталей при сборке должны исключаться путем создания такой конструкции детали, которая позволяет устанавливать ее только в определенном положении. После балансировки ротора ТНА на его детали наносят метки с тем, чтобы при окончательной сборке установить их в определенном положении;

сборка не должна обуславливать применение сложного технологического оснащения;

к местам соединения, контроля, регулировки и других работ должен быть обеспечен удобный доступ;

сборочные единицы должны компоноваться по возможности из стандартных, унифицированных или освоенных в производстве частей, а изготовление деталей и их сборка - проводиться с использованием стандартных и типовых технологических процессов.

Технологичность конструкции ДЛА можно оценить количественно только при сравнении с аналогом. Показатель, принятый за исходный, называют базовым. Конструкция ДЛА будет технологичной при данных условиях производства, если значение достигнутого показателя соответствует базовому или лучше его.

Показатели технологичности конструкции принято делить на основные (трудоемкость изготовления, технологическая себестоимость изделия и т.д.) и дополнительные: технико-экономические (относительная трудоемкость ручных работ, удельная себестоимость подготовки изделия к функционированию и т.д.) и технические, определяющие расход материалов, унификацию конструкции и технологических процессов. По этим показателям и производится сравнение вариантов конструкции нового ДЛА при его разработке с базовым.

Библиографический список

1. Борисов В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1982. - 72с.
2. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей /Под ред. В.М.Кудрявцева. - М.: Высшая школа, 1983. - 703 с.
3. Ракетные двигатели /Т.М.Мелькумов, Н.И.Мелик-Пашаев, П.Г.Чистяков и др. - М.: Машиностроение, 1976. - 400 с.
4. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1980. - 533 с.
5. Пичугин Д.Ф. Системы двигателей летательных аппаратов: Методические указания. - Куйбышев: КуАИ, 1983. - 82 с.
6. Володин В.А., Ткаченко Ю.Н. Конструкция и проектирование ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1984. - 272 с.
7. Пичугин Д.Ф. Камеры двигателей летательных аппаратов: Методические указания. - Куйбышев: КуАИ, 1982. - 95 с.
8. Никитин А.Н. Технология сборки двигателей летательных аппаратов: Учебник для вузов. - М.:Машиностроение, 1982. - 269 с.
9. Прищепа В.И. Из истории создания конструкций камер для космических ракетных двигателей //Исследования по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической науки и техники. Вып. 3. - М.: Наука, 1984. - С. 204-220.
10. Горев И.И. Основы производства жидкостных ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1969. - 356 с.
11. Пичугин Д.Ф. Теплозащита элементов камер двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1986. - 88 с.
12. Белоусов А.И., Косицын И.П., Рождественский С.Н. Газодинамическое проектирование турбонасосных агрегатов двигателей летательных аппаратов. - Куйбышев: КуАИ, 1974. - 136 с.
13. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. - 5-е изд. - М.:Наука, 1970. - 544 с.
14. Пичугин Д.Ф. Прочность элементов камер двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1984. - 84 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

I. Общие сведения о двигателях и силовых установках летательных аппаратов.....	3
I.1. Основные понятия.....	3
I.2. Принцип действия ракетных двигателей.....	4
I.3. Основные параметры ракетного двигателя.....	6
I.4. Ракетные топлива.....	8
I.5. Области применения ракетных двигателей.....	12
I.6. Требования к ракетным двигателям.....	12
2. Двигательные установки с ЖРД.....	13
2.1. Системы ДУ.....	13
2.2. Системы подачи топлива.....	14
2.3. Системы с вытеснительной подачей топлива.....	15
2.4. Системы с насосной подачей топлива.....	17
2.4.1. Двигатели без дожигания.....	17
2.4.2. Двигатели с дожиганием.....	18
2.5. Области использования систем подачи топлива.....	19
2.6. Системы автоматического управления ДУ.....	20
2.6.1. Системы управления запуском.....	21
2.6.2. Системы управления режимом работы ДУ.....	23
2.6.3. Системы автоматического регулирования параметров ДУ.....	25
2.6.4. Системы управления остановом ДУ.....	25
3. Камера двигателя.....	27
3.1. Особенности и требования.....	27
3.2. Головки камер.....	28
3.2.1. Форсунки головок.....	31
3.3. Копуса камер.....	34
3.4. Опоры камер.....	39
3.5. Особенности сборки камеры.....	41

3.6. Материалы камер ЖРД	42
3.7. Тепловая защита элементов камеры.....	43
3.7.1. Проточное охлаждение.....	46
3.7.2. Внутреннее охлаждение.....	48
3.7.3. Другие виды теплозащиты.....	50
3.8. Расчет прочности элементов камеры.....	50
3.8.1. Расчет общей прочности одностенного корпуса.....	51
3.8.2. Расчет общей прочности двухстенного корпуса.....	58
4. Турбонасосные агрегаты ЖРД	60
4.1. Общие сведения.....	60
4.2. Насосы.....	60
4.2.1. Осевые насосы.....	65
4.2.2. Центробежные насосы.....	68
4.3. Турбины.....	71
4.4. Компоновка ТНА.....	77
5. Агрегаты системы управления.....	78
6. Обеспечение технологичности конструкции ДЛА.....	82
Библиографический список	84

Доп.план 1987 г., поз. 29

Валерий Александрович Б о р и с о в,
Дмитрий Федорович П и ч у г и н,
Валерий Прокофьевич Р ж е в с к и й

ДВИГАТЕЛИ И СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Редактор Г.А.У с а ч е в а
Техн.редактор Н.М.К а л е н ю к
Корректор Г.А.У с а ч е в а

Подписано в печать 30.10.87 г. Ю 00359.
Формат 60x84 1/16. Бумага белая. Оператив-
ная печать. Усл.п.л. 5.1. Уч.-изд.л. 5.0.
Т. 200 экз. Заказ 7409. Цена 20 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Куйбышевское полиграфическое объединение, г. Куйбышев,
ул. Венцека, 60.