

Т.М. МЕЛЬКУМОВ,
Н.И. МЕЛИК-ПАШАЕВ,
Л.Г. ЧИСТЯКОВ,
А.Г. ШИУКОВ

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

МАШИНОСТРОЕНИЕ - 1968

Т. М. МЕЛЬКУМОВ,
Н. И. МЕЛИК-ПАШАЕВ,
П. Г. ЧИСТЯКОВ,
А. Г. ШИУКОВ

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Под редакцией д-ра техн. наук,
проф. *Т. М. Мелькумова*



ИЗДАТЕЛЬСТВО
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

В монографии изложены основные вопросы теории и конструкции ракетных двигателей, работающих на жидком и твердом топливе.

Освещены проблемы прочности ЖРД и РДТТ, разобраны системы управления и автоматического регулирования РД и рассмотрены формы проявления неустойчивости процессов в ракетных двигателях. На основании опубликованных в зарубежной и отечественной литературе материалов даны сведения по конструкциям РД топливам, системам охлаждения, турбонасосным агрегатам, газогенераторам и по применению в ракетных двигателях ядерной энергии.

Книга рассчитана на инженеров авиационной промышленности, студентов и аспирантов авиационных вузов.

Табл. 30, илл. 307, библи. 61 назв.

Рецензент докт. техн. наук Г. Б. Сиярев

Редактор инж. М. А. Колосов

ПРЕДИСЛОВИЕ

За последние годы у нас опубликовано значительное количество монографий и учебных пособий, посвященных отдельным проблемам ракетных двигателей (РД) — процессам горения и характеристикам жидкостных ракетных двигателей и ракетных двигателей твердого топлива, основам их проектирования, динамике и вопросам устойчивости процессов в РД. В то же время, нет книги, которая рассматривала бы ракетные двигатели комплексно; исключение составляет изданная в 1952 г. книга Д. Саттона [44], однако она устарела и, кроме того, каждая проблема освещена в ней весьма сжато.

Между тем, несмотря на внешнюю простоту схем ракетных двигателей, создание работоспособного и экономичного РД требует глубокого проникновения в сущность всех происходящих в нем сложных процессов и решения большого комплекса трудных проблем.

Авторы задались целью в одной книге дать основные сведения по процессу и характеристикам ракетных двигателей жидкого и твердого топлива, по их конструкции, основам регулирования и применению в РД ядерной энергии. Выбор материала и характер изложения были подчинены интересам широкого круга читателей. Следует полагать, что такая книга может быть полезной не только инженерам, но и студентам вузов.

Книга состоит из двух частей. В первой части излагается теория ракетных двигателей, работающих на жидком топливе (ЖРД) и на твердом топливе (РДТТ), во второй — их конструкция и расчет на прочность отдельных элементов РД, а также основные сведения по системам управления и автоматического регулирования ЖРД и РДТТ.

В первых двух главах приводятся принципиальные схемы, параметры и характеристики РД и рассматриваются к. п. д. ракетных двигателей; в третьей — описываются свойства различных жидких топлив и их компонентов. Далее освещаются процессы, протекающие в камерах сгорания ЖРД и РДТТ, вопросы смешения и распыливания жидких топлив, организация горения твердых топлив и влияние различных факторов на устойчивость работы РД.

Гл. VII, VIII и IX посвящены особенностям протекания процес-

сов в соплах, термодинамическому расчету горения и истечения продуктов сгорания и характеристикам РД в зависимости от давления в камере сгорания и от высоты. В гл. X рассматриваются вопросы теплообмена в ЖРД, особенности теплоотдачи продуктов сгорания в стенки камеры сгорания и различные способы ее охлаждения. Специальная глава отведена вопросу применения ядерной энергии в РД. В ней коротко изложены основы теории ядерного реактора, приведены схемы возможных ядерных РД и дано сравнение ракет, в которых используется химическая и ядерная энергия.

Рассмотрение конструкции элементов камер ЖРД в гл. XII и XIII включает также методы расчета их на прочность с учетом вибронагрузок. Конструкции и расчету на прочность турбонасосных агрегатов посвящена гл. XIV.

В последующих главах подробно рассматриваются различные системы питания топливом, вопросы автоматического регулирования ЖРД, дается анализ систем регулирования, расчет их точности и методика выбора динамических параметров регуляторов.

Книга заканчивается описанием элементов конструкции камер РДТТ, расчетом их на прочность и изложением методов настройки и регулирования РДТТ.

Гл. I, II, V, VI и XI написаны Т. М. Мелькумовым; гл. III, IV, VII—X—Н. И. Мелик-Пашаевым; гл. XII—XV и XVIII—А. Г. Шиуковым; гл. XVI и XVII—П. Г. Чистяковым.

Авторы выражают благодарность рецензенту доктору технических наук Г. Б. Сняреву за ряд полезных советов.



ЧАСТЬ I

ТЕОРИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Глава I

ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ И ПАРАМЕТРЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1.1. Определение и принципы действия ракетных двигателей

Ракетным двигателем называется такой тепловой двигатель, который преобразует энергию рабочих веществ, находящихся на борту движущегося аппарата, в кинетическую энергию отбрасываемых масс, в результате чего образуется сила тяги для перемещения аппарата в пространстве. Следовательно, чтобы двигатель получил название ракетного, необходимо выполнение двух условий: во-первых, все нужные для осуществления процесса такого двигателя рабочие вещества и притом на весь период времени работы двигателя от старта до полного выключения должны быть запасены на борту аппарата; во-вторых, двигатель должен непосредственно создавать силу тяги для перемещения аппарата.

Второе условие выполняется в турбореактивных двигателях (ТРД) и в простейших (бескомпрессорных) воздушно-реактивных двигателях (ПВРД). Но в ТРД и ПВРД не соблюдается первое условие, так как эти двигатели для осуществления своего процесса нуждаются в воздухе, который поступает из окружающей Землю атмосферы; поэтому эти двигатели, будучи реактивными, не являются ракетными.

Определение ракетного двигателя, приведенное выше, не связано с его назначением и с типом аппарата, на который он устанавливается.

В качестве первичного источника энергии в ракетных двигателях могут быть использованы химическая энергия топлива, ядерная энергия деления тяжелых или синтеза легких атомов и, наконец, солнечная энергия.

В дальнейшем рассматриваются только двигатели, использующие химическую энергию. Применению ядерной энергии посвящена гл. XI.

Источником химической энергии могут быть жидкие и твердые вещества. В ракетной технике совокупность всех веществ, необхо-

димых для осуществления процесса горения и вводимых в камеру двигателя или заложенных в нее заранее, принято называть топливом.

Реактивные двигатели, использующие твердые топлива, называются также пороховыми, хотя современное твердое ракетное топливо отличается по своему составу и свойствам от обычных порохов. Впредь будет применяться более общий термин: ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ).

В двигателях твердого топлива весь заряд помещается в цилиндрической камере, в которой происходит газообразование и горение. Процесс газообразования осуществляется на заранее намеченной поверхности. Топливо сгорает постепенно, слой за слоем,

по нормали к поверхности горения. Схема простейшего РДТТ приведена на рис. 1.1.

В данном случае топливный заряд 2 представляет собой сплошной цилиндр, вставленный в камеру 1. Камера соединена с выходным соплом 4, выполненным в форме сопла Лавалля. Все поверхности топливного заряда, за исключением торцевой, обращенной к соплу,

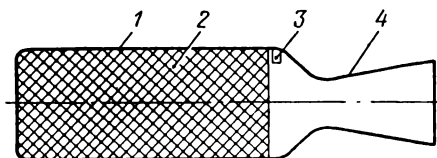


Рис. 1.1. Схема РДТТ со сгоранием по торцевой поверхности:

1—камера; 2—топливный заряд; 3—воспламенитель; 4—сопло

имеют специальное покрытие, предохраняющее их от воспламенения, или плотно (без зазора) прилегают к стенкам камеры. В камере имеется воспламенитель 3, назначением которого является выделение достаточного количества тепла в короткий отрезок времени для организации устойчивого процесса горения основного топливного заряда в условиях холодного двигателя и топлива. Так как все поверхности топливного заряда, кроме торцевой, обращенной к соплу, специально бронированы или ограничены стенками камеры, горение возникает на свободной торцевой поверхности. В результате в камере образуются газы, имеющие определенные температуру и давление; на величину давления при прочих равных условиях оказывает влияние площадь критического сечения сопла. На срезе сопла газы, вытекающие из двигателя, имеют скорость w_c , величина которой зависит от перепада давлений в камере и на срезе сопла, от температуры и состава газов и от потерь в сопле.

Ракетные двигатели твердого топлива просты по своей конструкции и не нуждаются ни в каких механизмах и вспомогательных машинах. Высокие давления и температуры газов, а также отсутствие внешнего охлаждения камеры и сопла ставят ряд серьезных задач при создании мощных РДТТ, особенно при стремлении увеличить продолжительность их работы.

На рис. 1.2 приведен пример мощного РДТТ, в котором топливный заряд залит непосредственно в корпус, со стенками кото-

рого топливо при остывании образует плотную и прочную связь. Поверхность горения в данном случае расположена в центре заряда вдоль оси двигателя и имеет частично круглое и частично звездообразное сечение. Торцовая поверхность, обращенная к соплу, бронирована, поэтому горение осуществляется по внутренней поверхности топлива на всей длине заряда по нормали к элементарным поверхностям сечения. Указанный метод изготовления РДТТ и такая начальная форма поверхности горения позволяют получить большие абсолютные тяги, а также нужные продолжительность горения и закон изменения тяги по времени.

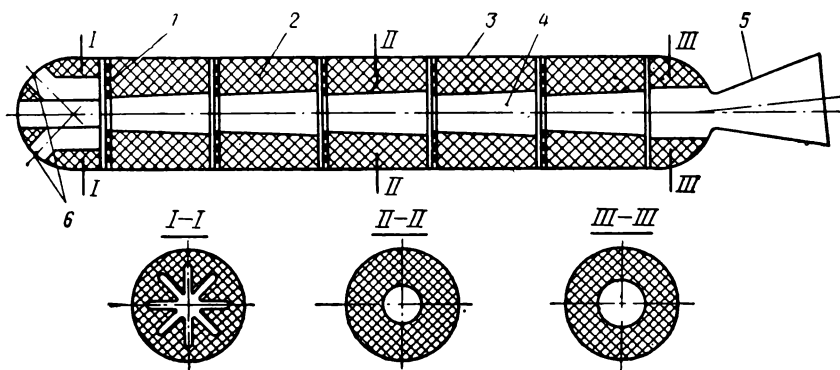


Рис. 1. 2. Схема РДТТ со сгоранием по внутренней поверхности канала:

1—перегородки; 2—топливный заряд; 3—корпус; 4—внутренний канал; 5—сопло; 6—глушки для выключения двигателя и реверса тяги

В настоящее время достигнуты крупные успехи в создании мощных РДТТ со специальными топливами. Они имеют диаметр корпуса 3—4 м и развивают тягу свыше 1000 Т в течение более 100 сек.

Пороховой ракетный двигатель имеет длительную историю своего военного применения; первое литературное упоминание о военном использовании ракет относится к середине IX века.

Идея использования порохового ракетного двигателя для полета управляемого летательного аппарата принадлежит русскому революционеру Николаю Ивановичу Кибальчичу. В 1881 г. незадолго до казни, находясь в заточении за участие в покушении на Александра II, Н. И. Кибальчич дал схему и описание летательного аппарата с пороховым ракетным двигателем, в котором пороховые шашки, по мере выгорания, заменялись новыми, обеспечивая длительный управляемый полет. Этот проект стал известен только после Великой Октябрьской революции, когда изучались архивы полиции.

В 1928 г. был осуществлен первый полет планера Штеммера с ракетным двигателем, правда, вся дистанция полета была невелика — 1500 м. За последние 10 лет были достигнуты существенные успехи в создании РДТТ и ракет на твердом топливе.

Ракетные двигатели, использующие жидкое топливо, называются жидкостно-ракетными (ЖРД). Как и в РДТТ, тепло химической реакции окисления или реакции разложения одного вещества пе-

реходит в кинетическую энергию продуктов сгорания или разложения. В отличие от РДТТ, жидкие вещества, необходимые для процесса, находятся в специальных баках на летательном аппарате. Конструктивно ЖРД так же прост, как и РДТТ, и не имеет механизмов, кроме насосов для подачи рабочих тел в камеру двигателя и для привода самих насосов. В ряде случаев двигательная установка не имеет даже насосных агрегатов, а использует тот или иной газ, который под высоким давлением вытесняет рабочие тела из баков в камеру двигателя.

Во многих ЖРД применяются агрессивные вещества (например, азотная кислота), а продукты сгорания имеют высокую температуру, что ставит перед конструктором двигателя весьма сложные задачи обеспечения его надежности и необходимого ресурса работы. Особые трудности возникают и в организации экономичного и устойчивого процесса, а также в обеспечении плавности переходных режимов и режимов пуска и остановки.

В связи с высокими температурами, при которых протекает процесс в ЖРД, серьезное значение приобретает организация достаточного и экономичного охлаждения всех горячих поверхностей двигателя. Система питания двигателя со всеми регулирующими и контрольно-предохранительными устройствами и элементами также должна удовлетворять ряд специфических требований, для чего необходимо разрешить многие сложные проблемы. Наконец, автоматизация процессов пуска, выхода на режим, дросселирования и остановки по заданной программе регулирования тесно связана с характером этих процессов в ЖРД и с областью применения самих двигателей.

Для осуществления указанных процессов в жидкостном ракетном двигателе чаще всего необходимы два исходных вещества — горючее и окислитель. В этом случае на борту летательного аппарата необходимо иметь отдельные емкости для горючего и для окислителя. Реакция между горючим и окислителем сопровождается выделением тепла и значительным повышением температуры конечных продуктов. В зависимости от того, каково критическое сечение сопла для истечения заданного секундного расхода продуктов реакции из двигателя, в камере сгорания устанавливается определенное давление, существенно превышающее давление внешней среды. Горючее и окислитель подаются в камеру двигателя в определенном весовом соотношении под давлением, несколько превышающим давление в камере.

Одна из схем жидкостно-ракетного двигателя приведена на рис. 1.3. Собственно двигатель состоит из камеры 7, головки 8 и сопла Лавала 9. Горючее из бака 4 и окислитель из бака 5 в данном случае вытесняются сжатым газом, аккумулированным в баллоне 1, и поступают непрерывно в двигатель, распыливаясь и перемешиваясь друг с другом у головки двигателя в нужной пропорции. В камере сгорания условно можно выделить две зоны: зону

подготовки и зону реакции и выравнивания параметров, хотя в реальной камере определенной границы раздела этих зон не существует. Сопло Лавала образует третью зону — зону расширения продуктов реакции от давления в камере до давления на срезе сопла; при этом скорость продуктов реакции относительно двигателя на выходе из сопла достигает некоторой величины w_c .

Схема двигателя усложняется различными пусковыми, эксплуатационными и контрольными устройствами и приборами и может иметь другие системы подачи горючего и окислителя.

Процесс в двигателе принципиально не изменится, если в камеру будет вводиться не горючее и окислитель, а одно какое-либо вещество, способное при определенных условиях разлагаться с выделением тепла и газообразных продуктов разложения. В обоих случаях скорость истечения будет зависеть от теплоты, выделяющейся при реакции между горючим и окислителем, или от теплоты реакции разложения вводимого в двигатель вещества, а также от свойств образующихся при реакции газов.

Если процесс основан на окислительной реакции, то двигатель получается высокотемпературным, так как при сгорании горючего образуются продукты с высокой температурой ($T > 2500^\circ \text{K}$). Если процесс основан на реакции разложения, то обычно двигатель получается низкотемпературным, так как при использовании принятых в практике веществ образуются продукты разложения с относительно низкой температурой. В современных ЖРД в подавляющем большинстве применяется реакция окисления.

При высокотемпературном процессе для обеспечения надежного действия двигателей, даже в случае однократного их применения, приходится охлаждать стенки камеры, сопла и головки одним или обоими компонентами топлива. Исключение составляют двигатели малых размеров с очень коротким периодом работы (несколько секунд).

В дальнейшем изложении под топливом, как указывалось, будем понимать исходные вещества, вводимые в камеру; под рабочим телом — топливо, а также промежуточные и конечные продукты

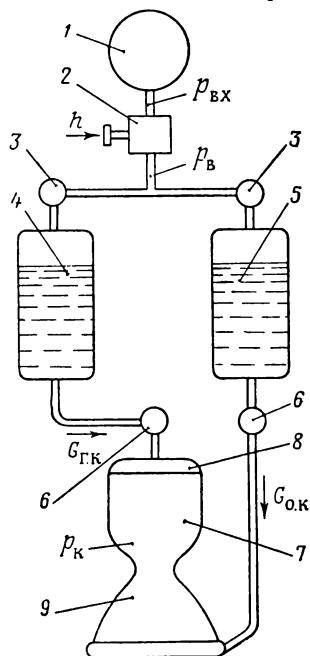


Рис. 1.3. Принципиальная схема ЖРД с вытеснительной подачей компонентов топлива:

1—баллон с газом высокого давления; 2—регулятор давления газа; 3—запорные клапаны; 4—бак горючего; 5—бак окислителя; 6—главные клапаны; 7—камера сгорания двигателя; 8—головка двигателя; 9—сопло Лавала

реакции. Горючее и окислитель принято называть компонентами топлива. В случае окислительной реакции мы имеем дело с двухкомпонентным рабочим телом, но, вообще говоря, оно может быть трех- и более компонентным. Наоборот, принято говорить об однокомпонентном, или унитарном, жидком топливе, если используется реакция его разложения или реакция разложения и окисления горючих элементов унитарного топлива. В случае двух- и более компонентного топлива в зоне подготовки происходят процессы распыливания, испарения и смешения компонентов, а также процессы предпламенного окисления и разложения реагентов; при унитарном топливе в этой зоне совершаются процессы распыливания, испарения и частично разложения.

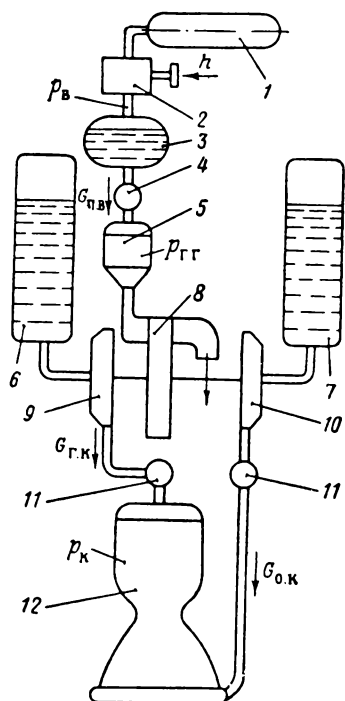


Рис. 1.4. Принципиальная схема ЖРД с однокомпонентным газогенератором:

1—баллон с газом высокого давления; 2—регулятор давления газа; 3—бак с перекисью водорода; 4—запорный клапан перекиси водорода; 5—газогенератор; 6—бак горючего; 7—бак окислителя; 8—турбина турбонасосного агрегата; 9—насос горючего; 10—насос окислителя; 11—главные клапаны; 12—камера двигателя

В результате направленного выброса с большой скоростью продуктов реакции окисления или разложения из камеры через сопло 9 во внешнюю среду получается реактивная сила тяги двигателя, действующая в сторону, противоположную вектору скорости.

Схема ЖРД, представленная на рис. 1.3, называется схемой с вытеснительной, или в данном случае баллонной подачей, так как подача компонентов топлива из баков в камеру осуществляется с помощью сжатого газа, подаваемого из баллона 1 через регулятор давления 2. Методы получения газа высокого давления и методы вытеснения компонентов топлива из баков могут быть различными; некоторые из них будут рассмотрены ниже.

Принципиально иной является схема ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива (рис. 1.4). В отличие от вытеснительной подачи, здесь баки горючего и окислителя находятся под малым давлением, не связанным с давлением в камере двигателя. Турбина 8, работающая на газе (или смеси пара и газа), подаваемом из специального газогенератора 5, развивает мощность, достаточную для вращения насосов 9 и 10 горючего и окислителя и подачи компонентов в камеру двигателя в нужном количестве и под

необходимым давлением. Газ после турбины целесообразно использовать тем или иным способом для получения дополнительной тяги двигательной установки.

В настоящее время схемы ЖРД с турбонасосной подачей получили широкое применение во всех двигательных установках, за ис-

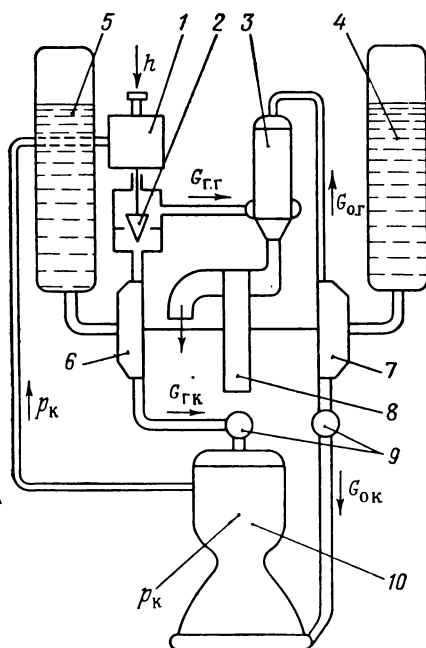


Рис. 1.5. Принципиальная схема ЖРД с двухкомпонентным газогенератором:

1—регулятор тяги; 2—регулирующий орган газогенератора; 3—двухкомпонентный газогенератор; 4—бак окислителя; 5—бак горючего; 6—насос горючего; 7—насос окислителя; 8—турбина ТНА; 9—главные клапаны; 10—камера двигателя

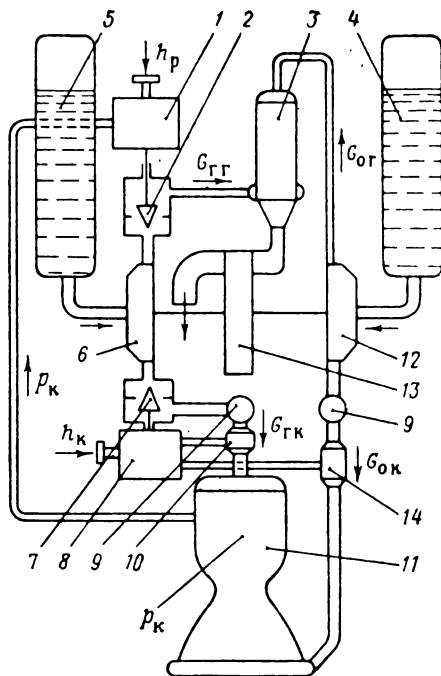


Рис. 1.6. Принципиальная схема ЖРД с регулированием тяги и соотношения компонентов топлива для двигателя:

1—регулятор тяги; 2—регулирующий орган регулятора; 3—двухкомпонентный газогенератор; 4—бак окислителя; 5—бак горючего; 6—насос горючего; 7—регулирующий орган регулятора; 8—регулятор соотношения компонентов топлива; 9—главные клапаны; 10—датчик расхода горючего; 11—камера двигателя; 12—насос окислителя; 13—турбина ТНА; 14—датчик расхода окислителя

ключением двигателей малой тяги и кратковременного действия. Турбонасосный агрегат (ТНА) является весьма важным звеном в двигательной установке.

На рис. 1.5 приведена схема, в которой, в отличие от схемы на рис. 1.4, в газогенератор 3 поступает два основных компонента

топлива ЖРД, дающих в газогенераторе газ нужных параметров для турбины 8 ТНА. Схема на рис. 1.6 позволяет регулировать величину тяги двигателя и соотношение компонентов топлива, поступающих в камеру 11. На рис. 1.7 представлена схема, в которой регулируются не только величина тяги двигателя и соотношение компонентов топлива, подаваемых в камеру 13, но и соотношение компонентов, поступающих в газогенератор 4. На рис. 1.8 приведена принципиальная схема ЖРД «замкнутой» системы, в которой газы после турбины ТНА поступают и используются в камере двигателя.

Жидкостно-ракетный двигатель имеет очень короткую историю развития, тем не менее в настоящее время он уже получил широкое практическое применение, особенно в ракетной технике, где его свойства оказались наиболее подходящими. Именно с помощью ракет с ЖРД были запущены первые в мире советские искусственные спутники Земли, лунные и межпланетные космические аппараты и корабли «Восток» и «Восход» с космонавтами.

В Советском Союзе и ряде зарубежных стран в настоящее время созданы надежные и достаточно экономичные и легкие ЖРД с различными рабочими телами и с тягами от малых (доли кГ) до очень больших величин (680—700 Т) в одной камере.

Использование жидкостно-ракетного двигателя было обосновано в России К. Э. Циолковским, который начал в 1896 г. теоретические работы по применению ракет для космических полетов, а в 1903 г. опубликовал в журнале «Научное обозрение» свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В этом труде К. Э. Циолковский приводит схему ракеты и схему двигателя, использующего жидкие кислород и углеводород. Не ограничиваясь этой схемой двигателя, К. Э. Циолковский предложил ряд компонентов топлива, с использованием одного из них для охлаждения двигателя, указал на целесообразность применения насосов для подачи рабочих тел в камеру и высказал в первой и дальнейших работах ряд других прогрессивных мыслей, относящихся к двигателю. Хотя основная область его интересов связывалась с межпланетными полетами, К. Э. Циолковский отчетливо понимал, что в осуществлении их важное значение имеет двигатель.

Необходимо отметить также работы советского инженера Ф. А. Цандера. В своей книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» (1932 г.) он рассмотрел жидкостно-реактивные двигатели, рабочие вещества для них, включая также и металлы. Ранняя смерть Ф. А. Цандера прервала его исследования полетов с помощью ракет, а также работы по двигателям для них.

В Советском Союзе еще до второй мировой войны были проведены успешные работы по созданию ракет и двигателей М. К. Тихонравовым, С. П. Королевым, Ю. А. Победоносцевым, Л. С. Душкиным и др. В результате были созданы экспериментальные ракеты и жидкостные ракетные двигатели для самолетов и ракетопланов. Известно, что первая советская ракета М. К. Тихонравова с ЖРД была успешно запущена в 1933 г.

В феврале 1940 г. был осуществлен первый полет ракетоплана С. П. Королева с ЖРД. В мае 1942 г. состоялся первый полет самолета В. Ф. Болховитинова с жидкостно-ракетным двигателем.

С помощью ракет-носителей, разработанных в послевоенный период под руководством С. П. Королева, были запущены советские искусственные спутники Земли, автоматические межпланетные станции, лунные аппараты и пилотируемые космические корабли «Восток» и «Восход».

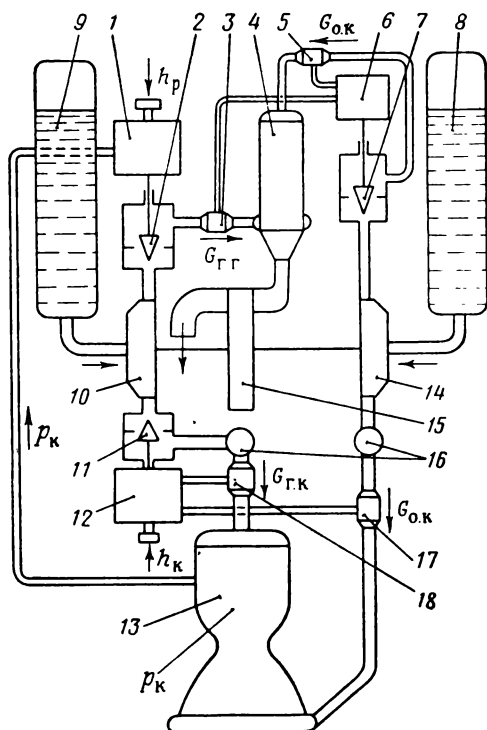


Рис. 1.7. Принципиальная схема ЖРД с регулированием тяги и соотношений компонентов топлива для двигателя и газогенератора:

1—регулятор тяги; 2—регулирующий орган регулятора 1; 3—датчик расхода горючего в газогенератор; 4—двухкомпонентный газогенератор; 5—датчик расхода окислителя в газогенератор; 6—регулятор соотношения компонентов топлива для газогенератора; 7—регулирующий орган регулятора 6; 8—бак окислителя; 9—бак горючего; 10—насос горючего; 11—регулирующий орган регулятора 12; 12—регулятор соотношения компонентов топлива для двигателя; 13—камера двигателя; 14—насос окислителя; 15—турбина ТНА; 16—главные клапаны; 17—датчик расхода окислителя в камеру двигателя; 18—датчик расхода горючего в камеру двигателя

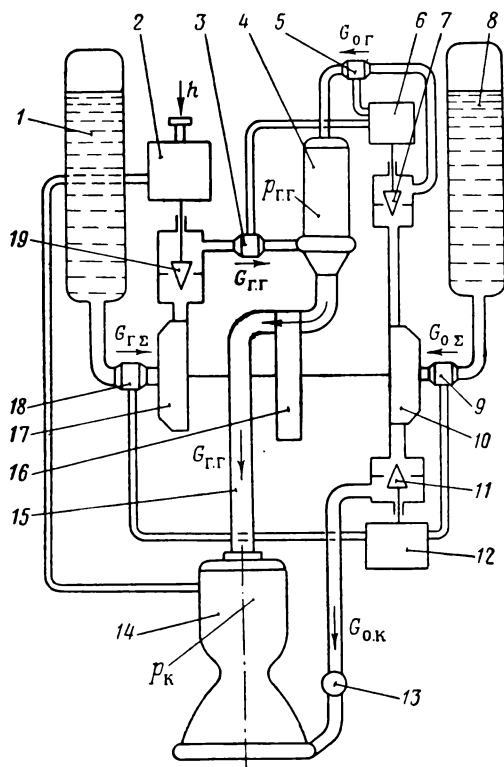


Рис. 1.8. Принципиальная схема ЖРД замкнутой схемы:

1—бак горючего; 2—регулятор тяги; 3—датчик расхода горючего в газогенератор; 4—газогенератор; 5—датчик расхода окислителя в газогенератор; 6—регулятор соотношения компонентов для газогенератора; 7—регулирующий орган регулятора 6; 8—бак окислителя; 9—датчик суммарного расхода окислителя; 10—насос окислителя; 11—регулирующий орган регулятора 12; 12—регулятор соотношения компонентов топлива для камеры двигателя; 13—запорный клапан окислителя; 14—камера двигателя; 15—патрубок подвода генераторного газа в камеру двигателя; 16—турбина ТНА; 17—насос горючего; 18—датчик суммарного расхода горючего; 19—регулирующий орган регулятора 2

В Германии проводились исследования отдельными лицами (Г. Оберт, Е. Зенгер, В. Браун и др.) и организациями, которые завершились созданием в 1942 г. ракеты Фау-2 (А-4). Эта ракета впервые была использована немцами против Англии в 1944 г. Ракета имела дальность полета 250—300 км при начальном весе 13 т и весе боевого заряда 750 кг. Максимальная скорость ракеты в момент выключения двигателя достигала 1540 м/сек; наивысшая точка полета— 82 км.

Применение ЖРД в период второй мировой войны на самолетах, особенно на немецких Ме-163, из-за неустойчивости процесса на режимах дросселирования и неотработанности процессов пуска и останова приводило к разрушению двигателей и самолетов. Научные исследования этих процессов, проводившиеся в СССР, повысили надежность ЖРД и открыли им дорогу в области исследования околоземного и космического пространства.

Теоретические и экспериментальные исследования велись и в других странах (например, Р. Годдар в США, Р. Эсно-Пельтри во Франции и другие). В СССР и США в настоящее время созданы ракеты всех классов с использованием ракетных двигателей жидкого и твердого топлива.

Основные достоинства ракетных двигателей — независимость их внутреннего процесса от наличия или отсутствия внешней среды (например, воздуха), т. е. автономность, и возможность создания большой тяги при малом весе двигателя. Эти особенности предопределили области применения ракетных двигателей, а именно: летательные аппараты с большой скороподъемностью, аппараты с большой скоростью и высотой полета, космические летательные аппараты. Значение таких аппаратов для мирных научных целей и как мощных средств защиты и нападения весьма велико. Поэтому после второй мировой войны в ряде стран были развернуты большие работы по созданию ракетных двигателей различного назначения. Особенно большие успехи в области ракетной техники были достигнуты в СССР.

Ракетные двигатели используются:

- на боевых ракетах класса «земля—земля» ближнего, среднего и дальнего (межконтинентального и глобального) действия для доставки атомных и водородных зарядов, а также других разрушающих боевых средств в любой пункт земного шара;

- на боевых управляемых ракетах класса «воздух—воздух» и «воздух—земля», запускаемых с самолетов и других летательных аппаратов для уничтожения подвижных и неподвижных объектов относительно малых размеров;

- на зенитных ракетах и антиракетах для действия против самолетов и ракет с целью охраны государства и его отдельных важных объектов от воздушного и космического нападения;

- на крылатых ракетах (ракетопланах) для достижения любого пункта на земном шаре со скоростью, близкой к скорости баллистической ракеты, а также для превращения ракетоплана в ис-

кусственный спутник кратковременного действия с возвращением на Землю (такого ракетоплана пока еще нет);

— на метеорологических ракетах для глубокого зондирования атмосферы с целью изучения ее свойств; в исследовательских высотных ракетах для изучения земного магнетизма, ионосферы, радиационных поясов около Земли, корпускулярного излучения Солнца и др.;

— на космических ракетах, предназначенных для запуска искусственных спутников Земли и межпланетных космических станций;

— на ракетах средней и большой дальности, на искусственных спутниках Земли и на межпланетных космических станциях в качестве бортовых установок для корректировки траектории ракет, орбит спутников и движения космических станций;

— на самолетах в качестве стартовых ускорителей и для кратковременного увеличения максимальной скорости или высоты полета;

— на экспериментальных самолетах для исследования поведения человека и приборов в условиях больших ускорений, большой скорости и высоты;

— на специальных земных подвижных стендах.

Как видно из этого перечня, ракетные двигатели действительно получили уже широкое и разностороннее применение для мирных и боевых целей.

1.2. Основные требования к ракетному двигателю

Чтобы сформулировать основные требования к ракетному двигателю, воспользуемся формулой К. Э. Циолковского, выведенной для случая свободного полета ракеты без влияния силы тяжести и сопротивления среды. Пусть

M_n и M_k — соответственно начальная и конечная массы простой, одноступенчатой, ракеты;

w_c — постоянная во времени скорость истечения газов из сопла;

$w_{\max}$ — скорость ракеты в конце работы двигателя, когда будет израсходовано все топливо, масса которого составляет $M_T = M_n - M_k$.

Ускорение ракеты в указанных условиях пропорционально силе тяги, а последняя, как будет показано дальше, пропорциональна скорости истечения w_c и расходу топлива в единицу времени. На этом основании формула Циолковского дает следующую зависимость скорости ракеты $w_{\max}$ в конце работы двигателя (в конце разгона или в конце активного участка траектории ракеты) от скорости истечения и начальной и конечной величин массы ракеты:

$$w_{\max} = w_c \ln \frac{M_n}{M_k}. \quad (1.1)$$

Отношение $M_n/M_k = \bar{m}$ называется массовым числом и зависит от конструктивного и технологического совершенства ракеты. Конечная масса (или вес) ракеты включает в себя полезный груз, например, контейнер с приборами и другими элементами системы регистрации и передачи показаний, корпус ракеты, органы управления и двигательную установку. Чем больше массовое число $\bar{m}$, тем больше максимальная скорость. Поэтому одной из задач проектирования ракеты является снижение веса конструкции, в том числе уменьшение веса двигателя и всей относящейся к нему системы.

Из формулы (1.1) непосредственно следует, что максимальная скорость ракеты при неизменном массовом числе прямо пропорциональна скорости истечения газов. Последняя же зависит от рода топлива и совершенства процесса в камере и сопле, а также от конструктивных и термодинамических параметров двигателя.

Формула (1.1) справедлива, как указывалось, лишь для условий полета ракеты без сопротивлений среды и без воздействия силы тяжести. Можно усложнить задачу включением влияния силы притяжения Земли и сопротивления атмосферы; однако в этом нет необходимости, так как от этого формулировка основных требований к двигателю не изменится. Эти требования сводятся к двум главным:

1. Необходимо как можно больше увеличивать скорость истечения газов из двигателя.

2. Необходимо иметь двигательную установку с наименьшим весом на заданную тягу, т. е. с минимальным удельным весом.

На рис. 1.9 показано изменение максимальной скорости ракеты по формуле (1.1) в зависимости от скорости истечения газов для различных значений массового числа. Максимальная скорость может быть использована для достижения максимальной высоты при вертикальном полете ракеты или для получения максимальной дальности. Действительное значение максимально достижимой высоты или максимальной дальности полета ракеты будет определяться не только величинами w_c и $\bar{m}$, но и выбранными значениями ускорений (или тяги двигателя) в поле тяготения и сопротивлений среды.

В реальных условиях применения ракетных двигателей может

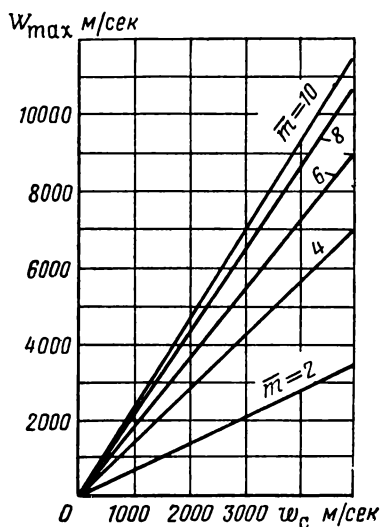


Рис. 1.9. Зависимость максимальной скорости одноступенчатой ракеты от скорости истечения газов из двигателя и от значения массового числа ракеты

оказаться, что из-за дефектов производства и хранения, процесс в двигателе ухудшается и величина скорости истечения не соответствует расчетной. Бывает также, что из-за несовершенства системы подачи топлива в ЖРД часть топлива остается в баках неиспользованной, в то время как двигатель уже прекратил работу; это приводит к увеличению конечной массы ракеты или к уменьшению массового числа. В РДТТ аналогичные условия могут возникнуть, если процесс горения прекратился, а топливо полностью не выгорело. В РДТТ возможен и такой случай, когда к концу процесса остатки топливного заряда разрушаются и удаляются из камеры, не выделив химической энергии; это сокращает время работы двигателя, но не оказывает влияния на скорость истечения газов и конечную массу ракеты. В ЖРД возможен случай полного израсходования одного компонента при недоиспользовании другого, если регулировка двигателя и его системы не обеспечивает расчетного пропорционального расходования компонентов. В этом случае скорость истечения газов не будет равна расчетной и конечная масса ракеты увеличится из-за массы оставшегося в баках компонента.

Рассмотрим влияние недоиспользования топлива при $w_c = \text{const}$, а также влияние несовершенства процесса или неточного выдерживания соотношения компонентов в ЖРД на максимальную скорость ракеты по формуле (1.1).

На рис. 1.10 показано влияние недоиспользования топлива на максимальную скорость ракеты для случая, когда массовое число $\bar{m}=5$, т. е. когда вес топлива составляет 80% от начального веса ракеты. Как видно из графика, недоиспользование только 2% от всего запаса топлива приводит при указанных условиях к уменьшению максимальной скорости ракеты почти на 5%.

Если действительный процесс в двигателе вследствие его несовершенства отличается от расчетного, тогда скорость истечения газов меньше расчетной. При полном использовании всего топлива уменьшение скорости истечения газов, как это следует из формулы (1.1), приводит к пропорциональному уменьшению максимальной скорости ракеты в конце активного участка.

Если соотношение компонентов в действительном процессе из-за неточностей выполнения и регулировки системы подачи отличается от расчетного, то изменится скорость истечения газов, а оставшийся неизрасходованным компонент увеличивает конечную массу ракеты. Оба эти фактора приводят к уменьшению максимальной скорости ракеты, однако решающую роль играет увеличение конечной массы из-за неиспользования компонента.

На рис. 1.11 показано влияние неточности регулирования расхода компонентов топлива в ЖРД на максимальную скорость ракеты при применении в качестве топлива керосина и азотной кислоты. Расчетный режим соответствует массовому числу $\bar{m}=5$ и избытку горючего на 10% против стехиометрического соотношения, т. е. $\alpha=0,9$. Из графика видно, что дополнительное обогащение

горючим против расчетного соотношения на 5% приводит к уменьшению максимальной скорости полета почти на 10%. Главное влияние в этом случае оказывает увеличение конечной массы ракеты, т. е. уменьшение массового числа против его расчетного

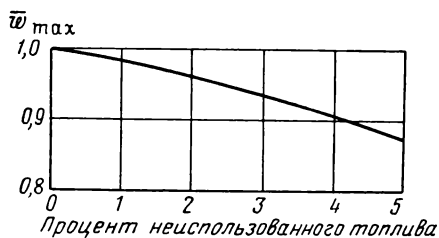


Рис. 1.10. Влияние недоиспользования запаса топлива на максимальную скорость ракеты

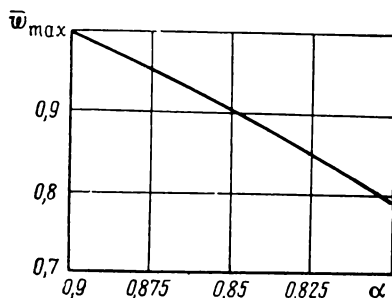


Рис. 1.11. Влияние неточности регулирования расхода горючего на максимальную скорость

значения; изменение скорости истечения имеет второстепенное значение.

Примеры, приведенные выше, позволяют поставить перед ракетным двигателем и его системой еще одно важное эксплуатационное требование, а именно — процесс в двигателе должен выдерживаться в каждом конкретном образце с наибольшим приближением к расчетному, что должно быть обеспечено стабильностью свойств топлива, точным выполнением двигателя и всех его элементов, а для ЖРД, кроме того, точным регулированием всей системы подачи, обеспечивающим израсходование расчетного запаса горючего и окислителя в необходимом соотношении.

1.3. Тяга двигателя. Удельные параметры

Тяга. Силой тяги, или тягой, двигателя называется результирующая всех сил, действующих на двигатель и обусловленных процессом в нем и давлением невозмущенной среды. Эта результирующая сила является причиной движения аппарата, на котором установлен двигатель. В установившемся горизонтальном движении тяга двигателя уравнивается внешними силами сопротивления. В неустановившемся движении тяга двигателя используется, кроме того, на ускорение аппарата и на преодоление силы притяжения, если увеличивается высота полета.

Исходя из определения силы тяги, можно было бы вычислить ее величину при установившемся режиме работы двигателя на данной высоте (рис. 1.12) из выражения

$$P = \int_{F_{\text{вн}}} p dF \cos \alpha - \int_{F_{\text{нар}}} p_n dF \cos \alpha, \quad (1.2)$$

где p — переменное давление газов внутри двигателя, действующее нормально к элементарной поверхности dF ;

α — угол между нормалью к dF и положительным направлением оси x (т. е. между вектором $p dF$ или $p_n dF$ и направлением действия вектора P);

$F_{\text{вн}}$ — внутренняя поверхность двигателя;

$F_{\text{нар}}$ — наружная поверхность двигателя;

p_n — давление на внешние поверхности двигателя, которое может быть принято постоянным.

В ракетных двигателях твердого топлива величина $F_{\text{вн}}$ в общем случае переменная, тогда как в ЖРД поверхность $F_{\text{вн}} = \text{const}$.

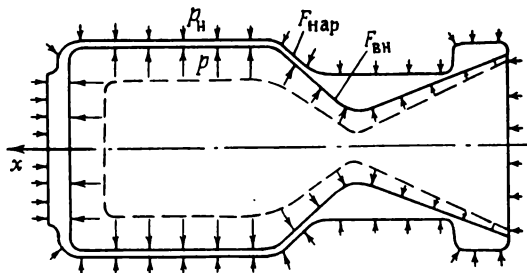


Рис. 1.12. Распределение сил давления на внутренней и внешней поверхностях двигателя

Определение силы тяги по формуле (1.2) даже в самом простом ЖРД не может быть выполнено с необходимой точностью. Для ЖРД в обоих членах правой части выражения (1.2) все цилиндрические участки внутренней и внешней поверхности, параллельные оси x , следует исключить и рассматривать лишь, например, днище, сопло и переходные поверхности к ним. Подсчет силы тяги таким путем сложен и не вполне точен, так как необходимо знать закон изменения давления на участке всего сопла. Между тем этот закон, особенно на сужающейся части сопла, т. е. от конца камеры до критического сечения, не всегда бывает известен. В РДТТ, где внутренняя поверхность двигателя является переменной величиной, определить силу тяги по формуле (1.2) еще сложнее.

Проще и удобнее вычислять силу тяги двигателя, применяя теорему импульсов (закон количества движения). В установившемся процессе импульс за единицу времени (1 сек) численно равен силе тяги. В этом случае алгебраическая сумма проекций на данное направление всех сил, действующих на тело, равна изменению количества движений тела в этом направлении за 1 сек.

Пусть летательный аппарат 1 (рис. 1.13) перемещается на некоторой постоянной высоте H с абсолютной (т. е. относительно Земли) установившейся скоростью w_0 м/сек. Двигатель 2, уста-

новленный на аппарате, имеет выходное сечение сопла F_c см²; давление газов на срезе сопла равно p_c кг/см²; их скорость относительно двигателя w_c м/сек и абсолютная скорость $w_a = w_c - w_0$.

Возьмем две контрольные плоскости, перпендикулярные к направлению полета: одну OO далеко впереди аппарата, вторую CC на срезе сопла. Площадь F_∞ каждой из этих плоскостей, ограниченная некоторой цилиндрической поверхностью OC , практически бесконечно больше площади F_c . Силы внешнего трения и все другие сопротивления движению аппарата нас не интересуют в дан-

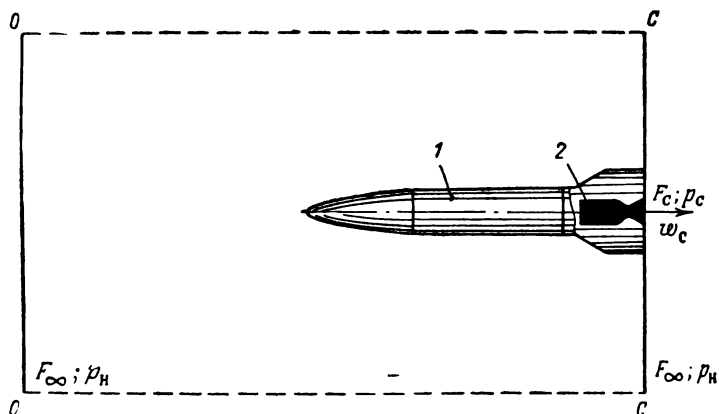


Рис. 1.13. К определению силы тяги

ном случае, потому что в установившемся движении они, как указывалось, равны силе тяги. С этой точки зрения можно считать давление p_n в выделенном объеме всюду одинаковым, кроме поверхности F_c .

Рабочее тело имело начальную абсолютную скорость w_0 в направлении полета, но, покидая двигатель, получило конечную абсолютную скорость w_a , направленную в сторону, противоположную полету. Следовательно, элементарное изменение количества движения в рассматриваемой системе координат относительно Земли будет равно

$$(w_a + w_0) dM = w_c dM;$$

здесь dM — элементарное массовое количество газов, покинувших двигатель за время $d\tau$. За 1 сек изменение количества движения будет

$$\int_{\tau=0}^{\tau=1} w_c dM = \frac{G_{\text{сек}}}{g} w_c, \quad (1.3)$$

где $G_{\text{сек}}$ — секундный весовой расход рабочего тела в кг/сек;
 g — ускорение силы тяжести на данной высоте в м/сек².

Алгебраическая сумма всех сил, действующих на двигатель в направлении полета, будет

$$\int_0 p_n dF - \int_c p dF + P;$$

(знак + принят для сил, вектор которых направлен в сторону полета).

Здесь индексы у знаков интегрирования указывают, что суммирование производится по плоскостям OO и CC ; силы, действующие на поверхность OC по понятным причинам исключаются. Это выражение можно переписать так:

$$p_n F_\infty - p_n (F_\infty - F_c) - p_c F_c + P$$

или

$$P - F_c (p_c - p_n). \quad (1.4)$$

Приравнявая выражения (1.3) и (1.4), получим выражение силы тяги двигателя при установившемся процессе на данной высоте полета

$$P = \frac{G_{\text{сек}}}{g} w_c + F_c (p_c - p_n). \quad (1.5)$$

При указанных выше размерностях правой части сила тяги выражается в кГ .

Первый член правой части выражения (1.5), именно $(G_{\text{сек}}/g)w_c$, называется динамической составляющей, а второй член $F_c(p_c - p_n)$ — статической составляющей силы тяги.

Если $p_c = p_n$, т. е. если в сопле осуществляется полное (расчетное для сопла) расширение газов от давления p_k^* в камере до давления p_n среды, то статическая составляющая силы тяги

$$F_c (p_c - p_n) = 0$$

и тяга

$$P = \frac{G_{\text{сек}}}{g} w_c. \quad (1.6)$$

При различных соплах, обеспечивающих при одинаковом секундном расходе разные степени расширения газов от некоторого постоянного давления p_k^* в камере до переменного давления на срезе сопла $p_c \geq p_n$, изменяется соотношение величин первого и второго членов правой части выражения (1.5). При $p_c = p_n$ динамическая составляющая достигает максимального значения, в то время как статическая составляющая численно равна нулю. При $p_c > p_n$ и по мере увеличения p_c величина динамической составляющей уменьшается, а статической, наоборот, возрастает, однако в целом сила тяги уменьшается (рис. 1.14). Из этого следует, что правильное проектирование сопла с учетом всех режимов и траек-

торий полета аппарата на активном участке, т. е. на участке, на котором двигатель работает, имеет большое значение.

Ракетный двигатель обладает способностью развивать большую тягу. Величина тяги зависит от секундного расхода газа и скорости истечения его из сопла. В некоторых странах серийно выпускаются жидкостно-ракетные двигатели с тягой, получаемой с одной камеры, 450—680 T , а в ракетных двигателях твердого топлива достигнуты значения тяг 1000 T и более. Ни один другой тип двигателя (ТРД, ПВРД) не в состоянии развить такую силу тяги. Это делает ракетные двигатели внеконкурентными в тех случаях, когда требуется большая тяга — при гиперзвуковых и космических скоростях полета.

Важно заметить, что, как это следует из выражения (1.5), тяга ракетного двигателя не зависит от скорости полета (если скорость полета не оказывает влияния на давление p_c на срезе сопла).

Удельная тяга (удельный импульс). Удельной тягой, или удельным импульсом, $P_{уд}$ двигателя называется тяга, отнесенная к весовому расходу рабочего тела в единицу времени, т. е.

$$P_{уд} = \frac{P}{G_{\Sigma \text{сек}}} . \quad (1.7)$$

Это определение дает размерность удельной тяги — $\kappa\Gamma \cdot \text{сек}/\kappa\Gamma$; в литературе размерность $P_{уд}$ иногда выражается в сек .

В ЖРД достаточно точно могут быть измерены тяга двигателя и расход топлива на установившихся и неуставившихся режимах. В общем случае неуставившегося режима, если P — значение мгновенной тяги за время $d\tau$, а dG_{Σ} — расход топлива за тот же промежуток времени, то

$$P_{уд} = \frac{P d\tau}{dG_{\Sigma}} . \quad (1.8)$$

В РДТТ чаще всего определяют среднюю величину удельной тяги, или удельного импульса, за весь период работы двигателя. Если $\bar{P}$ — среднее значение тяги за период τ сек работы двигателя, в течение которого израсходовано всего G_{Σ} $\kappa\Gamma$ топлива, то средний импульс РДТТ будет равен

$$P_{уд} = \frac{\bar{P}\tau}{G_{\Sigma}} . \quad (1.9)$$

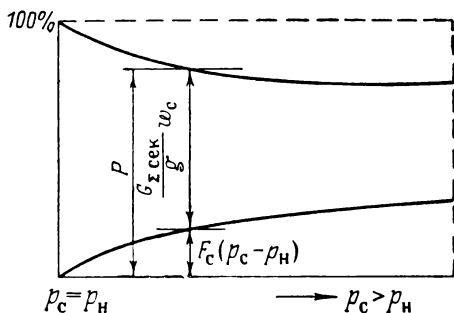


Рис. 1.14. Изменение силы тяги и ее динамической и статической составляющих при увеличении давления на срезе сопла.

При усовершенствовании методики испытания РДТТ можно будет определять мгновенное значение удельной тяги по формуле (1.7) на установившемся режиме и по формуле (1.8) на режиме неустановившемся.

Выражение удельной тяги легко получить, подставив в уравнение (1.7) значение P из формулы (1.5); тогда

$$P_{уд} = \frac{w_c}{g} + F_c \frac{p_c - p_n}{G_{зсек}}.$$

Но

$$G_{зсек} = \mu_c F_c w_c \gamma_c,$$

где μ_c — коэффициент расхода сопла, отнесенный к выходному сечению F_c , скорости w_c и весовой плотности γ_c газов в этом сечении; следовательно:

$$P_{уд} = \frac{w_c}{g} + \frac{p_c - p_n}{\mu_c w_c \gamma_c}. \quad (1.10)$$

При $p_c = p_n$, т. е. при полном расширении газов в сопле, удельная тяга будет равна

$$P_{уд} = \frac{w_c}{g}. \quad (1.11)$$

Если $p_c \neq p_n$, можно подсчитать величину удельной тяги также по формуле (1.11), подставив в нее вместо действительной скорости w_c некоторую условную эффективную скорость $w_{эфф}$ истечения газов из сопла, определяемую формулой:

$$w_{эфф} = w_c + \frac{g(p_c - p_n)}{\mu_c w_c \gamma_c}. \quad (1.12)$$

Следовательно, в общем случае

$$P_{уд} = \frac{w_{эфф}}{g}; \quad (1.13)$$

в частном случае, при $p_c = p_n$, скорость $w_{эфф} = w_c$ и удельная тяга определяется по формуле (1.11).

Чем больше удельная тяга, тем больше абсолютная тяга двигателя при заданном секундном расходе рабочего тела, или тем меньше секундный расход для заданной тяги двигателя. Чем больше удельная тяга, тем при прочих равных условиях будет больше дальность полета аппарата при одинаковом суммарном расходе рабочего тела.

Величина удельной тяги зависит от рода топлива и от параметров процесса в двигателе и отличается стабильностью для каждого типа топлива и уровня процесса в двигателе.

В современных двигателях в зависимости от рода топлива и параметров процесса удельная тяга на земле составляет для ЖРД

$$P_{уд} = 240 \div 420 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг} \text{ и более};$$

для РДТТ

$$P_{уд} = 200 \div 250 \text{ кг} \cdot \text{сек} / \text{кг} \text{ и более.}$$

Для перспективных топлив и для перспективных параметров процесса можно ожидать для ЖРД и РДТТ больших значений удельных тяг.

Удельный расход. Под удельным расходом понимается расход топлива на развитие тяги в 1 кг в течение одного часа. Следовательно:

$$c_{уд} = \frac{3600 G_{\Sigma \text{сек}}}{P} \quad (1.14)$$

или

$$c_{уд} = \frac{3600}{P_{уд}} \text{ кг} / \text{кг} \cdot \text{час.} \quad (1.15)$$

Удельный расход обратно пропорционален удельной тяге.

В современных двигателях удельный расход на земле равен для ЖРД

$$c_{уд} \approx 9 - 15 \text{ кг} / \text{кг} \cdot \text{час};$$

для РДТТ

$$c_{уд} \approx 15 - 18 \text{ кг} / \text{кг} \cdot \text{час.}$$

В практических расчетах удобно знать не часовой удельный расход, а удельный расход топлива в 1 сек на 1 кг или 1 Т тяги. Из выражения (1.15) секундный удельный расход равен

$$c_{уд.сек} = \frac{1}{P_{уд}} \text{ кг} / \text{кг} \cdot \text{сек}$$

или, относя удельный расход к 1 Т тяги:

$$c_{уд.сек} = \frac{1000}{P_{уд}} \text{ кг} / \text{Т} \cdot \text{сек.} \quad (1.16)$$

Так, если $P_{уд} = 250 \text{ кг} \cdot \text{сек} / \text{кг}$, то на каждую 1 Т абсолютной тяги нужно израсходовать 4 кг топлива в 1 сек.

Удельные расходы ракетных двигателей весьма большие; они во много раз выше удельных расходов ТРД и ПВРД. Объясняется это прежде всего тем, что во всех типах двигателей, использующих воздух, удельный расход относится лишь к расходу горючего, находящегося на борту летательного аппарата, в то время как в ракетных двигателях удельный расход относится ко всему расходуемому на аппарате топливу, который несет, кроме горючего, еще и окислитель (раздельно от горючего или вместе с ним). Расход окислителя чаще всего значительно больше расхода горючего, что и дает высокие значения удельных расходов топлива в ракетных двигателях. Отсюда ясно, что ракетные двигатели — это двигатели кратковременного действия, иначе размеры летательного

аппарата вырастут чрезмерно и тяга двигателей может оказаться недостаточной для сообщения аппарату необходимой скорости.

Дадим для иллюстрации общую формулу возможной продолжительности работы двигателя в системе ракеты (или другого аппарата).

Пусть M_k — конечная масса ракеты;
 $\bar{m}$ — массовое число.

Тогда масса топлива в ракете будет

$$M_T = M_k(\bar{m} - 1) = M_k \bar{m}_T = M_n \frac{\bar{m}_T}{\bar{m}},$$

где величина $\bar{m} - 1 = \bar{m}_T$ представляет отношение массы топлива к конечной массе ракеты, а $\bar{m}_T/\bar{m}$ — долю топлива от начальной массы M_n или начального веса G_n ракеты.

При постоянных по величине тяге двигателя P и удельном расходе топлива $c_{уд}$ продолжительность работы двигателя будет

$$\tau = \frac{G_n \bar{m}_T}{P c_{уд} \bar{m}} \text{ час.}$$

Отношение тяги двигателя к начальному весу ракеты называется тяговооруженностью

$$\bar{p} = P/G_n.$$

Вводя этот параметр, получим продолжительность работы двигателя при указанном условии

$$\tau = 3600 \frac{\bar{m}_T}{\bar{m} \bar{p} c_{уд}} \text{ сек} \quad (1.17)$$

или на основании выражения (1.15)

$$\tau = \frac{\bar{m}_T}{\bar{m}} \frac{P_{уд}}{\bar{p}}. \quad (1.18)$$

Таким образом, продолжительность работы ракетного двигателя в системе ракеты при $P = \text{const}$ и $c_{уд} = \text{const}$ пропорциональна массовой, или весовой, доле топлива в ракете и удельной тяге двигателя и обратно пропорциональна тяговооруженности ракеты.

Важно заметить, что в формулах (1.17) или (1.18) размеры ракеты в явном виде не представлены; неявно они включены в долю топлива $\bar{m}_T$, которая в известной степени зависит от размеров ракеты. В больших ракетах можно добиться несколько большего массового числа, чем в малых ракетах.

Пусть $P_{уд} = 300 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; $\bar{p} = 1,5$; $\bar{m} = 10$ и, следовательно, $\bar{m}_T = 9$; тогда продолжительность работы двигателя с постоянной по величине тягой будет

$$\tau = 0,9 \frac{300}{1,5} = 180 \text{ сек.}$$

Короткий период работы ракетных двигателей определяется не только большим удельным расходом, но также ограниченным ресурсом двигателей из-за высоких температур, агрессивности ряда компонентов топлива и необходимости максимально облегчить вес конструкции. В РДТТ дополнительное ограничение продолжительности работы двигателя связано с отсутствием охлаждения такой важной детали, как выходное сопло двигателя.

Удельный вес двигательной установки $\gamma_{д.у.}$. Этот параметр определяется как отношение веса $G_{д.у.}$ всей установки в целом к тяге, развиваемой двигателем, т. е.:

$$\gamma_{д.у.} = \frac{G_{д.у.}}{P}.$$

В вес двигательной установки входит вес всей системы, кроме веса топлива. В РДТТ сюда относятся камера, сопло, воспламенитель с его системой, система регулирования тяги (если она есть). В ЖРД — баки, трубопроводы, клапаны, насосы с приводным двигателем (турбонасосный агрегат), система пуска и регулирования, вспомогательные системы (генераторы газа для турбины и др.).

Удельный вес двигательной установки имеет большое значение, особенно для ракет, так как при прочих равных условиях он влияет на максимальную скорость, а следовательно, и на дальность аппарата. Чем меньше начальный вес ракеты, тем сильнее сказывается влияние веса двигательной установки.

Жидкостно-ракетные двигатели имеют удельный вес 0,008—0,04 кг/кг. Меньшие значения получаются у двигателей с большой тягой и большие — у ЖРД с малой тягой.

У двигателей твердого топлива удельный вес в большой степени зависит от конструкции двигателя, типа и размеров топливного заряда и материала камеры. Если топливо заливается непосредственно в камеру и стенки камеры выполняются тонкими металлическими или из пластмассы и без тепловой изоляции, то вес РДТТ получается меньше и составляет около 5—7% от веса топлива. При прессованном топливном заряде, закладываемом в камеру с зазором, что приводит к необходимости увеличивать толщину стенки камеры и применять тепловую изоляцию, вес РДТТ возрастает и достигает 5—10% и более от веса топливного заряда.

Имеет огромное значение также компактность (габариты) силовой установки, так как при заданных величинах тяги и продолжительности работы двигателя габариты установки вместе с объемом топлива определяют размеры всей ракеты. Удельные лобовые тяги ракетных двигателей существенно больше удельных лобовых тяг любых других типов двигателей и достигают значений 80—100 Т и более на 1 м² лба.

Из рассмотрения схемы процесса в ракетном двигателе и его параметров можно сделать следующие основные выводы:

1. Ракетный двигатель развивает тягу, используя вещества, находящиеся на самом летательном аппарате; поэтому двигатель является вполне автономным, т. е. способным развивать тягу на любой высоте при наличии и при отсутствии воздуха в пространстве; все остальные типы двигателей нуждаются во внешнем воздухе, кислород которого необходим для окисления горючего, используемого в двигателе и находящегося на летательном аппарате.

2. Ракетный двигатель способен развивать большую по абсолютной величине силу тяги, для чего необходимо обеспечить выброс значительных масс продуктов реакции с большой скоростью; в этом отношении ракетный двигатель имеет существенное преимущество перед остальными типами реактивных двигателей;

3. Необходимость иметь на самом летательном аппарате весь запас исходных веществ для процесса двигателя весьма ограничивает продолжительность его работы; в этом отношении ракетные двигатели значительно уступают всем остальным типам реактивных двигателей.

Глава II

ЦИКЛ И КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.1. Идеальный цикл. Термический к. п. д. и максимальная скорость истечения газов

В ракетном двигателе органически сочетаются устройства для получения кинетической энергии газов из химической энергии топлива, вводимого в камеру, и для получения силы тяги в итоге процесса преобразования. Процесс в ракетном двигателе протекает непрерывно при постоянном давлении в камере. Хотя возможны и другие условия осуществления процесса, мы будем рассматривать в дальнейшем только процесс с подводом тепла при $p = \text{const}$.

Несмотря на то, что в ракетном двигателе нет всех звеньев, в которых осуществляются отдельные термодинамические процессы цикла, тем не менее вполне правомерно графическое представление

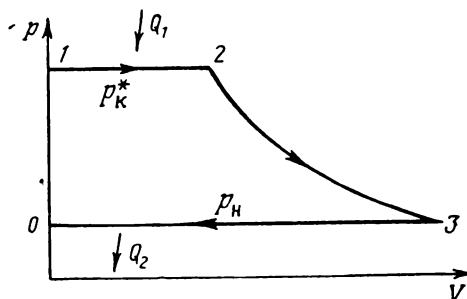


Рис. 2.1. Идеальный цикл ракетного двигателя

его термодинамического цикла и общее исследование для установления и понимания основных зависимостей и факторов, определяющих свойства цикла.

В ЖРД повышается давление компонентов топлива, которые поступают в камеру сгорания в жидком или газообразном состоянии. Пренебрегая работой сжатия компонентов, поступающих в жидком состоянии, можно идеальный цикл такого жидкостно-ракетного двигателя представить в виде графика, изображенного на рис. 2. 1. Изобара 1—2 представляет участок, на котором подводится тепло Q_1 ; давление p_k^* в камере в идеальном цикле принимается равным давлению заторможенных газов в реальном процессе; адиабата 2—3 в идеальном цикле, рассматриваемом здесь, соответствует процессу изэнтропического расширения газов в сопле от начального давления p_k^* до конечного давления $p_c = p_n$, где p_n — наружное давление; линия 3—0 условно представляет замыкающую цикл изобару с отводом тепла Q_2 от цикла; линия 0—1 показывает повышение давления жидких рабочих тел, вводимых в двигатель; объемом этих тел, как ничтожно малым сравнительно с объемом газообразных продуктов, можно пренебречь.

Идеальный цикл РДТТ, очевидно, будет вполне аналогичен циклу ЖРД с жидкими компонентами на входе в камеру, так как твердое топливо находится в камере при давлении p_k^* и его объемом можно вполне пренебречь. На изобаре 1—2 топливо газифицируется и сгорает, выделяя тепло Q_1 .

Конечное давление цикла p_c так же, как и начальное p_k^* , выбираются для данного топлива из учета эффективности ракеты. Будучи выбранными, они определяют степень понижения давления в цикле

$$\pi = \frac{p_k^*}{p_c}.$$

Если через h_u ккал/кг обозначить рабочую (низшую) теплотворную способность, или теплоту реакции разложения, 1 кг топлива, то

$$Q_1 = h_u = i_2 - i_1$$

или

$$Q_1 = h_u \approx c_p T_z; \quad (2.1)$$

здесь i_2 и i_1 — энтальпия рабочего тела соответственно при конечной и начальной температурах в точках 2 и 1;

c_p — постоянная теплоемкость идеального процесса или средняя теплоемкость продуктов реакции в интервале от температуры в точке 1 до T_z К;

T_z — теоретическая температура газов в точке 2, в предположении отсутствия потерь тепла в камере и при скорости газов, равной нулю.

Тепловой эффект реакции унитарного топлива — всегда определенная величина, равная h_u . При окислительной реакции тепловой эффект реакции зависит от соотношения горючего и окислителя. Если в соотношении компонентов окислителя меньше, чем требуется по стехиометрическому уравнению, тогда вместо h_u следует в формулу (2.1) и в дальнейшем подставлять величину $h_a < h_u$, поскольку часть тепла не сможет выделиться из-за недостатка окислителя. В общем случае

$$Q_1 = h_a \approx c_p T_z. \quad (2.2)$$

Работа идеального цикла, численно равная кинетической энергии продуктов сгорания в точке 3, т. е. в конце адиабатического процесса расширения, напишется в форме

$$AL_{ид} = A \frac{k}{k-1} RT_z \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right], \quad (2.3)$$

причем

$$A \frac{k}{k-1} R = c_p. \quad (2.4)$$

Здесь k — постоянный показатель идеального адиабатического процесса;

R — газовая постоянная продуктов реакции.

Термический к. п. д. идеального цикла

$$\eta_t = \frac{AL_{ид}}{Q_1}.$$

На основании выражений (2.1) или (2.2) и (2.4)

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{p_H}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{1}{\frac{p_k^*}{p_H}^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (2.5)$$

Термический к. п. д. идеального ракетного двигателя зависит только от степени понижения давления газов π и от состава продуктов реакции k ; на рис. 2.2 дана зависимость η_t от π для разных значений k . Чем меньше теплоемкость газа, тем выше термический к. п. д. С этой точки зрения, увеличение содержания многоатомных газов в продуктах сгорания нежелательно. Термический к. п. д. стремится к единице, при $p_H \rightarrow 0^*$. Этот случай соответствует идеальному циклу без потерь и полному расширению газов в пустоту независимо от величины начального давления.

* Это не противоречит второму закону термодинамики, так как, если $p_c = p_H = 0$, то и $T_H = 0$, а в этом случае для цикла Карно $\eta_t = 1$. В действительности p_c никогда не равно 0 и всегда $\eta_t < 1$.

В зависимости от характеристики рабочего тела идеального цикла значения термического к. п. д. цикла будут различны при одной и той же величине отношения давлений π . Если для иде-

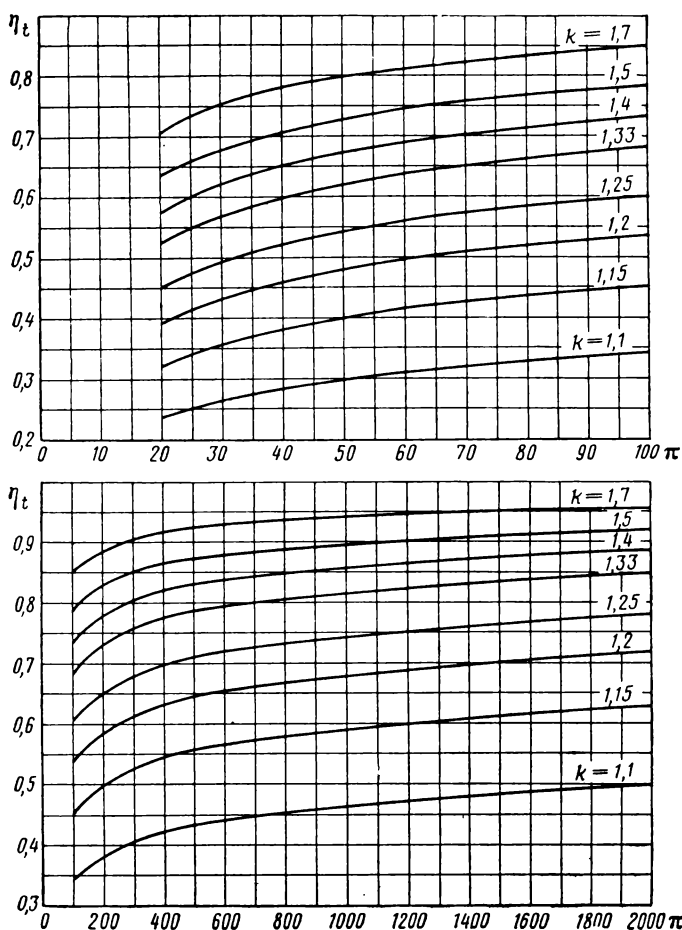


Рис. 2.2. Зависимость термического к. п. д. от степени понижения давления газа в сопле и от величины k

ального цикла взять реальное рабочее тело (например, продукты реакции) и учитывать диссоциацию, а также зависимость его теплоемкости от температуры, то величины максимальной температуры T_z и термического к. п. д. η_t будут меньше, чем для случая $c_p = \text{const}$, что известно из термодинамики.

При расчетах за идеальный цикл целесообразно принимать цикл с реальным рабочим телом, характеризующийся переменным

составом, переменной теплоемкостью и диссоциацией, так как такой цикл позволит точнее судить о том, насколько реальный процесс в двигателе приближается к теоретически возможному. В этом случае величина c_p в формуле (2.1) будет учитывать не только состав рабочего тела и зависимость теплоемкости от температуры, но и диссоциацию продуктов сгорания при температуре T_z . Как находить температуру T_z , будет показано в гл. VIII. Действительная температура T_k^* заторможенных газов в камере при таком подходе будет отличаться от температуры T_z продуктов реакции в конце камеры только вследствие неполноты реакции и тепловых потерь в стенки камеры.

Работа идеального цикла $L_{ид}$ в ракетном двигателе (при $p_c = p_n$) используется полностью для получения кинетической энергии струи газов, вытекающих из сопла. Значение скорости $w_{ид}$ истечения газов из сопла идеального двигателя определяется из равенства

$$\frac{w_{ид}^2}{2g} = L_{ид}.$$

Отсюда, имея в виду уравнение (2.3), можно написать

$$w_{ид} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_z \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.6)$$

или

$$w_{ид} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_z \eta_t}, \quad (2.7)$$

или, с учетом уравнений (2.2) и (2.4):

$$w_{ид} = \sqrt{2g \frac{h_a}{A} \eta_t}. \quad (2.8)$$

Формула (2.8) показывает, что максимальная скорость истечения газов в идеальном ракетном двигателе зависит от теплоты реакции 1 кг топлива и от термического к. п. д.

Удельная тяга идеального ракетного двигателя

$$P_{уд. ид} = \frac{w_{ид}}{g}. \quad (2.9)$$

2. 2. Особенности действительного процесса. Коэффициенты полезного действия

Действительный процесс в ракетном двигателе отличается от идеального наличием потерь в камере и в сопле.

Потери в камере определяются следующими двумя причинами:

1) реакция (окисления или разложения) не завершается пол-

ностью в камере и из-за этого часть Δh_1 тепла не выделяется (неполнота реакции, не включающая в себя диссоциацию);

2) часть Δh_2 теплоты реакции окисления затрачивается на диссоциацию продуктов реакции; роль диссоциации в высокотемпературных двигателях значительна, так как температура сгорания в ракетных двигателях достигает 3000—3500° К и выше. Потери из-за диссоциации объясняются следующим: тепло на диссоциацию продуктов сгорания затрачивается при высокой температуре в камере и возвращается полностью или частично в процессе расширения в сопле при понижении температуры газов и рекомбинации. Хотя диссоциация вполне обратимая реакция, однако изъятие тепла в процессе его выделения в камере при p_k^* и возвращение этого же тепла при меньших p приводит к уменьшению к. п. д.

В ЖРД первая потеря обуславливается несовершенством процесса смесеобразования, а также неравномерностью состава смеси по поперечному сечению камеры. Эта неравномерность во многих случаях оказывается необходимой для понижения теплонапряженности стенок камеры. Если в конце камеры сгорания параметры продуктов реакции не успевают выравниваться, то возникает дополнительная потеря тепла сравнительно с идеальным процессом, в котором при данном α параметры газа по всему сечению считались одинаковыми.

В ЖРД часть тепла Δh_3 передается от газов в стенки; это количество тепла невелико и за исключением экспериментальных и некоторых двигателей, не имеющих охлаждения или охлаждаемых проточной водой или другой жидкостью, вновь возвращается в камеру двигателя вместе с компонентом рабочей смеси, использованным для охлаждения стенок двигателя. Для неохлаждаемых двигателей и для двигателей, имеющих внешнее охлаждение жидкостью, не участвующей в процессе выделения тепла в камере, тепло Δh_3 является потерей, так как при этом уменьшается температура газов в тракте двигателя. Иначе обстоит с двигателями, охлаждаемыми одним из компонентов, особенно в случае несамовоспламеняющихся топлив, когда необходим подвод тепла для испарения компонентов и для осуществления всех промежуточных предпламенных процессов. Это тепло в случае неохлаждаемых камер заимствуется полностью и непосредственно из зоны горения с помощью лучистого тепла и «обратных токов» (см. гл. IV); в случае охлаждаемых камер оно поступает также из зоны горения, но частично непосредственно через обратные токи и лучистое тепло и частично через стенки путем нагрева компонента, охлаждающего двигатель. Следовательно, в этом случае в реальном процессе тепло Δh_3 не является потерей, так как определяемый экспериментально тепловой эффект реакции учитывает затрату тепла на испарение и промежуточные реакции.

В некоторых двигателях охлаждающий компонент или оба компонента испаряются и используются сначала для привода турби-

ны ТНА, а затем уже вводятся в камеру; в этом случае часть энергии теряется для процесса в камере двигателя, хотя и используется в двигательной установке в целом.

В низкотемпературных двигателях, в которых процесс основан на применении реакции разложения, главной потерей является только первая.

Как указывалось, затрачиваемое на диссоциацию тепло так же, как и переменную теплоемкость газов, целесообразно учесть заранее в величине термического к. п. д. идеального цикла, осуществляемого реальными продуктами реакции. Тогда отклонение реального процесса в камере реального двигателя от идеального уменьшится и будет целиком определяться только неполнотой реакции и различием параметров газа в сечении на выходе из камеры.

При расчете процесса в ракетном двигателе всегда определяются действительный состав и реальные свойства газов в камере.

Если потери тепла от неполноты сгорания и в стенки камеры оценить величиной Δh , то можно найти коэффициент полезного действия камеры η_k из отношения

$$\eta_k = \frac{h_a - \Delta h}{h_a}. \quad (2.10)$$

В выполненных конструкциях камер $\eta_k = 0,92 \div 0,98$.

Потери тепла в камере приводят к тому, что действительная температура газов в конце камеры $T_k^* < T_z$. Действительную температуру мы определяем, как указывалось, как температуру адиабатически заторможенных газов.

Очевидно, что

$$c_p T_k^* = h_a - \Delta h. \quad (2.11)$$

Можно принять одинаковыми средние теплоемкости идеального и действительного процессов. Это вполне допустимо, если в идеальном процессе учтена переменная теплоемкость и состав газов в действительном процессе не отличается от состава в идеальном. В этом случае из выражения (2.10), используя уравнения (2.1) и (2.11), получим выражение к. п. д. камеры:

$$\eta_k = \frac{T_k^*}{T_z}. \quad (2.12)$$

Если процесс расширения в сопле принят изэнтропическим с учетом рекомбинации молекул, то полученная в результате этого скорость истечения может быть названа теоретической. При $p_c = p_n$ она вычисляется по формуле

$$w_T = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R T_k^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (2.13)$$

Здесь k — показатель изэнтропического процесса, учитывающий рекомбинацию молекул в процессе расширения.

Можно установить связь между w_t и $w_{ид}$ с помощью коэффициента φ_k , который учитывает уменьшение идеальной скорости из-за наличия неучтенных в идеальном цикле потерь в реальной камере:

$$w_t = \varphi_k w_{ид}. \quad (2.14)$$

На основании уравнений (2.6), (2.12) и (2.13)

$$\varphi_k = \sqrt{\eta_k} \quad (2.15)$$

или

$$\eta_k = \varphi_k^2. \quad (2.16)$$

Теоретической скорости соответствует теоретическая работа:

$$L_t = \frac{k}{k-1} RT_k^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]. \quad (2.17)$$

Очевидно:

$$L_t = \frac{w_t^2}{2g}. \quad (2.18)$$

В реальном сопле протекают следующие процессы:

- 1) расширение газов с понижением температуры и давления и увеличением их скорости вдоль сопла;
- 2) выделение тепла вследствие незавершения реакции в камере, а в высокотемпературных двигателях также вследствие рекомбинации (ассоциации) продуктов диссоциации при понижении температуры газов в сопле;
- 3) отвод части тепла от газов в стенки;
- 4) трение газа о стенки и внутреннее трение в самом газе.

В силу указанных причин действительный процесс в сопле не будет адиабатическим, а будет протекать по сложному закону, различному на разных участках сопла с переменным составом газов вдоль сопла.

При расчете процесса расширения газов в сопле рекомбинация молекул при понижении температуры учитывается тем или иным способом: например, в предположении, что в каждом сечении сопла газ находится в равновесном состоянии соответственно средней температуре газов в этом сечении. В этом случае отклонение действительного процесса от идеального обусловлено лишь трением и теплоотдачей в стенки.

Действительный процесс расширения можно заменить эквивалентным ему (например, по достигнутой величине выходной скорости) политропическим процессом с некоторым постоянным пока-

затем n . В этом случае действительная скорость газов на выходе из сопла будет

$$w_c = \sqrt{2g \frac{n}{n-1} RT_k^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (2.19)$$

а действительная внутренняя работа реального цикла:

$$L_i = \frac{n}{n-1} RT_k^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]. \quad (2.20)$$

Очевидно:

$$L_i = \frac{w_c^2}{2g}. \quad (2.21)$$

Коэффициент полезного действия η_c сопла показывает влияние отклонения действительного процесса в сопле от теоретического на эффективность цикла ракетного двигателя при одинаковых начальных параметрах газа (p_k^* , T_k^*) и при одинаковой степени расширения π . Величина η_c в выполненных конструкциях составляет 0,90—0,96. Большие значения достигаются в двигателях больших тяг и в двигателях со специальным профилированием сопла.

Из выражений (2.13) и (2.19) следует, что к. п. д. сопла

$$\eta_c = \frac{w_c^2}{w_T^2}. \quad (2.22)$$

Если принять

$$w_c = \varphi_c w_T, \quad (2.23)$$

где φ_c — коэффициент скорости сопла, то

$$\eta_c = \varphi_c^2. \quad (2.24)$$

Внутренний к. п. д. η_i действительного процесса в ракетном двигателе в стендовых условиях ($w_0 = 0$) можно определить, как отношение действительной или внутренней работы L_i реального процесса, выраженной в калориях, к теплу Q_1 , затраченному на получение этой работы. Следовательно:

$$\eta_i = \frac{AL_i}{Q_1} = \frac{A \frac{w_c^2}{2g}}{h_a}. \quad (2.25)$$

Имея в виду формулу (2.7), можно действительную скорость истечения определить из формулы (2.25):

$$w_c = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_z \eta_i} \quad (2.26)$$

или, с учетом выражений (2.6), (2.14) и (2.23)

$$\omega_c = \varphi_\kappa \varphi_c \omega_{\text{ид}}, \quad (2.27)$$

а также

$$\omega_c = \varphi_c \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R T_\kappa^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_\kappa^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (2.28)$$

2.3. Коэффициенты полезного действия двигателя в полете

Аппараты, на которых устанавливаются ракетные двигатели, чаще всего на активных участках пути, т. е. на участках, на которых двигатель работает и развивает тягу, не имеют установившегося режима полета или (в случае самолетов и авиационных ракет) такой режим является кратковременным. Поэтому, вообще говоря, коэффициенты полезного действия двигателя в полете будут переменными; их величины будут зависеть от условий полета.

Необходимо рассматривать два случая полета: 1) когда скорость полета относительно невелика и кинетической энергией топлива сравнительно с его химической энергией можно пренебречь; такой случай относится, например, к старту ракеты и к самолетному стартовому ускорителю; 2) когда скорость полета велика и кинетическая энергия топлива соизмерима с его химической энергией; такой случай имеет место во всех ступенях ракеты (кроме первой, в отдельных случаях). Второй случай является более общим; его мы исследуем прежде всего.

Внешним итоговым эффектом действия двигателя в полете будет работа перемещения аппарата.

Пусть P — мгновенное значение тяги двигателя, dS — путь, или проекция пути, летательного аппарата в направлении силы тяги за время $d\tau$; тогда внешняя полезная (эффективная) работа двигателя будет

$$dL_e = P dS. \quad (2.29)$$

Рабочее тело в полете обладает, кроме химической энергии h_a , также и начальной кинетической энергией, соответствующей, вообще говоря, переменной по времени скорости ω_0 полета аппарата. Если скорость полета велика, то при определении к. п. д. нельзя пренебрегать начальной кинетической энергией топлива, величина которой становится вполне соизмеримой с тепловым эффектом реакции. Конечно, кинетическая энергия топлива в данный момент появилась в результате предшествующей этому моменту затраты химической энергии отброшенных масс топлива на траектории движения аппарата. Тем не менее, рассматривая произвольный момент времени в движении аппарата, нельзя не считаться с накопленной к этому моменту кинетической энергией оставшегося топлива. Так,

например, при $h_a = 1500$ ккал/кг и $w_0 = 200, 600, 1000, 1500, 3000$ и 6000 м/сек отношение $Aw_0^2/2gh_a$ будет соответственно равно (примерно): 0,003; 0,028; 0,075; 0,17, 0,68 и 2,8. Как видно, при очень больших скоростях полета следует учитывать величину начальной внешней кинетической энергии топлива при определении текущей величины всей затрачиваемой энергии и текущих значений к. п. д. Следовательно, общая получаемая с 1 кг топлива энергия равна $(h_a/A) + (w_0^2/2g)$; здесь w_0 — мгновенная скорость полета.

Если за время $d\tau$ расход рабочего тела составляет dG , то мгновенная величина затраченной на полет энергии будет равна

$$dG \left(\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g} \right). \quad (2.30)$$

Эффективный (полный) к. п. д. η_e двигателя в полете представляет отношение полезной работы перемещения аппарата, обусловленного работой двигателя, к общей энергии в двигателе, затраченной на это перемещение.

На основании уравнений (2.29) и (2.30) мгновенное значение эффективного (полного) к. п. д. двигателя будет равно

$$\eta_e = \frac{P dS}{dG \left(\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g} \right)}. \quad (2.31)$$

Так как

$$dS = w_0 d\tau$$

и на установившемся режиме полета

$$\frac{dG}{d\tau} = G_{\Sigma \text{сек}} \quad \text{и} \quad \frac{P}{G_{\Sigma \text{сек}}} = P_{y\lambda},$$

то эффективный к. п. д. получит выражение:

$$\eta_e = \frac{P_{y\lambda} w_0}{\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g}} \quad (2.32)$$

или в общем случае при $P_{y\lambda} = w_{\text{эфф}} w_0 / g$:

$$\eta_e = \frac{w_{\text{эфф}} w_0}{g \left(\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g} \right)}. \quad (2.33)$$

Внутренний к. п. д. η_i двигателя в полете представляет отношение внутренней работы двигателя, равной работе перемещения аппарата плюс оставшаяся в газах после двигателя кинетическая энергия, к общей затраченной в двигателе энергии. Абсолютная скорость газов, покидающих двигатель, относительно неподвиж-

ных координат пространства (например, относительно Земли) равна $w_a = w_c - w_0$ при полном расширении газов в сопле; в случае неполного расширения $w_a = w_{эфф} - w_0$; поэтому неиспользованная кинетическая энергия 1 кг газов в общем случае равна

$$\frac{w_a^2}{2g} = \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}. \quad (2.34)$$

На основании определения мгновенное значение внутреннего к. п. д. в полете равно

$$\eta_t = \frac{P dS + dG \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}{dG \left(\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g} \right)}. \quad (2.35)$$

Если на некотором участке траектории скорость полета $w_0 = \text{const}$, то

$$\eta_t = \frac{P_{уд} w_0 + \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}{\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g}} \quad (2.36)$$

или

$$\eta_t = \frac{\frac{w_{эфф} w_0}{g} + \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}{\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g}},$$

или, наконец,

$$\eta_t = \frac{\frac{w_{эфф}^2}{2g} + \frac{w_0^2}{2g}}{\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g}}. \quad (2.37)$$

Тяговый, или полетный, к. п. д. η_P представляет отношение полезной работы перемещения аппарата к полезной работе плюс остаточная кинетическая энергия газов, которая для 1 кг равна $(w_{эфф} - w_0)^2 / 2g$. Тяговый к. п. д. указывает, какую долю эффективной кинетической энергии выхлопных газов удастся использовать при данных условиях полета для внешней полезной работы перемещения аппарата.

На основании этого определения мгновенное значение η_P равно

$$\eta_P = \frac{P dS}{P dS + dG \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}. \quad (2.38)$$

Если $w_0 = \text{const}$ на некотором участке полета, то

$$\eta_P = \frac{P_{yA} w_0}{P_{yA} w_0 + \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}$$

или

$$\eta_P = \frac{\frac{w_{эфф} w_0}{g}}{\frac{w_{эфф} w_0}{g} + \frac{(w_{эфф} - w_0)^2}{2g}}, \quad (2.39)$$

или, наконец:

$$\eta_P = 2 \frac{w_0 / w_{эфф}}{1 + \left(\frac{w_0}{w_{эфф}} \right)^2}. \quad (2.40)$$

Произведение выражений (2.37) и (2.40) дает полный к. п. д. в полете

$$\eta_e = \eta_i \eta_P = \frac{w_{эфф} w_0}{g \left(\frac{h_a}{A} + \frac{w_0^2}{2g} \right)}. \quad (2.41)$$

При полном расширении газов в сопле в формулы для η_i , η_P и η_e вместо эффективной скорости $w_{эфф}$ следует подставить величину скорости истечения w_c .

Формула (2.40) представлена графически на рис. 2.3. Максимальное значение $\eta_P = 1$ достигается при $w_0 = w_c$. Это понятно, ибо при $w_c \geq w_0$ газы, покидающие двигатель, обладают неиспользованной остаточной кинетической энергией $(w_c - w_0)^2 / 2g$; только при $w_c = w_0$ вся кинетическая энергия газов, полученная в результате внутреннего процесса в двигателе, переходит в полезную работу перемещения аппарата.

В табл. 2.1 даны значения η_i , η_P и η_e в зависимости от скорости полета для трех значений $\pi = p_k^* / p_n$, при $T_z = 3000^\circ \text{ абс}$ и $h_a = 1400 \text{ ккал/кг}$. Из таблицы видно, что на малых скоростях полета величина η_e мала; зато на больших скоростях полета эффективный к. п. д. ракетного двигателя достигает весьма высоких зна-

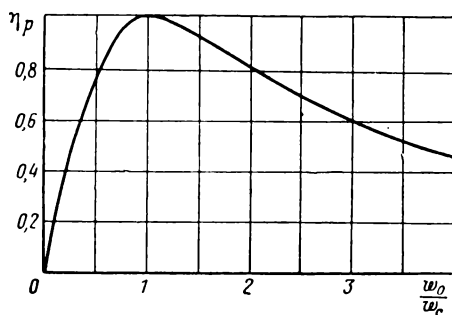


Рис. 2.3. Зависимость мгновенного значения тягового к. п. д. от отношения w_0 / w_c

чений. В табл. 2.2 даны те же величины при больших значениях π и w_0 и для $h_a = 2000$ ккал/кг.

Т а б л и ц а 2.1

$\pi = p_K^* / p_H$	25				50				100			
w_0 в м/сек	300	1000	2000	3000	300	1000	2000	3000	300	1000	2000	3000
η_i	0,389	0,434	0,541	0,651	0,46	0,499	0,595	0,691	0,508	0,544	0,630	0,719
η_P	0,265	0,775	0,997	0,945	0,255	0,729	0,991	0,967	0,243	0,703	0,975	0,719
η_e	0,106	0,336	0,539	0,615	0,117	0,363	0,590	0,668	0,123	0,382	0,613	0,703

Если скорость полета невелика и величина кинетической энергии топлива сравнительно с его химической энергией пренебрежимо мала, то эффективный к. п. д. на основании формулы (2.33) получит выражение

$$\eta_e = \frac{w_{эфф} w_0}{g \frac{h_a}{A}},$$

Т а б л и ц а 2.2

$\pi = p_K^* / p_H$	500			1000		
w_0 в м/сек	1000	3000	6000	1000	3000	6000
η_i	0,376	0,57	0,79	0,388	0,58	0,794
η_P	0,714	0,974	0,686	0,705	0,978	0,695
η_e	0,268	0,555	0,542	0,273	0,565	0,551

внутренний к. п. д. из формулы (2.37), аналогично формуле (2.25), будет:

$$\eta_i = \frac{\frac{w_{эфф}^2}{2g}}{\frac{h_a}{A}},$$

а тяговый (полетный) к. п. д.:

$$\eta_P = \frac{\eta_e}{\eta_i} = 2 \frac{w_0}{w_{эфф}}.$$

Последнее выражение можно получить из выражения (2.40) при $w_{эфф} \gg w_0$, если пренебречь в знаменателе квадратом отношения $w_0/w_{эфф}$.

При работе двигателя на стенде $w_0 = 0$, поэтому $\eta_e = 0$ и $\eta_P = 0$, но $\eta_i \neq 0$. Очевидно, невозможно, чтобы в полете внешняя полезная работа была бы больше располагаемой эффективной кинетической энергии газов.

Когда ракетный двигатель используется для ракеты или снаряда, возможно определить средний эффективный (полный) к. п. д. η_e за весь полет на активном участке и средний тяговый (полет-

ный) к. п. д. $\bar{\eta}_P$ на этом участке, исходя из следующих соображений. В результате работы двигателя за весь активный период полета скорость ракеты или снаряда изменялась от начального значения $w_1=0$ до некоторого конечного значения w_2 , причем масса ракеты (снаряда) изменилась от начальной M_H до конечной M_K . Разность $M_H - M_K$ представляет суммарную массу M_T всего израсходованного на активном участке топлива.

Аккумулированная в конце активного участка кинетическая энергия всего аппарата равна $M_K(w_2^2/2)$. Кроме того, если высота изменилась по сравнению с начальной H_1 (например, на уровне земли) до некоторой конечной H_2 , то в аппарате накоплена еще и потенциальная энергия, равная

$$M_K \int_{H_1}^{H_2} g dH = M_K \int_{R_1}^{R_1+H_2} g dR,$$

где R_1 — начальное расстояние места старта от центра Земли;

H_2 — изменение этого расстояния в радиальном направлении;

g — местное ускорение силы тяжести.

Как известно:

$$g = g_1 \frac{R_1^2}{R^2},$$

где g_1 — ускорение на радиусе R_1 ; поэтому накопленная в конце активного участка полета потенциальная энергия аппарата будет равна:

$$M_K g_1 R_1^2 \int_{R_1}^{R_1+H_2} \frac{dR}{R^2} = M_K g_1 R_1 \frac{H_2}{R_1 + H_2}. \quad (2.42)$$

Если начало полета соответствует $R_1 = R_0$ — уровню моря, то $g_1 = g_0 = 9,81$ м/сек, и выражение для потенциальной энергии будет

$$M_K g_0 R_0 \frac{H_2}{R_0 + H_2}.$$

До 100 км высоты подъема потенциальную энергию вполне допустимо считать по упрощенной формуле

$$M_K g_1 (H_2 - H_1), \quad (2.43)$$

где H_1 и H_2 — начальная и конечная высота полета аппарата над уровнем моря в м.

Если $H_1 = 0$, то формула еще более упрощается и принимает вид

$$M_K g_0 H_2.$$

Разница в численном значении величин по формулам (2.42) и (2.43) на высоте 100 км не превышает 0,3%.

Изменение потенциальной энергии положения аппарата по вертикали достигает большой величины уже на участке 50 км

и выше. Например, при конечной скорости аппарата 1000 м/сек потенциальная энергия на высоте 50 км составляет $\sim 100\%$ от кинетической, а на высоте 200 км превышает последнюю почти в 4 раза.

Суммарный полезный эффект работы двигателя за весь период активного полета ракеты от земли будет

$$M_k \frac{w_2^2}{2} + M_k g_0 R_0 \frac{H_2}{R_0 + H_2}.$$

Затраченная энергия равна

$$(M_n - M_k) g_0 \frac{h_a}{A},$$

поэтому средний за весь активный полет эффективный (полный) к. п. д. будет равен

$$\bar{\eta}_e = \frac{M_k}{M_n - M_k} \frac{\frac{w_2^2}{2} + g_0 R_0 \frac{H_2}{R_0 + H_2}}{g_0 \frac{h_a}{A}},$$

или

$$\bar{\eta}_e = \frac{1}{m - 1} \frac{\frac{w_2^2}{2g_0} + R_0 \frac{H_2}{R_0 + H_2}}{\frac{h_a}{A}}.$$

Средний внутренний к. п. д. в полете будет равен

$$\bar{\eta}_i = \frac{\int_{M_k}^{M_n} \frac{w_c^2}{2} dM}{(M_n - M_k) g_0 \frac{h_a}{A}},$$

где w_c — действительная относительная скорость истечения газов из сопла двигателя, вообще говоря, различная для различных элементарных масс dM газов. Если принять $w_c = \text{const}$ или, что будет ближе к истине, принять постоянной величину условной эффективной скорости истечения газов $w_{\text{эфф}}$ по формуле (1.12), то

$$\eta_i = \frac{\frac{w_{\text{эфф}}^2}{2g}}{\frac{h_a}{A}},$$

т. е. получили, как и следовало ожидать, формулу (2.25).

Средние значения величины η_e и η_i можно определять и для отдельных отрезков траектории активного участка полета.

Внутренний к. п. д. не зависит от свойств летательного аппарата и определяется лишь совершенством процесса в двигателе, тогда как мгновенные и средние значения эффективного и тягового к. п. д. зависят еще и от размеров, формы и конструкции аппарата. Действительно, размеры и конструкция аппарата определяют ту долю начального веса, которая остается в конце активного участка, а также работу против силы тяжести; размеры и форма определяют сопротивление перемещению аппарата и, следовательно, при прочих равных условиях, скорость полета.

Из материалов, изложенных в этом параграфе, следует также, что тяговой и эффективный к. п. д. одного и того же двигателя, но установленного на различных самолетах, ракетах или снарядах, будут иметь различные значения. Даже для одного и того же аппарата в зависимости от метода его использования (по w и H) величины мгновенных и средних значений η_e и η_P будут различными.

2.4. Суммарный импульс. Удельный импульс камеры

Из выражения (2.32) следует, что эффективный к. п. д. ракетного двигателя пропорционален удельной тяге, или удельному импульсу. Мгновенное значение удельной тяги, или удельного импульса, определяется, если известно мгновенное значение эффективной скорости; мгновенное значение абсолютной тяги из выражения (1.8) равно

$$P = P_{y\lambda} \frac{dG}{d\tau}.$$

Для осуществления заданного полета аппарату на активном участке траектории должен быть сообщен определенный суммарный импульс

$$I_{\Sigma} = \int_0^{\tau} P d\tau \quad (2.44)$$

или

$$I_{\Sigma} = \int_0^{G_{\tau}} P_{y\lambda} dG. \quad (2.45)$$

В этих формулах величины $P_{y\lambda}$ и P в общем случае являются переменными.

От точности выдерживания закона изменения $P = f(\tau)$ и абсолютной величины суммарного импульса I_{Σ} зависят высота и максимальная скорость или дальность полета ракеты. Величина же тяги в каждый данный момент времени зависит от количества топлива, поступающего в двигатель (dG), и совершенства его исполь-

зования для развития тяги ($P_{уд}$). Следовательно, ракета должна иметь систему, способную регулировать тягу двигателя и выключать его при достижении определенного значения скорости в конце активного участка. Для баллистических ракет точность попадания в заданную область поверхности земли непосредственно зависит от закона $P=f(\tau)$ и от величины I_{Σ} , если нет специальных источников энергии и управляющих систем для уточнения или изменения траектории непосредственно перед моментом приземления. Космические аппараты перед посадкой на Землю или другие планеты и спутники планет должны иметь энергетические (ракетные) средства торможения перед посадкой. В этом случае также важны момент включения этих средств, зависимость тяги от времени и суммарный импульс. Эти величины имеют значение и для выполнения маневра в космическом пространстве.

Максимальное использование запаса топлива, имеющегося на борту аппарата, как уже указывалось, имеет важное значение для летных данных аппарата, поэтому регулирование двигателя и его выключение должны быть выполнены с высокой точностью по величине и по времени. Для этого двигатели должны изготавливаться с жесткими технологическими допусками на все важные для процесса и расхода топлива размеры; регулирование расходов горючего и окислителя (в ЖРД) должно быть выдержано с высокой точностью; топливо должно обладать определенными физико-химическими свойствами с отклонением его параметров в узких пределах. Кроме того, при установке двигателя в ракете важно, чтобы его геометрическая ось заняла точное положение относительно оси ракеты; например, в одноступенчатой ракете с одним двигателем оси двигателя и ракеты должны совпадать, иначе возникает дополнительная постоянная нагрузка на органы управления полетом ракеты.

Можно показать, что суммарный импульс пропорционален произведению удельной тяги на весовую плотность топлива.

Если в формуле (2.45) принять $P_{уд}=\text{const}$ или вынести за знак интеграла среднее значение удельного импульса за время работы двигателя, то

$$I_{\Sigma} = P_{уд} G_T,$$

где при полном израсходовании запаса топлива величина

$$G_T = V_T \gamma_T;$$

здесь V_T — рабочий объем баков для жидкого топлива или объем твердого топлива в РДТТ;

γ_T — весовая плотность твердого или унитарного жидкого топлива, или в случае двух- и более компонентного жидкого топлива — условная весовая плотность топлива (см. гл. III).

Подставляя значение G_T в формулу для суммарного импульса, можно получить

$$I_{\Sigma} = V_T P_{\text{уд}} \gamma_T. \quad (2.46)$$

Для конкретной конструкции величина V_T — постоянна, поэтому суммарный импульс пропорционален произведению $P_{\text{уд}} \gamma_T$.

Важное значение имеет еще одна величина, которая называется удельной тягой камеры. Она определяется из выражения

$$\beta = \frac{p_k^* F_{\text{кр}}}{G_{\Sigma \text{сек}}} \quad (2.47)$$

и представляет отнесенную к 1 кг топлива тягу двигателя, если бы не было расширяющейся части сопла, а давление в камере всюду было бы равно p_k^* . Очевидно, произведение $p_k^* F_{\text{кр}}$ представляет в этом случае и при указанных условиях тягу двигателя, а β — удельную тягу. При наличии расширяющейся части сопла величины $p_k^* F_{\text{кр}}$ и β будут, естественно, меньше тяги P и удельной тяги $P_{\text{уд}}$ и тем меньше, чем больше степень расширения газов в сопле.

Удельная тяга камеры, или импульс давления в камере, или, как часто называют, комплекс β , имеет особый физический смысл. Действительно, так как секундный расход газов в критическом сечении равен

$$G_{\Sigma \text{сек}} = F_{\text{кр}} \omega_{\text{кр}} \gamma_{\text{кр}},$$

а

$$\gamma_{\text{кр}} = \gamma_k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{p_k^*}{RT_k^*}$$

и

$$\omega_{\text{кр}} = \sqrt{gkRT_{\text{кр}}} = \sqrt{gkRT_k^* \frac{2}{k+1}},$$

то

$$G_{\Sigma \text{сек}} = F_{\text{кр}} \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} m, \quad (2.48)$$

где

$$m = \sqrt{\frac{gk}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}. \quad (2.49)$$

На основании выражения (2.48) удельная тяга камеры, или комплекс β , будет:

$$\beta = \frac{\sqrt{T_k^*}}{m}. \quad (2.50)$$

Так как температура T_k^* зависит от рода топлива и в малой степени от его использования в камере (η_k), а величина m — функция состава продуктов сгорания (k, R), также зависящая главным образом от топлива (и слабо от p_k^*), то комплекс β может служить термодинамической характеристикой топлива.

Для идеальной камеры без потерь

$$\beta_{ид} = \frac{\sqrt{T_z}}{m} = \frac{\beta}{\varphi_k}, \quad (2.51)$$

что позволяет, рассчитав $\beta_{ид}$ и определив экспериментально β , установить величину φ_k и, следовательно, уровень потерь в реальной камере.

Величина β может быть определена для различных топлив (с учетом η_k и p_k^*), что позволит из выражения (2.48) найти секундный расход топлива

$$G_{сек} = \frac{F_{кр} p_k^*}{\beta} \quad (2.52)$$

для разных значений критического сечения сопла и давления в камере. Из формулы (2.52) следует, что для данного топлива давление в камере (при $F_{кр} = \text{const}$) пропорционально секунднему расходу.

Глава III

ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

3.1. Общие положения

В жидкостных ракетных двигателях и ракетных двигателях твердого топлива выделение энергии происходит в результате химической реакции.

Энергия может выделяться в результате следующих химических реакций:

а) реакции окисления — восстановления (окисления), когда энергия выделяется при реакции между окислительными и горючими элементами; топливо в этом случае состоит по крайней мере из двух веществ — окислителя и горючего;

б) реакции разложения, когда тепло выделяется в процессе разложения сложного вещества на более простые; топливо в этом случае может состоять только из одного вещества.

в) реакции рекомбинации (соединения), когда тепло выделяется при соединении одноименных атомов или радикалов в молекулы;

Топлива ракетных двигателей могут быть разделены на следующие четыре группы: жидкие топлива раздельной подачи; жидкие унитарные топлива; твердые топлива; топлива смешанного агрегатного состояния.

В случае жидкого топлива раздельной подачи выделение энергии происходит в результате реакции окисления — восстановления. Процесс окисления условно может быть представлен как обмен электронами на внешней электронной оболочке атомов, участвующих в этом процессе. При этом атомы горючих элементов отдают свои электроны, а атомы окислительных элементов приобретают их.

К горючим элементам относятся углерод С, водород Н, бор В, алюминий Al, литий Li, бериллий Be и др.

Окислительными элементами являются фтор F, кислород O, хлор Cl, бром Br. Фтор и кислород значительно превосходят по эффективности остальные окислительные элементы.

Окислитель и горючее в общем случае являются сложными соединениями, в состав которых могут входить как окислительные, так и горючие элементы.

Горючим является такое вещество, которое независимо от того, содержатся в нем окислительные элементы или нет, для полного окисления своих горючих элементов требует окислителя извне.

Так, например, этиловый спирт C_2H_5OH , кроме горючих элементов (С и Н), содержит в себе и окислительный элемент — кислород, но его совершенно недостаточно для полного окисления горючих элементов спирта; поэтому этиловый спирт является горючим.

Окислителем является вещество, в котором хотя и могут быть горючие элементы, но окисляющих элементов значительный избыток, так что при полном окислении его собственных горючих элементов остается свободное количество окислительных элементов, которые могут быть использованы для окисления какого-либо другого горючего. Например, азотная кислота HNO_3 или перекись водорода H_2O_2 содержат в себе горючий элемент—водород, однако окислительный элемент (кислород) в них имеется в таком количестве, что при полном окислении водорода азотной кислоты или перекиси водорода в них остается избыток кислорода, который можно использовать для окисления какого-либо горючего; поэтому HNO_3 и H_2O_2 являются окислителями.

Доли окислителя и горючего в топливе определяется величиной, называемой соотношением компонентов.

Теоретическим (стехиометрическим) соотношением компонентов κ_0 называется такое минимальное количество окислителя, которое необходимо для полного окисления 1 кг горючего. Иначе говоря, теоретическое соотношение компонентов это такое отноше-

ние расходов окислителя и горючего, при котором окислитель полностью окисляет горючее, не оставаясь при этом в избытке.

Действительным соотношением компонентов κ называется действительное отношение расходов окислителя и горючего, подаваемых в камеру, которое может отличаться от теоретического. Обычно $\kappa < \kappa_0$.

Отношение

$$\alpha = \frac{\kappa}{\kappa_0}$$

называется коэффициентом избытка окислителя. Коэффициент избытка окислителя, при котором получается максимальная величина удельной тяги, называется оптимальным.

Топлива раздельной подачи могут быть самовоспламеняющимися и несамовоспламеняющимися. К самовоспламеняющимся относятся такие топлива, реакции окисления и воспламенения которых начинаются сами по себе при контакте окислителя и горючего в условиях, имеющихся в камере при запуске, без какого-либо дополнительного вмешательства. Несамовоспламеняющиеся топлива для воспламенения (при запуске двигателя) требуют какого-либо средства зажигания.

Смесь окислителя и горючего в общем случае является взрывоопасной. Поэтому все факторы, исключающие возможность накопления такой смеси в двигателе, повышают надежность двигателя. С этой точки зрения более выгодны самовоспламеняющиеся топлива, так как в силу высокой химической активности компонентов такого топлива накопление смеси окислителя и горючего практически невозможно.

Высокая химическая активность самовоспламеняющихся топлив часто является важным условием обеспечения устойчивости работы двигателя.

Жидкие топлива раздельной подачи находят самое широкое применение, так как они обеспечивают двигателю достаточно высокие удельные параметры при сравнительно приемлемых эксплуатационных свойствах.

Унитарным (однокомпонентным) топливом называется такое вещество или заранее приготовленная смесь веществ, которые при определенных условиях выделяют тепло в результате химических реакций разложения или окисления; в последнем случае все необходимые для окисления элементы находятся в самом унитарном топливе.

Несомненным достоинством унитарных жидких топлив перед жидкими топливами раздельной подачи является большая простота конструкции двигателей, использующих эти топлива. Однако как при этом требуется лишь одна линия системы подачи. Однако эти топлива не нашли широкого применения в ЖРД и используются главным образом для вспомогательных целей; например, для привода турбин турбонасосных агрегатов, а также для вспомога-

тельных двигателей малых тяг, предназначенных для управления и стабилизации летательного аппарата. Это объясняется тем, что приемлемые по своим эксплуатационным свойствам жидкие унитарные топлива обладают меньшей эффективностью в сравнении с широко используемыми топливами раздельной подачи. Известны унитарные жидкие топлива, обладающие сравнительно высокой эффективностью, но они неприемлемы для эксплуатации в основном из-за большой склонности к взрыву.

Твердые ракетные топлива являются, естественно, унитарными, так как содержат в своей массе все необходимые для протекания химической реакции вещества. Основой твердых ракетных топлив могут быть вещества, способные к экзотермической реакции разложения, или смеси окислителя и горючего.

Твердые топлива широко применяются в ракетной технике. Они позволяют иметь более простой по конструкции двигатель и высокую готовность его к запуску. Однако известные твердые топлива обеспечивают меньшие значения удельной тяги, чем жидкие.

Топлива смешанного агрегатного состояния состоят из компонентов, находящихся в разных агрегатных состояниях; например, жидко-твердое топливо, в котором один из компонентов является твердым, а другой жидким. В этом случае твердый компонент помещается в камеру, а жидкий в бачке и тем или иным способом подается в камеру, где происходит химическая реакция между окислителем и горючим и образование газообразных продуктов сгорания.

Жидко-твердые топлива могут иметь определенные преимущества как перед жидкими, так и перед твердыми. Перед жидким топливом раздельной подачи такое топливо может иметь преимущество в некотором упрощении конструкции двигателя, так как требуется одна линия подачи топлива в двигатель. Перед твердым топливом — в возможности обеспечения более длительной непрерывной работы двигателя, в более гибком регулировании и в возможности подбора более эффективных пар компонентов.

В настоящей главе рассматриваются жидкие топлива.

3.2. Требования к ракетным топливам

Тип используемого на двигателе топлива и его свойства в значительной степени определяют характеристики (параметры) ракетного двигателя и летательного аппарата, накладывают отпечаток на их конструкцию, весовые данные и на условия эксплуатации.

К топливам предъявляются определенные требования. Хотя в большинстве случаев не удастся удовлетворить их полностью, тем не менее формулировка этих требований имеет значение для сравнительной оценки топлива.

Топливо определяет в первую очередь такой важнейший параметр двигателя, как удельная тяга. Так как величина удельной тяги ракетного двигателя зависит также от параметров и совершен-

Таблица 3.1

Молекулярная теплоемкость $c_{p,m}$ ккал/кг·град некоторых газов при различных температурах в °К

Одно- атомные газы	2000	3000	4000	Двух- атомные газы	2000	3000	4000	Много- атомные газы	2000	3000	4000
H	4,968	4,968	4,968	H ₂	8,195	8,989	9,345	H ₂ O	12,008	12,913	13,308
B	4,968	4,968	4,968	B ₂	8,852	8,901	8,923	CO ₂	14,502	14,043	15,355
N	4,969	5,01	5,214	N ₂	8,602	8,861	8,989	BF ₃	19,381	19,649	19,745
O	4,977	5,004	5,091	O ₂	9,029	9,551	9,932	B ₂ O ₃	25,159	25,534	25,663
F	5,001	4,983	4,977	F ₂	8,881	8,915	8,927	Al ₂ O ₃	25,159	25,534	25,663
				HF	8,143	8,700	9,045				

ства процесса в двигателе, то чтобы при сравнительной оценке топлива исключить влияние свойств двигателя, исходят из идеальной удельной тяги $P_{уд.ид}$ (т. е. удельной тяги, подсчитанной без потерь в двигателе), определенной при одинаковых величинах степени понижения давления газа в сопле.

Величина удельной тяги зависит от количества тепла, выделяемого при химической реакции, т. е. от теплотворной способности топлива, и степени преобразования этого тепла в кинетическую энергию продуктов сгорания, т. е. термического к. п. д.

Степень преобразования тепла в кинетическую энергию продуктов сгорания зависит от свойств продуктов сгорания. В гл. II было показано, что термический к. п. д. будет тем выше, чем больше показатель k , т. е. чем меньше молекулярная теплоемкость $c_{p,m}$ продуктов сгорания. Величина молекулярной теплоемкости газов, как известно, зависит главным образом от числа атомов в молекуле и увеличивается с ростом их числа (табл. 3.1).

На степень преобразования тепла, выделившегося в камере, в кинетическую энергию влияет диссоциация продуктов сгорания. Чем больше степень диссоциации, тем меньше термический к. п. д. Различные газы диссоциируют в разной степени. Так, например, большинство фторидов диссоциирует в меньшей степени, чем окислы. Диссоциация продуктов сгорания в значительной степени зависит от температуры, увеличиваясь с ростом последней. Рост давления понижает степень диссоциации.

Для данной теплотворной способности температура продуктов сгорания будет тем ниже, чем выше весовая теплоемкость продуктов. При данной атомности газов весовая теплоемкость газа растет с уменьшением молекулярного веса

$$c_p = \frac{c_{pm}}{\mu}.$$

Степень преобразования тепла в кинетическую энергию направленного движения продуктов сгорания зависит и от их агрегатного состояния. Процесс расширения, приводящий к такому преобразованию, совершается только в газообразных телах. При наличии в продуктах сгорания конденсированных веществ термический к. п. д. понижается. Чем больше доля конденсированных веществ в продуктах сгорания, тем термический к. п. д. ниже.

Итак, при сравнительной качественной оценке ракетных топлив, когда не вычисляется значение удельной тяги, следует рассматривать не только теплотворную способность, но и свойства продуктов сгорания. С этой точки зрения они должны удовлетворять следующим основным условиям:

- высокая теплотворная способность;
- малое число атомов в молекулах продуктов сгорания;
- малый молекулярный вес продуктов сгорания;
- максимальная доля газов в продуктах сгорания.

Иногда при такой оценке топлив ограничиваются сравнением их только по теплотворной способности. Такой подход может дать в некоторых случаях ошибочный результат, особенно если сравниваются топлива разной химической природы.

Рассмотрим следующий пример. Топливо кислород+гидразин имеет теплотворную способность $h_u = 1940$ ккал/кг, меньшую, чем топливо кислород+керосин ($h_u = 2270$ ккал/кг). Однако первое топливо обеспечивает большую удельную тягу, чем второе (см. табл. 3.9). Это связано с тем, что продукты сгорания топлива кислород+гидразин обладают лучшими термодинамическими свойствами (меньший молекулярный вес и меньшее число атомов в молекулах), чем продукты сгорания топлива кислород+керосин.

Сравнение по теплотворной способности допустимо лишь в случае топлив близкого химического состава и, конечно, только для качественной оценки.

На характеристики ракеты оказывает влияние плотность топлива. Повышение плотности снижает потребные емкости баков, а следовательно, уменьшает размеры и относительный вес конструкции летательного аппарата.

В случае двухкомпонентного жидкого топлива плотности окислителя и горючего могут быть разными. При этом для характеристики топлива рассматривают некоторую условную величину весо-

вой плотности, равную отношению веса окислителя и горючего к их суммарному объему

$$\gamma_r = \frac{G_{ок} + G_r}{V_{ок} + V_r}.$$

Нетрудно найти, что

$$\gamma_r = \frac{1 + \alpha}{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{\alpha}{\gamma_{ок}}}.$$

Топлива должны быть стабильными и не менять своих физико-химических свойств в условиях эксплуатации, хранения и транспортирования. Для сохранения неизменного агрегатного состояния компоненты жидких топлив должны иметь высокую температуру кипения и низкую температуру замерзания, а твердые топлива — высокую температуру плавления.

Топлива должны быть взрывобезопасными, безвредными для обслуживающего персонала и малоагрессивными или совсем неагрессивными в отношении конструкционных материалов, применяемых при хранении, транспортировании и на эксплуатационных объектах.

Физико-химические свойства топлив должны обеспечивать устойчивую работу двигателя в широком диапазоне режимов. Для жидких топлив важно, чтобы их компоненты могли быть использованы для охлаждения двигателя.

Выбранное топливо должно иметь достаточную сырьевую и производственную базы, обеспечивающие получение нужных количеств топлив по возможно более низкой цене.

3.3. Эффективность элементов как компонентов ракетных топлив

Рассмотрим окислительные процессы между элементами, полагая, что в нормальных условиях они находятся в устойчивом состоянии. Это значит, что в этих условиях одни элементы находятся в молекулярном состоянии (H_2 , F_2 , O_2 и др.), а другие — в атомарном (C , Al , B , Be и др.).

В табл. 3.2—3.4 приведены параметры основных горючих и окислительных элементов, продуктов их полного сгорания (окисления), а также энергетические характеристики реакций окисления: теплотворная способность и идеальная удельная тяга. Некоторые величины — приближенные.

Значения теплотворных способностей для продуктов окисления, имеющих высокие значения температуры кипения и плавления, приведены для двух случаев: в первом случае продукты окисления доведены до твердого или жидкого состояния (высшая теплотворная способность h_0) и во втором случае они доведены до газообразного состояния (рабочая теплотворная способность h_u).

Таблица 3.2

Свойства горючих и окислительных элементов

Наименование элемента	Формула	Молекулярный вес	Температура плавления °С	Температура кипения °С	Весовая плотность кг/л	Фаза, соответствующая весовой плотности*
Водород	H ₂	2,016	—257	—253	0,0709	ж
Литий	Li	6,941	186	1400	0,537	тв
Бериллий	Be	9,02	1280	—	1,85	тв
Бор	B	10,82	2300	—	1,73	тв
Углерод	C	12,01	3500	4200	2,17—2,3	тв
Натрий	Na	22,997	97,5	880	0,97	тв
Магний	Mg	24,32	650	1120	1,74	тв
Алюминий	Al	26,97	658	2000	2,7	тв
Кремний	Si	28,06	1414	2400	2,35	тв
Калий	K	39,096	62,5	760	0,86	тв
Кальций	Ca	40,08	809,6	1240	1,55	тв
Кислород	O ₂	32	—218	—183	1,14	ж
Фтор	F ₂	38	—223	—182	1,51	ж
Хлор	Cl ₂	70,914	—101,6	—34,6	1,56	ж

* ж—жидкая; тв—твердая.

Таблицы подтверждают, что наиболее эффективными окислительными элементами являются фтор и кислород. Поэтому эффективны те окислители, основу которых составляют эти элементы. Из горючих элементов весьма эффективным является водород. Большим тепловым эффектом сопровождаются реакции окисления ряда металлов, кремния и др. Однако параметры окислов (продуктов горения этих элементов в кислороде) не всегда благоприятны. Указанные окислы обладают высокой температурой кипения, что делает возможным наличие конденсированной фазы в продуктах сгорания некоторых из них (например, BeO, Al₂O₃). Тепловой же эффект реакции окисления этих элементов, отнесенный к случаю, когда окислы находятся в газообразном состоянии, относительно невелик. Окислы ряда элементов имеют высокий молекулярный вес и большое число атомов (например, Al₂O₃, B₂O₃), что обуславливает относительно невысокий термический к. п. д. и поэтому

сравнительно небольшую удельную тягу при высоком значении теплотворности. Применение таких металлов эффективно в сочетании с другими горючими элементами (особенно с водородом), продукты окисления которых обладают благоприятными термодинамическими характеристиками, что позволяет удачно сочетать высокие значения теплотворности и термического к. п. д. и в целом может дать большую удельную тягу.

Т а б л и ц а 3.3

**Основные параметры реакций горючих элементов
с жидким кислородом**

Горючий элемент	Хими- ческая форму- ла окис- ла	Параметры окисла			α_0	h_0 ккал/кг	h_u ккал/кг	$P_{\text{ул. ид}}$ кг. сек/кг при $p=100$
		молеку- лярный вес	$t_{\text{пл}}^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{кип}}^{\circ}\text{C}$				
H ₂	H ₂ O	18,016	0	100	7,95	—	3030	400
Li	Li ₂ O	29,88	1300	1700	1,16	4700	3400	370
Be	BeO	25,02	2500	3900	1,78	5300	—	—
B	B ₂ O ₃	69,64	450	2150	2,21	4340	3100	290
C	CO ₂	44,01	—	—78	2,66	—	2070	300
Na	Na ₂ O	61,99	—	1275	0,348	1600	—	—
Mg	MgO	40,32	2800	3000	0,66	3600	—	—
Al	Al ₂ O ₃	101,94	2050	2980	0,855	3800	2440	280
Si	SiO ₂	60,06	1470	2300	1,19	3400	2000	290
K	K ₂ O	94,19	800	1200	0,205	900	—	—
Ca	CaO	56,08	2570	2850	0,4	2700	—	—

По эффективности в комбинации с кислородом после водорода стоит литий, а также углерод, бор. Углерод и водород являются наиболее распространенными горючими элементами в топливах ракетных двигателей.

Из табл. 3.3 и 3.4 видно, что для большинства из рассмотренных горючих элементов сочетание с фтором более эффективно, чем с кислородом. Это объясняется в одних случаях более благоприятными параметрами фторидов по сравнению с окислами (меньшее число атомов и меньшая температура кипения), в других случаях — более высокими тепловыми эффектами. Особенно эффективны со фтором водород, литий, а также бериллий, бор, магний, алюминий.

В табл. 3.5 приведены некоторые окислительные процессы для ряда элементов, находящихся в исходном состоянии в виде атомов.

Таблица 3.4

Основные параметры реакций горючих элементов с жидким фтором

Горючий элемент	Формула фторида	Параметры фторида			α_0	h_0 ккал/кг	h_u ккал/кг	$P_{уд. ид.}$ кг·сек/кг при $\pi=100$
		молекулярный вес	$t_{пл}^{\circ}C$	$t_{кип}^{\circ}C$				
H ₂	HF	20,008	-102,3	19,5	18,9	—	3030	420
Li	LiF	25,94	842	1670	2,74	5000	3170	420
Be	BeF ₂	47,02	800	—	4,22	5600	3800	380
B	BF ₃	67,82	-127	-100	5,26	—	3700	350
C	CF ₄	88,01	-183	-128	6,3	—	2500	—
Na	NaF	42	990	1700	0,825	—	1800	—
Mg	MgF ₂	62,32	1270	2240	1,56	4200	3080	340
Al	AlF ₃	83,97	1040	1290	2,12	3700	2800	310
Si	SiF ₄	104,06	—	-95	2,71	—	3400	300
K	KF	58,1	880	1500	0,486	—	1400	—
Ca	CaF ₂	78,06	1400	2500	0,95	3700	2600	330

Таблица 3.5

Окислительные процессы между атомами

Реакция	Молекулярный вес продуктов реакции	Тепловой эффект реакции ккал/кг
20+C=CO ₂	44,00	4850
0+2H=H ₂ O	18,06	12200
H+F=HF	20,01	7730

Из таблицы следует, что если для рассмотренных реакций все исходные элементы будут в атомарном состоянии, то эффективность топлива будет выше в силу более высокого теплового эффекта.

Реакции соединения между некоторыми одноименными элементами и радикалами сопровождаются высокими тепловыми эффектами. Некоторые из таких реакций рекомбинаций приведены в табл. 3.6.

Из табл. 3.5 и 3.6 можно заключить, что использование в ракетных двигателях реакций рекомбинаций атомов и радикалов, а также реакций окисления между атомами позволит обеспечить получение высоких удельных тяг. Однако многие атомы (H, N, O и др.) и радикалы, представляющие интерес с этой точки зрения,

Реакция рекомбинации

Реакции	Молекулярный вес продуктов реакции	Тепловой эффект реакции ккал/кг
$H+H=H_2$	2,016	51 600
$D+D=D_2$	4,03	25 900
$N+N=N_2$	28,02	6 110
$O+O=O_2$	32,00	3 800
$NH+NH=N_2+H_2$	15,00	5 300

не способны к сколько-нибудь длительному существованию в обычных условиях и практически мгновенно соединяются в молекулы. Для практического использования в двигателях реакций рекомбинаций или окисления элементов в атомном состоянии необходимо изыскать способы удержания указанных атомов и радикалов в свободном состоянии с тем, чтобы реакции образования молекул происходили бы только в камере двигателя.

Были получены атомарный кислород и азот в «замороженном» виде при температуре $4^\circ K$. При нагревании этой «замороженной» системы до $20\text{--}30^\circ K$ атомы активно рекомбинируют, выделяя большое количество тепла.

3.4. Жидкие топлива раздельной подачи

Исходя из условий хранения и эксплуатации жидкие топлива можно разделить на удобохранимые (долгоохранимые) и неудобохранимые. К первым относятся вещества, которые при обычных температурах окружающей среды длительное время могут храниться без ощутимых потерь и без специальных мер, осложняющих эксплуатацию. Применение таких веществ позволяет обеспечить длительное пребывание летательного аппарата в заправленном состоянии и поэтому быструю готовность этих аппаратов к запуску. К неудобохранимым относятся главным образом так называемые криогенные вещества (сжиженные газы), имеющие низкую температуру кипения и низкую критическую температуру. В качестве примера можно привести жидкий кислород.

Обычно все сжиженные газы хранят при температуре, близкой к температуре кипения. Это сопровождается непрерывным испарением, а для уменьшения потерь на испарение требует применения специальных теплоизолированных емкостей.

Затруднения при хранении возникают и в случае химически нестойких веществ.

Длительно храниться могут, например, нефтяные горючие. К долгохранимым компонентам относят, в частности, и четырехокись азота. Хотя температура кипения ее невелика, но небольшое повышение давления в емкостях ликвидировать это неудобство.

Основные физические параметры окислителей и горючих жидких топлив раздельной подачи приведены в табл. 3.7 и 3.8. Здесь указаны свойства чистых веществ. Часто окислители, как и горючие, включают в себя различные добавки в силу особенностей технологии их изготовления или для улучшения тех или иных свойств. Естественно, параметры таких веществ будут несколько отличаться от параметров чистых. Краткое описание свойств ряда окислителей и горючих дано ниже.

Таблица 3.7

Физические параметры окислителей

Окислитель	Формула	Молекулярный вес	Весовая плотность $\kappa\Gamma/\text{л}$	$t_{\text{пл}}^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{кип}}^{\circ}\text{C}$
Кислород	O_2	32	1,14*	—218	—183
Перекись водорода	H_2O_2	34,02	1,44	—1	150
Азотная кислота	HNO_3	63,02	1,52	—41,2	86
Четырехокись азота	N_2O_4	92,02	1,46	—11	21
Тетранитрометан	$\text{C}(\text{NO}_2)_4$	195	1,65	13,6	127
Фтор	F_2	38	1,51*	—223	—182
Озон	O_3	48	1,45*	—252	—112
Оксид фтора	OF_2	54	1,53*	—223	—144
Трехфтористый хлор	ClF_3	92,46	1,7	—82,6	—12,1
Пятифтористый бром	BrF_5	175	2,5	—61,3	40,5
Перхлорид фтора	ClO_3F	102,5	1,89	—110	—46,8

* Весовая плотность для сжиженных газов дана при температуре, близкой к температуре кипения.

Таблица 3.8

Физические параметры горючих

Горючее	Формула	Молекулярный вес	Весовая плотность кг/л	$t_{пл}^{\circ}C$	$t_{кип}^{\circ}C$
Керосин	—	—	0,79— —0,83	—60	130— —150*
Анилин	$C_6H_5NH_2$	93,13	1,02	—6,2	184,4
Триэтиламин	$N(C_2H_5)_3$	101,2	0,728	—115	89,5
Ксилидин	$C_6H_3(CH_3)_2NH_2$	121,2	0,98	—20	210
Тонка (50% ксилидина + 50% триэтиламина)	—	—	0,85	<—70	87*
Анилин + фурфуриловый спирт	—	—	1,08	—	—
Метиловый спирт	CH_3OH	32,04	0,796	—94,8	64,6
Этиловый спирт	C_2H_5OH	46,07	0,789	—112,0	78,3
Изопропиловый спирт	C_3H_7OH	60,09	0,786	—85,8	82,3
Аммиак	NH_3	17,03	0,68	—77	—33
Гидразин	N_2H_4	32,05	1,01	2	113,5
Несимметричный диметилгидразин	$N_2H_2(CH_3)_2$	60,10	0,83	—57,2	63,1
Монометилгидразин	$CH_3N_2H_3$	46,07	0,8	—52,0	88,0
Пентаборан	B_5H_9	63,17	0,63	—47,0	50,0

* Температура начала кипения.

Окислители

Жидкий кислород находит широкое применение в технике, имеет развитую производственную и неограниченную сырьевую базу.

Многие материалы (сталь, чугун, резина и др.) при температуре жидкого кислорода становятся хрупкими. Стойкими в этом отношении являются медь, алюминий и их сплавы, а также легированные стали, например хромоникелевые.

В чистом виде жидкий кислород взрывобезопасен; однако попадание в него масла и других органических соединений вызывает образование взрывчатых смесей. По этой причине все детали, соприкасающиеся с жидким кислородом, должны быть очищены и обезжирены. Он не токсичен и не вызывает коррозии.

Для уменьшения потерь жидкого кислорода при хранении и транспортировании используют специальные емкости с тепловой изоляцией.

Азотная кислота широко применяется в различных отраслях промышленности, имеет развитую промышленную базу и является недорогим продуктом.

Техническая азотная кислота содержит 2—4% примесей, главным образом воду, а также четырехокись азота, вследствие чего ее физические параметры несколько отличаются от величин, указанных в табл. 3.7.

Химически чистая азотная кислота бесцветна; техническая — имеет светло-желтую окраску, которую придает ей четырехокись азота.

Азотная кислота является достаточно стойким соединением и может храниться без особых осложнений в течение длительного времени. На большинство конструкционных материалов азотная кислота действует разрушающе. Наиболее стойкими против коррозии в среде азотной кислоты являются хромоникелевые и хромистые стали, алюминий и его сплавы. Коррозионная агрессивность азотной кислоты может быть уменьшена добавлением к ней специальных веществ (ингибиторов). В качестве ингибиторов используются некоторые соединения фтора, фосфора, иода.

Азотная кислота относится к жидкостям, вредно действующим на человеческий организм. Попадание ее на кожу вызывает ожоги; особенно опасно попадание на глаза. Пары азотной кислоты ядовиты; вдыхание воздуха, содержащего большое количество паров азотной кислоты, может привести к отравлению. При работе с азотной кислотой необходимо применять специальную одежду и защитные средства.

Сама по себе азотная кислота взрывобезопасна, однако, как и другие окислители, с органическими соединениями она образует взрывчатые смеси. Поэтому в эксплуатации нельзя допускать смешения азотной кислоты с горючим.

Четырехокись азота представляет собой при обычной температуре желтую жидкость. С ростом температуры она диссоциирует с образованием двуокиси и поглощением тепла. Рост доли двуокиси азота придает окраске бурый оттенок, а эндотермический тепловой эффект приводит к росту теплоемкости. По отношению к конструкционным материалам четырехокись азота значительно менее агрессивна, чем азотная кислота.

Четырехокись азота смешивается с азотной кислотой, но не во всех концентрациях; смеси с содержанием N_2O_4 от 52 до 98% расслаиваются.

Увеличение содержания N_2O_4 в смеси улучшает свойства этих смесей: понижается температура замерзания (до содержания N_2O_4 порядка 40%, рис. 3.1), увеличивается весовая плотность (рис. 3.2), растет удельная тяга топлив на их основе, понижается коррозия.

онная агрессивность в отношении конструкционных материалов, однако при этом несколько понижается температура кипения (рис. 3.3).

Перекись водорода (безводная) — бесцветная, прозрачная жидкость, имеющая в толстых слоях голубоватый оттенок.

В ЖРД применяются ее водные растворы 80—90 %-ной и более концентрации.

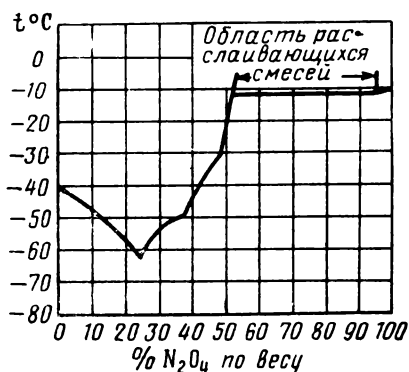


Рис. 3. 1. Температура плавления смесей четырехоксида азота и азотной кислоты

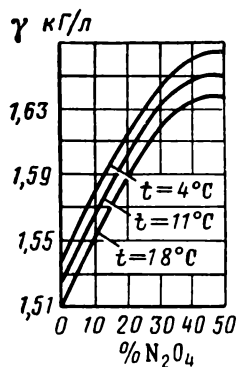
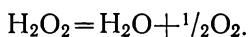


Рис. 3. 2. Весовая плотность смесей четырехоксида азота и азотной кислоты

Перекись водорода, как безводная, так и маловодная, является нестойким химическим соединением и способна к распаду на воду и кислород с выделением тепла:



Однако химически чистая перекись водорода и ее водные растворы, даже при несколько повышенной температуре, разлагаются медленно, но целый ряд факторов способствует ускорению ее разложения (тепло, некоторые металлы, различные загрязнения и т. д.).

Это свойство перекиси водорода требует принятия специальных мер при эксплуатации. К ним относятся: добавление стабилизаторов — веществ, замедляющих ее распад; подбор специальных конструкционных материалов, не оказывающих влияния на ее распад и не корродирующих в ней (чистый алюминий, некоторые алюминиевые сплавы, а также некоторые марки нержавеющей стали); соблюдение специальных условий хранения (чистота емкостей, невысокая температура и т. д.). Стабилизированная и чистая перекись водорода — относительно стойкий продукт и при соблюдении

определенных правил обращения с ней может храниться длительное время без заметного разложения (около 1% в год).

Жидкий фтор — сжиженный газ. Он является весьма активным окислителем и энергично реагирует со многими веществами уже при обычных температурах.

Фтор — весьма токсичное вещество, вредно действующее на организм. Низкая температура кипения в сочетании с токсическими свойствами делает условия эксплуатации его весьма сложными. Жидкий фтор смешивается с кислородом. Эти смеси так же, как чистый фтор, хорошо воспламеняются со многими горючими.

Горючие

Нефтяные горючие, к группе которых относятся горючие, составленные из продуктов переработки нефти, представляют собой смеси углеводородов с различной химической структурой и разным молекулярным весом. Раз-

личные нефтяные горючие (керосин, бензин и др.) в паре с одним и тем же окислителем обеспечивают близкие значения удельных тяг. Весовая плотность нефтяных горючих колеблется в пределах 0,7—0,9 кг/л. Однако, поскольку горючее составляет меньшую долю в топливе, такой диапазон изменения плотности горючего сравнительно мало сказывается на изменении условной плотности топлива в целом.

Часто в ЖРД используется керосин. Этому способствуют его благоприятные физические свойства, наличие широкой сырьевой и производственной базы. В ряде случаев подбор нефтяных горючих с содержанием определенных углеводородов может обеспечить лучшие условия протекания процесса горения и повышение устойчивой работы двигателя.

Нефтяные горючие не воспламеняются при контакте с обычными окислителями. Поэтому двигатели, работающие на них, обычно имеют специальный источник зажигания.

Спирты (изопропиловый, этиловый и метиловый) использовались в ЖРД благодаря своей доступности, стабильности и другим физико-химическим свойствам.

Спирты не воспламеняются при контакте с окислителями. Они являются несколько менее эффективными горючими, чем керосин, т. е. двигатели, работающие на спирте, имеют при прочих равных условиях несколько меньшую удельную тягу, вследствие чего спирты в последнее время находят все меньшее применение, уступая место более эффективным горючим.

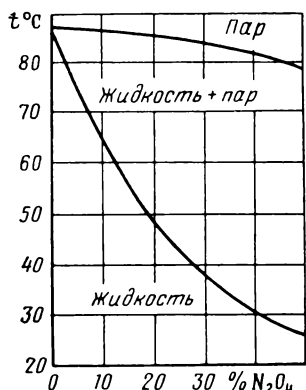


Рис. 3.3. Температура кипения смесей четырехоксида азота и азотной кислоты

Амины — группа, к которой относятся производные аммиака, где отдельные атомы водорода замещены углеводородными радикалами. В ЖРД нашли применение анилин, триэтиламин, ксилидин и др. Эти вещества хорошо воспламеняются с рядом распространенных окислителей, в частности, с азотной кислотой, четырехокисью азота и их смесями. Многие из указанных веществ (ксилидин, анилин, триэтиламин и др.) ядовиты — они вызывают отравление организма как при попадании на кожу, так и при вдыхании паров.

Для получения более благоприятных физических параметров или повышения химической активности часто амины используются не в чистом виде, а в смеси с другими веществами, в том числе и с другими аминами. Например, используется смесь триэтиламина и ксилидина (так называемая «тонка»), смеси анилина с фурфуриловым спиртом и др. По эффективности амины и горючие на их основе близки к нефтяным горючим.

Аммиак и **гидразин** отличаются тем, что в них горючим элементом является водород. Это обеспечивает благоприятные термодинамические параметры продуктов сгорания (малая атомность и малый молекулярный вес). Наиболее эффективно их использование со фтором и его производными. Аммиак и гидразин ядовиты. Смеси их паров с воздухом при определенных условиях являются взрывоопасными. Гидразин как горючее обычно рассматривается в смесях с другими горючими (аммиаком, диметилгидразином и др.).

Производные гидразина получают замещением в гидразине атомов водорода углеводородными радикалами, например, монометилгидразин, диметилгидразин. В ЖРД используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ), обладающий более низкой температурой плавления по сравнению с симметричной модификацией. По отношению к металлам НДМГ не агрессивен и допускает длительное хранение.

Водород, как выше было показано, в соединении с кислородом и фтором обеспечивает весьма большие значения удельных тяг. Однако водород имеет очень низкую температуру кипения (-253°C) и малую плотность. Низкая температура кипения приводит к определенным трудностям в эксплуатации и хранении, а малая весовая плотность требует больших объемов баков. Необходимо исключать возможность попадания воздуха в водородные емкости, поскольку воздух при температуре кипения водорода затвердевает и, кроме того, смеси водорода с воздухом способны к воспламенению в широких пределах концентраций. Вместе с тем, как видно из литературных данных, накопленный опыт и специальные исследования показывают, что в обращении водород не опаснее многих других компонентов топлив, хотя и требует соблюдения в эксплуатации определенных правил. В настоящее время водород успешно внедрен в ракетную технику.

Водород может существовать в двух модификациях, одна из которых получила название ортоводород, а другая — пароводород. Каждой температуре соответствует определенная равновесная концентрация этих двух модификаций. Так, при температуре кипения (20,2° К) только 0,2% приходится на орто-модификацию. При нормальной температуре и выше 75% приходится на ортоводород и 25% на пароводород. Водород такого состава принято называть нормальным водородом.

Нужно иметь в виду, что переход из одного состояния в другое сопровождается тепловым эффектом, причем переход из ортосостояния в парасостояние сопровождается выделением тепла. Такой переход без катализаторов происходит чрезвычайно медленно, поэтому, если охладить и сжечь нормальный водород, то он в жидком состоянии также будет содержать 75% орто- и 25% парамодификации. Однако постепенно ортоводород будет переходить в пароводород с выделением тепла. Это приведет к тому, что часть водорода будет постепенно испаряться и теряться, поэтому жидкий водород целесообразно использовать в паро-модификации.

Металлы использовать в чистом виде в качестве горючих ЖРД трудно, так как при нормальных условиях они находятся в твердой фазе; поэтому их применение целесообразно в виде суспензий в жидких горючих или в виде химических соединений с другими элементами. Исходя из сказанного выше (§ 3.3) следует, что наиболее эффективно использование суспензий металлов в водородосодержащих горючих; эффективными должны быть и соединения металлов с водородом — гидриды металлов. Расчеты подтверждают это. Из гидридов по физическим свойствам и степени изученности выделяется гидрид бора, пентаборан, — жидкое в обычных условиях вещество. Пентаборан, как и другие бороводороды, токсичен; при нагревании разлагается.

В качестве горючих, кроме гидридов металлов, могут рассматриваться и другие соединения металлов, например, некоторые металлоорганические соединения. К таким веществам относится триэтилалюминий $\text{Al}(\text{C}_2\text{H}_5)_3$ ($t_{\text{пл}} = -47^\circ \text{C}$; $t_{\text{кип}} = 186^\circ \text{C}$), самовоспламеняющийся с кислородом. Есть указания, что он используется для зажигания на некоторых американских кислородных двигателях.

Жидкие топлива раздельной подачи

В табл. 3.9 приведены энергетические характеристики некоторых комбинаций окислителей и горючих и значения условной плотности топлив.

Из указанных здесь топлив к настоящему времени широкое применение получили топлива с жидким кислородом и с азотными окислителями. Некоторое применение имеют топлива и на основе перекиси водорода.

Т а б л и ц а 3.9

Параметры топлив раздельной подачи

Окислитель	Горючее	h_u , ккал/кг	$P_{уд.ид}^*$ кг·сек/кг	γ_T , кг/л
O ₂	H ₂	3030	400	0,35
O ₂	Керосин	2270	310	1,01
O ₂	C ₂ H ₅ OH	2020	300	1,1
O ₂	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	2230	320	1,01
O ₂	N ₂ H ₄	1940	325	1,07
O ₂	B ₅ H ₉	—	335	0,9
HNO ₃	Керосин	1440	265	1,32
HNO ₃	Тонка	1460	267	1,32
HNO ₃	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	—	275	1,3
N ₂ O ₄	Керосин	1700	285	1,27
N ₂ O ₄	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	—	295	1,24
N ₂ O ₄	N ₂ H ₄	—	300	1,22
N ₂ O ₄	B ₅ H ₉	—	315	1,12
F ₂	H ₂	3030	420	0,65
F ₂	N ₂ H ₄	2420	370	1,32
F ₂	NH ₃	2300	365	1,18
F ₂	B ₅ H ₉	—	365	1,27
OF ₂	N ₂ H ₄	—	355	1,25
OF ₂	Керосин	—	350	1,32
O ₃	Керосин	3000	335	1,25
C(NO ₂) ₄	Керосин	1720	285	1,42
90% H ₂ O ₂	Керосин	—	275	1,29
H ₂ O ₂	Керосин	—	285	1,31
H ₂ O ₂	N ₂ H ₄	—	295	1,27
H ₂ O ₂	B ₅ H ₉	—	325	1,02
ClF ₃	N ₂ H ₄	—	300	1,48

* Значения удельных тяг приведены для $\pi=100$ при полном расширении в сопле.

Топлива на основе жидкого кислорода обеспечивают из всех топлив, применяемых в настоящее время, наибольшую удельную тягу. Недостаток их — низкая температура кипения окислителя, в силу чего применение их затруднено на тех летательных

аппаратах, которые должны находиться относительно длительное время в состоянии полной готовности.

С жидким кислородом используются в настоящее время в основном нефтяные горючие (главным образом керосин), а также горючие на основе диметилгидразина и ряд других. Несколько большую удельную тягу с кислородом обеспечивают гидразин, пентаборан (см. табл. 3.9).

Особое место занимает топливо кислород—водород. Оно позволяет получить удельную тягу на 25—45% более высокую, чем другие топлива.

Топливо кислород — водород используется в США на двигателях ракет-носителей для запуска искусственных спутников и космических кораблей, где роль удельной тяги наиболее существенна, а неудобства, вызванные свойствами этих компонентов (особенно водорода), не имеют решающего значения.

Топлива на основе азотной кислоты, четырехокси азота и их смесей уступают топливам на основе жидкого кислорода по удельной тяге. Преимущество их в большей весовой плотности и в том, что компоненты этих топлив — высококипящие долгохраняемые вещества; последнее позволяет держать летательные аппараты в полностью снаряженном виде длительное время. Некоторое ограничение этому ставит коррозионная агрессивность азотной кислоты, приводящая к постепенному разъеданию баков и арматуры системы питания.

Азотнокислотные окислители используются в паре с нефтяными горючими, а также с горючими на основе аминов (например, тонка). Они могут применяться в паре и с более эффективными горючими: диметилгидразином, гидразином и др. Например, на ракете Титан-2 используется топливо четырехокись азота — аэрозин, обеспечивающее длительное хранение аппарата в заправленном состоянии. Аэрозин представляет собой смесь равных количеств диметилгидразина и гидразина. Добавка НДМГ к гидразину повышает термическую стабильность горючего и понижает его температуру плавления (для аэрозина $t_{пл} = -8^\circ \text{C}$).

По сравнению с НДМГ аэрозин имеет некоторое преимущество по плотности и удельной тяге.

В табл. 3.9 даны значения удельных тяг для топлива на основе HNO_3 и N_2O_4 , откуда видно, что четырехокись азота обеспечивает более высокую удельную тягу. При использовании смесей $\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$ топлива имеют удельную тягу на 2—5% выше, чем в случае только азотной кислоты (в зависимости от содержания N_2O_4). Добавление N_2O_4 к азотной кислоте повышает также, как указывалось, плотность окислителя, а следовательно, и топлива. Влияние содержания N_2O_4 в смеси с азотной кислотой на величину удельной тяги топлива, в котором горючим служит керосин, показано на рис. 3.4.

С горючими на основе аминов, диметилгидразина и некоторых

других азотные окислители образуют самовоспламеняющиеся топлива.

Самовоспламеняющиеся топлива должны иметь короткий период задержки воспламенения τ_{30} при запуске. Под периодом задержки понимается время от момента соприкосновения окислителя с горючим до момента их воспламенения при запуске. Если это время велико, то в камере сгорания в пусковой период может накопиться относительно большое количество топлива и воспламенение и сгорание будут сопровождаться сильным повышением давления. При очень больших величинах τ_{30} вместо нормального воспламенения, как показывает опыт, может иметь место взрывное сгорание.

Исходя из этого к самовоспламеняющимся топливам предъявляется требование, чтобы период задержки воспламенения не превосходил определенной величины, а именно:

$$\tau_{30} \leq 0,03 \text{ сек.}$$

Величина τ_{30} зависит от типа окислителя и горючего, от температуры их и от ряда других факторов. С ростом температуры величина τ_{30} уменьшается (рис. 3.5).

Топлива на основе перекиси водорода имеют удельную тягу, почти такую же, что и топлива на основе азотных окислителей. В связи с менее благоприятными эксплуатационными свойствами H_2O_2 как окислитель применяется менее широко.

Расчеты показывают, что высокие значения удельных тяг топлив с перекисью водорода получаются при использовании в качестве горючих некоторых соединений на основе металлов, в частности, гидридов металлов. Это объясняется благоприятным сочетанием теплотворной способности таких топлив и состава их продуктов сгорания.

Топлива из перекиси водорода и жидких гидридов металлов могут рассматриваться как одни из наиболее эффективных топлив с высококипящими компонентами.

Топлива на основе низкокипящих фтористых окислителей (жидкого фтора и жидкой окиси фтора) обладают весьма большой эффективностью. Применение фтора наиболее целесообразно с горючими, не содержащими углерода, так как продукт горения углерода во фторе (CF_4) имеет большую атомность и высокий молекулярный вес, что несколько ухудшает свойства продуктов сгорания. К таким горючим относятся в первую очередь водород, гидразин и аммиак. С фтором эффективны и некоторые металлосодержащие горючие. С фтористым кислородом, благодаря содержанию в нем кислорода, эффективны и некоторые углеродосодержащие горючие, например, диметилгидразин.

Несмотря на весьма неблагоприятные физические свойства фтористых окислителей, внедрение их в ракетную технику позволит получить значительное повышение удельной тяги двигателя, что

особенно важно для дальних и космических летательных аппаратов.

Высококипящие фторсодержащие окислители (ClF_3 , BrF_5) обеспечивают меньшую удельную тягу из-за содержания малоэффективных окислительных элементов (Cl , Br), но обладают большей плотностью.

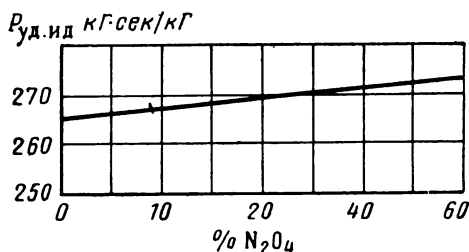


Рис. 3.4. Удельная тяга топлива (окислитель — $\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$; горючее — керосин) в зависимости от весового содержания N_2O_4 в окислителе при $p=100$

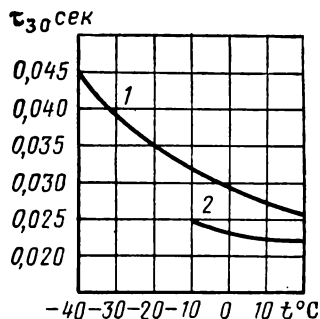


Рис. 3.5. Зависимость периода задержки воспламенения «тонки» с окислителями от температуры:
1— HNO_3 ; 2— N_2O_4 .

Топлива на основе озона взрывоопасны. Распад озона на кислород сопровождается выделением тепла (720 ккал/кг), поэтому при сгорании горючих в озоне выделяется больше тепла, и удельная тяга при использовании озона может быть примерно на 10% больше, чем при использовании кислорода, однако применение озона в ЖРД окажется возможным, когда будут найдены способы устранения его взрывоопасности.

3.5. Жидкие унитарные топлива

Выше отмечалось, что в качестве жидкого унитарного топлива могут быть использованы индивидуальные жидкие вещества, способные к экзотермической реакции разложения, а также заранее приготовленные смеси окислителя и горючего.

Общим свойством многих жидких унитарных топлив является их склонность к переходу горения в детонацию, а также к непосредственно детонации под воздействием различных факторов (удар, нагревание и др.). Эта склонность зависит от природы вещества.

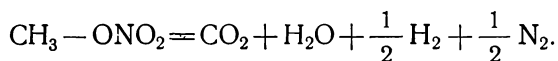
Известно, что необходимым условием взрывного превращения системы является положительный тепловой эффект реакции. Поэтому часто склонность к взрывному превращению и сила взрыва у веществ с одинаковой химической природой тем больше, чем выше их теплотворность (теплота разложения). Этим отчасти

и объясняется, что взрывобезопасные унитарные топлива обладают небольшой теплотворной способностью и обеспечивают поэтому двигателю относительно невысокую удельную тягу.

Рассмотрим отдельные группы возможных унитарных топлив.

Нитросоединения и сложные эфиры азотной кислоты представляют собой органические соединения, содержащие нитро- (NO_2) и нитратные- (ONO_2) группы. Многие из этих веществ способны к экзотермической реакции разложения и довольно широко используются как взрывчатые вещества. Эти соединения содержат в себе и горючие (С, Н) и окислительные (О) элементы.

Реакцию разложения (сгорания) этих веществ можно представить как разложение их на атомы и последующее окисление горючих элементов с образованием окислов. Например, разложение метилнитрата происходит следующим образом:



Ряд свойств таких веществ, и прежде всего теплота разложения, зависит от соотношения окислительных и горючих элементов, содержащихся в них. В теории взрывчатых веществ соотношение окислительных и горючих элементов в веществе принято характеризовать величиной, называемой кислородным балансом. Кислородным балансом называется избыток (положительный кислородный баланс) или недостаток (отрицательный кислородный баланс) кислорода в веществе по сравнению с количеством, необходимым для полного окисления горючих элементов, содержащихся в этом веществе.

Количественно кислородный баланс будем характеризовать величиной, аналогичной коэффициенту избытка окислителя, именно: коэффициентом избытка кислорода α_{O_2} , представляющим собой отношение количества кислорода, содержащегося в данном соединении, к количеству, необходимому для полного окисления его горючих элементов.

В табл. 3. 10 приведены параметры некоторых нитросоединений и эфиров азотной кислоты. Учитывая, что свойства продуктов разложения этих веществ примерно одинаковы, для сравнительной качественной оценки их эффективности здесь приведены лишь значения теплоты разложения. Из табл. 3. 10 видно, что чем ближе α_{O_2} к единице, тем в общем случае выше теплота разложения вещества. Примерно эта закономерность наблюдается и в отношении взрывных свойств. Наиболее взрывобезопасные из рассматриваемых веществ имеют значительный недостаток кислорода по сравнению с количеством, необходимым для полного окисления, и поэтому недостаточно теплопроизводительны. К числу таких соединений принадлежит изопропилнитрат [43].

Следует отметить, что унитарные топлива, обладающие отрицательным кислородным балансом ($\alpha_{\text{O}_2} < 1$), могут быть использо-

Таблица 3.10

Параметры нитросоединений и сложных эфиров азотной кислоты

Название	Формула	Молекулярный вес	$t_{пл}^{\circ}C$	$t_{кип}^{\circ}C$	γ кг/л	α_{O_2}	Теплота разложения ккал/кг
Нитроглицерин	$C_3H_5(ONO_2)_3$	227	13,5	—	1,60	1,06	1485
Нитроглицоль	$C_2H_4(ONO_2)_2$	152	—	85	1,50	1,0	1580
Нитрометан	CH_3NO_2	61	-29	101	1,13	0,572	1040
Нитроэтан	$C_2H_5NO_2$	76	—	103	1,05	0,307	680
Метилнитрат	CH_3ONO_2	77	—	65	1,21	0,857	1490
Этилнитрат	$C_2H_5ONO_2$	91	-112	87	1,12	0,46	713
Пропилнитрат	$C_3H_7ONO_2$	105	—	110,5	1,06	0,315	550
Изопропилнитрат	$C_3H_7ONO_2$	105	-60	101	1,02	0,315	550

ваны и в качестве горючих двухкомпонентных топлив. Наоборот, унитарные топлива, имеющие большой избыток кислорода ($\alpha_{O_2} > 1$), могут служить в качестве окислителя (тетранитрометан, перекись водорода и др.).

Наиболее эффективные из приведенных в табл. 3.10 вещества (нитроглицерин, метилнитрат и др.) взрывоопасны и поэтому в чистом виде в ракетных двигателях не могут быть использованы.

Перекись водорода благодаря способности разлагаться с выделением тепла и образованием парогаса (смеси H_2O и O_2) может использоваться в качестве унитарного топлива.

При разложении 100%-ной перекиси водорода выделяется 680 ккал/кг. Часть этого тепла идет на нагрев и испарение образующейся при разложении воды, поэтому рабочая теплотворная способность равна 385 ккал/кг. Зависимость высшей и низшей теплотворной способности перекиси водорода от концентрации дана на рис. 3.6. Как видно из приведенных данных, низшая теплотворная способность 80—90%-ной перекиси водорода равна 180—280 ккал/кг, что позволяет получить в двигателях удельную тягу всего 100—140 кг·сек/кг.

Из других унитарных топлив на основе индивидуальных веществ определенный интерес представляют вещества, используемые, как и перекись водорода, в качестве компонентов топлив раздельной подачи и обладающие в то же время способностью разлагаться с выделением тепла (например, диметилгидразин, гидразин и др.). Это обстоятельство позволяет применить их как унитарное топливо для привода турбины ТНА на двигателе, в котором это вещество используется как горючее основного топлива.

Смеси окислителей и горючих, как отмечалось выше, в широком интервале концентраций являются взрывоопасными. Устранение взрывчатых свойств таких смесей возможно добавлением к ним инертных веществ, не участвующих в сгорании, например,

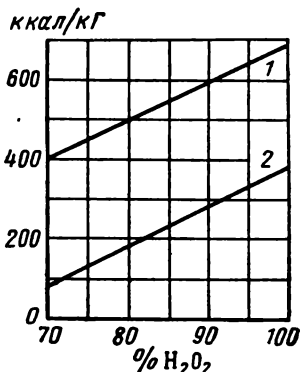


Рис. 3.6. Зависимость теплоты разложения перекиси водорода от ее содержания в смеси с водой:

1—высшая теплотворная способность; 2—низшая теплотворная способность

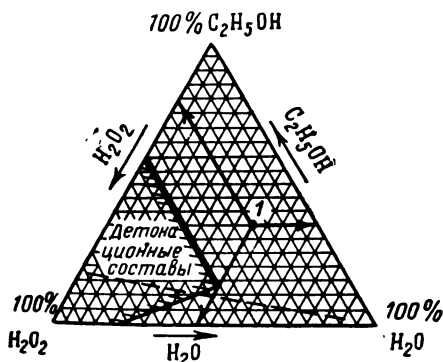


Рис. 3.7. Диаграмма смесей перекиси водорода с этиловым спиртом и водой

мер, воды или составлением этих смесей с большим избытком горючего. Естественно, что обе меры ведут к понижению теплотворности смесей. На рис.

3.7 для примера приведены результаты исследования взрывчатых свойств смеси $\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H}_2\text{O} + \text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$; стрелки показывают направление отсчета. Так, например, смесь, отмеченная точкой 1, содержит 45% H_2O , 35% $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ и 20% H_2O_2 . Пунктирная линия представляет собой геометрическое место точек стехиометрических смесей. Видно, что в случае смесей без добавки инертного вещества — воды (левая сторона треугольника) взрывобезопасные концентрации соответствуют значительному избытку горючего. Для случая же стехиометрических смесей (пунктир) взрывобезопасные концентрации возможны лишь при добавлении инертного вещества (в данном случае воды).

Из рассмотрения жидких унитарных топлив можно заключить, что пригодные для использования в двигателях взрывобезопасные топлива обладают существенно меньшей эффективностью, чем топлива раздельной подачи. Этим и объясняется их использование для вспомогательных целей: для привода турбин ТНА, а также для вспомогательных двигателей с малыми тягами, предназначенных для стабилизации летательных аппаратов и управления ими.

ПРОЦЕССЫ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД

4. 1. Общая картина процесса в камере сгорания

Окислитель и горючее поступают в камеру сгорания из системы питания через форсунки, расположенные на головке. В одних двигателях в камеру сгорания оба компонента поступают в жидком виде, в других — одна часть топлива поступает в жидком, а другая в газообразном виде. Такой тип камер сгорания может быть в двигателях с дожиганием генераторного газа и в ряде других случаев.

Для непрерывности процесса нужно создать условия последовательного протекания сложной совокупности физических и химических явлений. К ним относятся процесс подготовки смеси к сгоранию, заключающийся в дроблении на капли жидких компонентов, их нагреве, испарении и смешении; воспламенение смеси и процесс сгорания.

Общее время реакции, или время преобразования исходных жидких продуктов в конечные, газообразные, равно сумме времени всех последовательных стадий и определяется главным образом временем протекания самых медленных стадий процесса.

При температурах свыше 1800—2000° К, когда время протекания химических реакций очень мало, определяющими будут физические процессы. Наиболее медленными из них являются процессы испарения и смешения газообразных продуктов. Следовательно, для ускорения тепловыделения и достижения более полного сгорания следует совершенствовать физические процессы. В частности, тепловыделение значительно ускоряется при предварительном смешении жидких компонентов и при более тонком их распылении. Скорость испарения, зависящая от условий подвода тепла к жидкости, может быть повышена за счет усиления газообмена с зонами, имеющими высокую температуру.

Физические процессы играют роль и после окончания основного процесса тепловыделения, если состав смеси неравномерно распределен по сечению камеры. В этом случае наблюдается выравнивание состава продуктов сгорания в результате турбулентной диффузии.

Вместе с тем на общее время и на характер протекания процесса оказывают влияние и химические факторы, причем главным образом в зоне, примыкающей к головке, где температура еще невелика. Некоторые порции топлива воспламеняются именно в этой зоне. Тепло, выделяющееся здесь при их воспламенении, непосредственно сказывается на скорости подогрева и испарения остальной, еще невоспламенившейся, части топлива. Очевидно, что чем выше химическая активность компонентов в низкотемпе-

ратурной области, тем интенсивнее тепловыделение и поэтому меньше время прогрева и испарения.

В этом отношении более благоприятны самовоспламеняющиеся компоненты, самовоспламенение которых происходит в жидкой фазе в результате поверхностного контакта; выделяемое тепло способствует разогреву и испарению еще невоспламенившейся части топлива.

В парообразном состоянии воспламенение происходит при температурах более 200°C , причем пары несамовоспламеняющихся компонентов воспламеняются при более высоких температурах, чем пары самовоспламеняющихся. Самовоспламенение нагретых паров называют термическим, а минимальную температуру, при которой такое воспламенение может произойти — температурой термического самовоспламенения. Значения температуры термического самовоспламенения для некоторых горючих в паре с азотной кислотой приведены в табл. 4.1.

Т а б л и ц а 4.1

Горючее	Температура термического самовоспламенения $^{\circ}\text{C}$
Триэтиламин	300
Фурфуриловый спирт	325
Легкое масло пиролиза	430
Крекинг-керосин	425
Керосин прямой гонки	506

Чем ниже температура термического самовоспламенения, тем раньше начнется воспламенение в низкотемпературной зоне, что в итоге должно сократить общее время процессов в камере сгорания.

В камере сгорания (см. гл. 1) могут быть условно выделены две основные зоны. Первая зона примыкает непосредственно к головке. В начале ее преобладают жидкие капли, причем их распределение по сечению головки неравномерно: различно не только местное значение коэффициента избытка окислителя, но и число капель на единицу объема. Количество испарившихся капель еще невелико; здесь происходит их предварительный нагрев, и испаряются лишь самые мелкие капли. Во второй части первой зоны происходит интенсивное испарение и образуются начальные очаги горения, способствующие дальнейшему ускорению процессов дробления, нагрева и испарения капель и сгорания. В конце первой зоны происходит интенсивное сгорание основной части топливной смеси. Во второй зоне происходит догорание продуктов

неполного окисления и выравнивание состава газа за счет турбулентной диффузии.

На рис. 4.1 схематично показано протекание процессов распыливания 1, испарения 2 и сгорания 3 в отдельных зонах; здесь же показано изменение температуры T , скорости w и давления газа p по длине камеры.

Рассмотрим более подробно процессы нагрева, испарения и воспламенения, протекающие в первой зоне. Вытекающие из форсунок капли тормозятся газом, сам газ при этом начинает двигаться, увлекаясь жидкостью. Вследствие этого возникает отток

газов от головки, который в местах с малой плотностью капель компенсируется соответствующим притоком газа из зоны горения. Таким образом, у головки одновременно с попутными токами образуются обратные токи газа, направленные из зоны горения к головке.

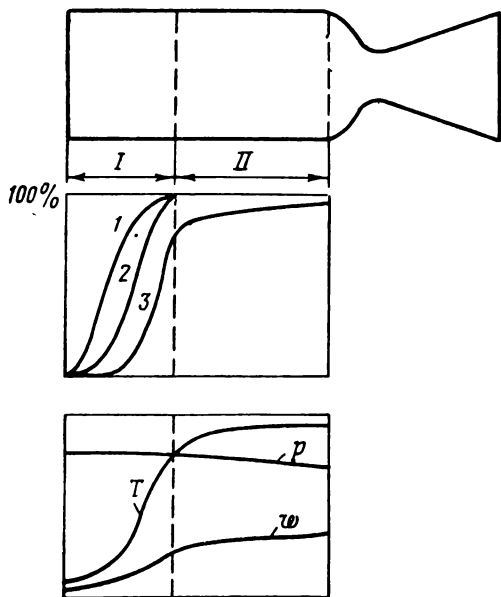


Рис. 4.1. Протекание процессов вдоль камеры сгорания:

1—распыливание; 2—испарение; 3—сгорание

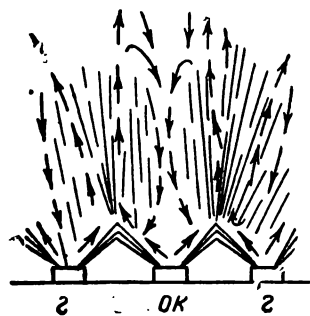


Рис. 4.2. Схема обратных токов

Обратные токи приносят тепло для первоначального прогрева и испарения капель и воспламенения паров топлива и играют большую роль в стабилизации процесса в камере сгорания. Схема образования обратных токов показана на рис. 4.2. Обратные токи, поступая в область с малой плотностью капель, вызывают их быстрый прогрев и испарение; образовавшиеся пары в дальнейшем воспламеняются. Далее поток горячих газов у головки поворачивается и входит в зону с более плотным потоком капель, где также протекают процессы прогрева и испарения капель и воспламенения паров. Важным условием образования обратных то-

ков является некоторая неравномерность распределения жидкости по сечению головки.

По мере испарения и сгорания увеличивается скорость газов, а капли тормозятся. Когда скорость капель станет равной скорости газа, исчезнут обратные токи. Последующий прогрев и испарение капель обеспечиваются теплом за счет сгорания, идущего одновременно с испарением.

При дальнейшем движении от головки процесс значительно интенсифицируется; благодаря росту суммарной поверхности капель и усилению подвода к ним увеличивается скорость испарения, в итоге растет скорость тепловыделения и преобразования исходного топлива в продукты сгорания. Вследствие этого основная масса топлива испаряется и сгорает на очень коротком участке камеры сгорания (см. рис. 4.1), образуя своеобразный «фронт пламени».

Первая зона занимает небольшую длину; обычно в ядре потока она не более 100 мм. В пристеночном слое, где значения коэффициента избытка окислителя могут быть малыми, температура продуктов сгорания относительно невелика; вследствие этого процессы прогрева, испарения и сгорания здесь затягиваются на большем протяжении, занимая иногда всю длину камеры сгорания до сопла. Несмотря на относительно небольшую протяженность первой зоны, процессы в ней оказывают определяющее влияние на ход всего процесса в камере сгорания ЖРД. Действительно, во-первых, в первой зоне устанавливается определенное распределение соотношения компонентов по сечению камеры сгорания, включая пристеночный слой; во-вторых, в первой зоне формируется турбулентность, обеспечивающая перемешивание продуктов сгорания и выравнивание их состава в остальной части камеры сгорания, что важно для получения высокой удельной тяги; в-третьих, время перехода жидких компонентов в газообразные продукты, так называемое время преобразования, определяется временем процессов первой зоны. Время преобразования оказывает большое влияние на устойчивость процесса в камере ЖРД.

В первой зоне, как отмечалось, сгорание топлива в ядре потока в основном заканчивается; в пристеночном слое при малых значениях коэффициента избытка окислителя процесс сгорания может затянуться на большую длину. Состав продуктов сгорания по сечению камеры сгорания в конце первой зоны в общем случае неоднороден, в соответствии с чем меняется и их температура. Неоднородность имеет место по диаметру камеры (ядро и пристеночный слой) и, в меньшей степени, между соседними форсунками. Если различие в составе газа по сечению камеры сгорания будет значительным, то это приведет к потере скорости истечения и удельной тяги, так как часть химической энергии, заключенной в топливе, останется неиспользованной.

Во второй зоне камеры происходит в основном выравнивание состава и температур продуктов сгорания по сечению естественным путем за счет турбулентной и молекулярной диффузии. Основное значение имеет турбулентный перенос вещества.

Степень однородности состава газов в конце камеры зависит от степени однородности смеси (по составу и по плотности тока) в начале камеры, от интенсивности турбулентности и от длины камеры.

4.2. Форсунки ЖРД

Распыливание жидких компонентов осуществляется форсунками, через которые они поступают в камеру сгорания под некоторым избыточным давлением. Распыливание жидкости сопровождается распадом струи и образованием капель. Совокупность летящих капель образует факел распыла.

В ЖРД находят применение два типа форсунок: струйные и центробежные.

Струйные форсунки просты по устройству; их схемы даны на рис. 4.3.

Расчет струйной форсунки состоит в определении диаметра d отверстия сопла форсунки при известном расходе $G_{\text{ф}}$ через нее и перепаде давления $\Delta p_{\text{ф}}$ на форсунке.

Расчет ведется по уравнению расхода

$$G_{\text{ф}} = \mu_{\text{ф}} f_{\text{ф}} \sqrt{2g\Delta p_{\text{ф}} \gamma}, \quad (4.1)$$

где $\mu_{\text{ф}}$ — коэффициент расхода;

γ — весовая плотность жидкости;

$f_{\text{ф}}$ — площадь сопла форсунки.

Величина коэффициента расхода находится в пределах 0,65—0,9 и зависит от отношения l/d (где l — длина сопла форсунки), абсолютного размера диаметра d и формы входа в сопловой канал.

Значения диаметра d в форсунках ЖРД лежат в пределах 0,5—3,0 мм. Повышение диаметра форсунки ухудшает тонкость распыла; при очень малых d возможно засорение канала. Угол факела распыла α у струйных форсунок невелик и составляет 5—20°.

Центробежные форсунки сочетают тонкий распыл при малых перепадах давлений с большим углом факела распыла ($\alpha = 60—100^\circ$) (рис. 4.4). Форсунка состоит из камеры завихрения a , входных каналов с радиусом $r_{\text{вх}}$ и сопла с радиусом r . Принципиальным отличием этой форсунки от струйной является наличие вращательного движения жидкости на входе в сопло. Жидкость поступает по нескольким (редко по одному) тангенциальным каналам в камеру завихрения и здесь приходит во вращательное движение. Центральная часть форсунки заполнена

газом из камеры, который увлекается жидкостью и тоже приходит во вращение, образуя газовый вихрь радиусом r_m .

Истечение жидкости происходит только по площади кольца, примыкающего к стенкам сопла, так что жидкостью заполняется лишь часть площади сопла.

$$\dot{f}_ж = \epsilon \dot{f}_ф = \epsilon \pi r^2;$$

здесь ϵ — коэффициент живого сечения струи или коэффициент заполнения.

Очевидно, что толщина Δ пелены жидкости будет тем меньше, чем больше радиус вихря при данном $\dot{f}_ф$.

Вращательное движение жидкости в центробежной форсунке может быть создано не только путем подачи ее через тангенциальные входные каналы, но и другими способами, например, подачей через завихритель, имеющий

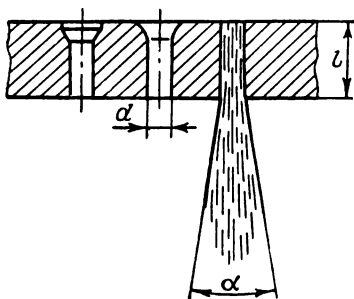


Рис. 4.3. Схемы струйных форсунок

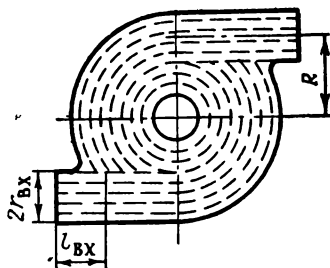
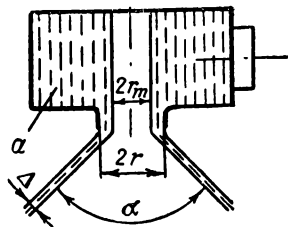


Рис. 4.4. Схема центробежной форсунки

на наружной поверхности винтовую нарезку, по которой движется жидкость.

Коэффициент расхода μ_f в уравнении (4.1) можно представить так:

$$\mu_f = \epsilon \varphi_c,$$

где φ_c — коэффициент скорости, учитывающий уменьшение осевой скорости из-за закрутки жидкости и гидравлических потерь.

Очевидно, что коэффициенты ϵ , φ_c , μ_f зависят от интенсивности вращения жидкости в форсунке. Интенсивность вращения жидкости может быть охарактеризована отношением окружной скорости ω_u около стенки сопла форсунки к условной средней осевой

скорости, выраженной через секундный расход жидкости G_ϕ и площадь выходного сечения сопла f_ϕ

$$A = \frac{w_u}{G_\phi} \gamma f_\phi.$$

Рост величины A означает увеличение интенсивности вращения в форсунке за счет роста момента количества движения, что приводит к уменьшению коэффициента расхода μ_ϕ . Коэффициент A выражается через геометрические параметры форсунки и называется ее геометрической характеристикой.

Геометрическая характеристика форсунки для идеальной жидкости (без трения) может быть выражена как

$$A = \frac{\pi R r}{n f_{\text{вх}}}, \quad (4.2)$$

где R — расстояние от оси форсунки до оси входного канала;

n — число входных каналов;

$f_{\text{вх}}$ — площадь сечения входного канала.

Когда входные каналы не перпендикулярны к оси форсунки, выражение для геометрической характеристики приобретает вид:

$$A = \frac{\pi R r}{n f_{\text{вх}}} \sin \beta, \quad (4.3)$$

где β — угол между осью входного канала и осью сопла форсунки (см. рис. 12.15).

Выйдя из центробежной форсунки, жидкость имеет форму полого конуса, точнее однополостного гиперболоида вращения, вдоль образующих которого движутся частицы жидкости. Траектория движения частиц, покидающих форсунку, определяется соотношением между окружной w_u и осевой w_a составляющими скорости при выходе из соплового канала; угол распыла α на выходе из форсунки определяется из выражения

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = \frac{w_u}{w_a}.$$

Так же, как и коэффициент расхода μ_ϕ , угол α зависит от интенсивности вращения жидкости, т. е. от геометрической характеристики A .

На рис. 4.5 дан график изменения величин ϵ , μ_ϕ и α в зависимости от значения A для случая течения идеальной жидкости. Из графика следует, что при увеличении A угол распыла α увеличивается, а величины ϵ и μ_ϕ уменьшаются. Причина такого течения кривых заключается в том, что увеличение A означает увеличение окружной составляющей скорости в сопле. Несмотря на приближенный характер зависимостей для ϵ , α и μ_ϕ , они могут быть использованы для предварительных расчетов центробежных форсунок ЖРД.

Экспериментальная проверка дает подтверждение основных положений теории центробежной форсунки для идеальной жидкости. Однако в ряде случаев наблюдается расхождение между опытными и теоретическими значениями μ_ϕ и α . Было установлено, что при распыливании реальной, вязкой, жидкости на расход и форму струи оказывает влияние трение. Трение перед соплом форсунки уменьшает момент количества движения жидкости на входе в сопло форсунки, поэтому при реальной жидкости угол α меньше, а μ_ϕ больше, чем при идеальной. Из теории следует, что коэффициенты ϵ и μ_ϕ и угол α при учете трения могут быть найдены по формулам или графикам, полученным для идеальной жидкости (см. рис. 4.5), если вместо характеристики A использовать эквивалентную геометрическую характеристику:

$$A_3 = A \left[1 + \frac{\xi}{2} \left(\frac{\pi R^2}{n f_{\text{вх}}} - A \right) \right]^{-1}, \quad (4.4)$$

где ξ — коэффициент трения в форсунке; последний можно найти из приближенной формулы:

$$\xi = 2 \frac{0,316}{\text{Re}^{0,25}}. \quad (4.5)$$

Здесь число Рейнольдса определяется по условиям на входе

$$\text{Re} = \frac{w_{\text{вх}} d_3}{\nu}, \quad (4.6)$$

где d_3 — эквивалентный гидравлический диаметр входных каналов;

ν — коэффициент кинематической вязкости жидкости;

$w_{\text{вх}}$ — скорость во входном канале.

Отношение A_3/A показывает уменьшение момента количества движения вследствие действия сил трения.

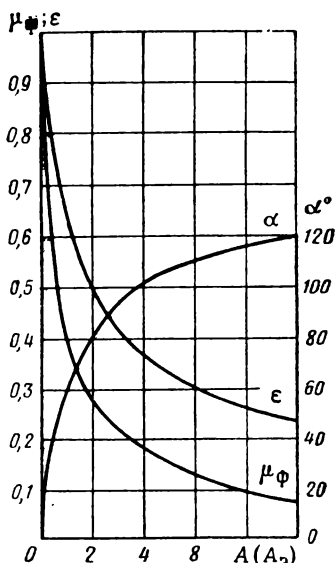


Рис. 4.5. Зависимость параметров центробежной форсунки от ее геометрической характеристики

4.3. Распыливание

Оценка работы форсунок, а следовательно, и качества процесса распыливания ведется по разным показателям: размерам получающихся капель, их однородности, дальнобойности струи и форме факела распыла.

Для ускорения процесса испарения распыл должен быть тонким (средний диаметр капель малый). В этом случае общая поверхность испарения будет больше, а время, необходимое для испарения, меньше.

На процессы в камере оказывают влияние форма струи и распределение жидкости в ее поперечном сечении. Для облегчения испарения жидкости следует избегать чрезмерной концентрации жидкой фазы в отдельных зонах камеры сгорания.

Распределение жидкости по сечению струи оказывает влияние также и на дальнобойность, т. е. на глубину проникновения жидкости из форсунки в среду. Чем более компактна струя, тем, при прочих равных условиях, больше дальнобойность. Требования к дальнобойности струи зависят от условий смесеобразования. Обычно стремятся уменьшать дальнобойность, так как при этом дробление происходит вблизи головки и подготовительные процессы завершаются на более коротком участке камеры сгорания. В некоторых случаях оказывается целесообразным растянуть первую зону по длине камеры сгорания. Тогда необходимо иметь форсунки с разной дальнобойностью. Распыливание жидкости из центробежной форсунки отличается меньшей дальнобойностью, чем из струйной форсунки. Это объясняется очень развитой поверхностью струи, выбрасываемой из центробежной форсунки. Здесь внешние силы сопротивления, понижающее дальнобойность, действуют как на внешнюю, так и на внутреннюю поверхность конуса. Кроме того, пелена конуса из центробежной форсунки обладает значительно большей неустойчивостью, чем сплошная струя из струйной. Поэтому ее распад происходит на более близком расстоянии от сопла форсунки и при меньшем перепаде давления, что ведет к уменьшению дальнобойности.

Процесс распыливания состоит из последовательных стадий распада струи, истекающей из сопла форсунки, и дробления крупных капель на более мелкие частицы. Факторы, которые вызывают распад струи, можно разделить на внешние по отношению к струе и внутренние.

К внешним факторам относятся силы аэродинамического сопротивления и силы, возникающие при взаимном соударении струй и отдельных капель или при ударе их о препятствия. Влияние этих факторов будет тем больше, чем больше относительная скорость жидкости и среды или соударяющихся струй. Аэродинамические силы, кроме того, зависят от плотности среды, увеличиваясь с увеличением плотности.

К внутренним факторам, способствующим распаду струи, относятся силы инерции, возникающие в результате турбулентных пульсаций в струе жидкости и увеличивающиеся с ростом скорости жидкости.

Силы молекулярного сцепления проявляются в виде сил вязкости во внутренних слоях жидкости и в виде сил поверхностного

натяжения на границе раздела двух сред; они препятствуют распаду жидкости на капли. На величину молекулярных сил влияет температура жидкости. При увеличении температуры их действие ослабевает; при критической температуре силы поверхностного натяжения равны нулю.

Форма факела и тонкость распыла зависят от перепада давления, под которым происходит истечение жидкости из сопла форсунки. При увеличении перепада давления $\Delta p_{\text{ф}}$ увеличивается действие как внутренних, так и внешних факторов, и струя распадается на более мелкие капли, так как растет скорость жидкости на выходе из форсунки. Например, при распыле из центробежной форсунки при весьма малом перепаде давления истечение происходит в виде струи, на поверхности которой ясно

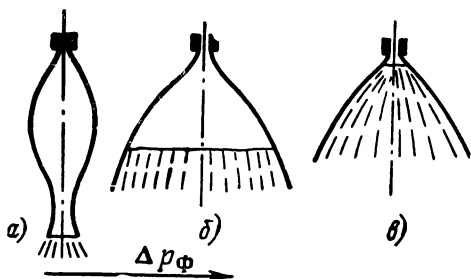


Рис. 4.6. Формы факела распыла

видны винтовые траектории частиц. При увеличении перепада давления на выходе из сопла появляется пустотелая, сплошная поверхность в виде «пузыря» (рис. 4.6, а), которая на некотором расстоянии от сопла стягивается силами поверхностного натяжения. По мере дальнейшего увеличения перепада «пузырь» раскрывается и превращается в «тюльпан» (рис. 4.6, б). На некотором расстоянии от сопла «тюльпан» разрывается на изолированные кольцеобразные участки, которые затем формируются в сгустки жидкости, нити и отдельные капли. Неразрывавшаяся часть «тюльпана» носит название пелены. По мере увеличения перепада давления длина участка неразрывавшейся пелены уменьшается до тех пор, пока распыл не будет происходить практически непосредственно у сопла (рис. 4.6, в). Механизм распыливания жидкости центробежной форсункой показан на рис. 4.7.

При распыливании образуются капли различных размеров. Оценка качества распыливания проводится на основании экспериментальных данных. Для этой цели капли распыленной жидкости улавливаются тем или иным способом и сортируются по группам,

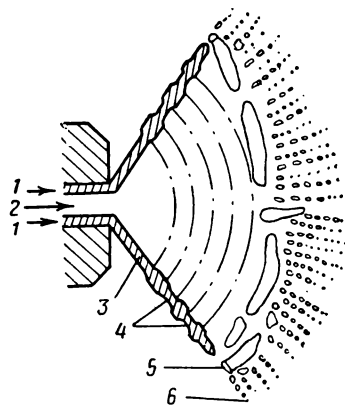


Рис. 4.7. Механизм распыливания жидкости центробежной форсункой:

1—струя; 2—газовый вихрь; 3—уменьшение толщины пелены; 4—образование перемычек; 5—разрыв на части; 6—образование капель

отличающимся величиной диаметра. Затем строятся характеристики мелкости (тонкости) распыливания в виде кривых распределения капель по их диаметрам. Например, строятся суммарные весовые кривые, где по оси ординат откладываются последовательно результаты взвешивания всех капель, имеющих данный диаметр и меньший (рис. 4.8). Для оценки тонкости распыливания пользуются некоторым средним диаметром капель. Часто за средний диаметр принимают диаметр $d_{0,5}$, соответствующий относительному весу $\bar{G}=0,5$ на кривой рис. 4.8.

Помимо оценки по среднему диаметру капель, о качестве распыла судят также по однородности размеров получающихся капель. Так как минимальный диаметр капель равен размеру мо-

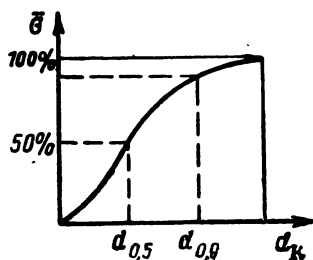


Рис. 4.8. Кривая распределения распыленной жидкости

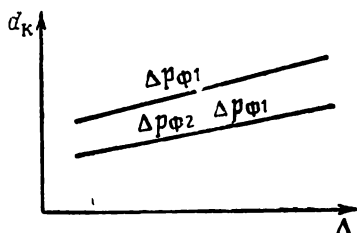


Рис. 4.9. Зависимость среднего диаметра капель от толщины пелены

лекулы, то однородность может характеризоваться величиной максимального диаметра капель или величиной, например, диаметра капель $d_{0,9}$ на кривой распределения (рис. 4.8), соответствующего 90% общего веса капель. Чем меньше $d_{0,9}$, тем однороднее распыл.

Тонкость распыливания зависит от перепада Δp_{Φ} . Центробежные форсунки при $\Delta p_{\Phi}=3\div 6 \text{ кг/см}^2$ дают средний диаметр $d_{0,5}$ порядка 50—200 мк. Диаметр капель уменьшается с увеличением перепада давления; при больших значениях перепада давления эта зависимость выражена слабо.

Тонкость распыливания зависит также от формы и состояния поверхности струи жидкости на выходе из форсунки. Чем больше толщина струи жидкости на выходе из форсунки, тем она компактнее, так как тем меньше отношение поверхности ее к объему, тем меньше воздействие аэродинамических сил и, при прочих равных условиях, тем хуже распыл. На рис. 4.9 показано изменение диаметра капель в зависимости от толщины пелены Δ жидкости на выходе из центробежной форсунки. С увеличением толщины пелены распыл ухудшается. Величина Δ тем больше, чем больше коэффициент расхода и меньше угол α (при данном диаметре сопла форсунки).

Увеличение размера сопла при прочих равных условиях ведет к росту Δ и поэтому ухудшает распыл.

Это положение иллюстрируется рис. 4.10, где приведены три кривые зависимости среднего диаметра каплей d от перепада давления на форсунке. Эти кривые относятся к трем центробежным форсункам, имеющим расходы $I—240$, $II—120$, $III—60$ Г/сек (при перепаде давления 7 кг/см^2), а следовательно, и разные диаметры отверстия и струй жидкости. Видно, что чем меньше размер струи, тем тоньше распыливание.

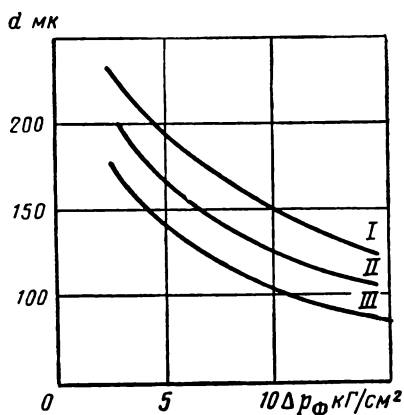


Рис. 4.10. Зависимость среднего диаметра каплей от перепада давления на форсунке

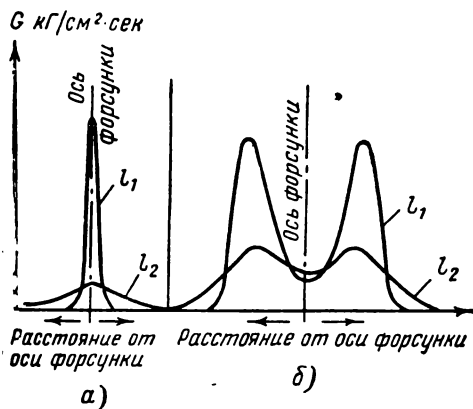


Рис. 4.11. Кривые распределения секундного расхода вдоль радиуса для двух расстояний от сопла ($l_2 > l_1$): а — струйная форсунка; б — центробежная форсунка

В камерах сгорания ЖРД из-за высоких температур и давлений и интенсивного теплообмена каплей с газами нет необходимости в излишне мелком распыле, а следовательно, и в большом перепаде давления на форсунках. Минимальное значение перепада на форсунках ЖРД практически находится в пределах $1—4 \text{ кг/см}^2$.

Распределение жидкости в струе как правило отличается неравномерностью как по сечению, так и по длине факела.

На рис. 4.11 приведены кривые распределения расхода жидкости вдоль радиуса струи для двух расстояний от сопла. Из графиков следует, что как для струйной, так и для центробежной форсунки характерна неравномерность расхода по сечению. По мере удаления от сопла форсунки распределение жидкости по сечению струи становится более равномерным.

4.4. Смещение компонентов

Необходимым условием для протекания химической реакции между окислителем и горючим является контакт между ними. Полнота выделения тепла всегда увеличивается при улучшении качества предварительного смешения, вне зависимости от вида применяемых компонентов топлива.

Организовать смешение компонентов можно путем взаимодействия струй в камере сгорания в процессе распыливания или путем предварительного смешения жидкостей с последующим их распыливанием через одну форсунку. Лучшие результаты в отношении полноты сгорания должно дать предварительное смешение, так как при этом легче обеспечивается одинаковое соотношение между компонентами по сечению камеры сгорания. Более безопасно смешивать компоненты после их выхода из форсунок; у существующих двигателей этот тип смешения преобладает.

Назовем смесительным элементом, или смесителем, наименьшее число форсунок, предназначенных для смешения компонентов в заданных соотношениях. Тогда вся головка может включать ряд простейших смесительных элементов, из которых каждый состоит в общем случае из нескольких форсунок. Смесительные элементы оказывают влияние друг на друга, но совершенство головки в основном определяется качеством смешения и условиями для последующего испарения, которые создаются отдельными смесительными элементами.

При применении струйных форсунок встречаются смесители, состоящие из трех-

или двухструйных форсунок (рис. 4.12). Поскольку угол факела из струйной форсунки невелик, то для лучшего контакта компонентов и их перемешивания часто форсунки разноименных компонентов в смесителе располагают под углом друг к другу (рис. 4.12,а и 4.12,б). Применяют также струйные смесители и с параллельными осями форсунок (рис. 4.12,в). Хороший контакт компонентов в жидкой фазе имеет особенно большое значение для самовоспламеняющихся топлив. Трехструйные смесители (рис. 4.12,а), состоящие из двух окислительных форсунок и одной форсунки горючего, имеют преимущества по сравнению с двухструйными, так как объемный расход окислителя нередко больше в 2—3 раза, чем горючего. Поэтому увеличение числа отверстий для окислителя уменьшает раз-

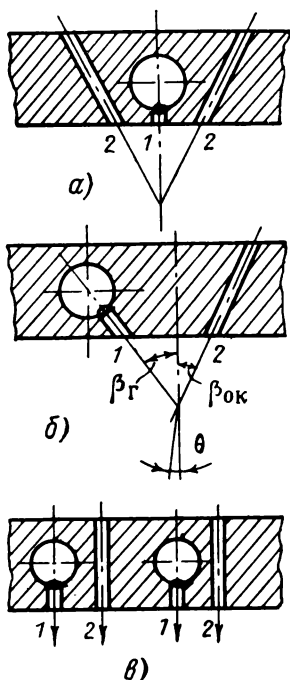


Рис. 4.12. Схемы струйных смесителей:

1—горючее; 2—окислитель

меры окислительной струи и обеспечивает лучшее распыливание и лучшее взаимное смешение горючего и окислителя. В симметричном трехструйном смесителе результирующая струя движется вдоль оси центральной форсунки.

При столкновении двух струй результирующая струя отклоняется на некоторый угол, который может изменяться при изменении режима работы. Предполагая, что при встрече струй суммарное количество движения их остается неизменным, можно найти направление результирующей струи (угол θ между осью камеры и направлением струи).

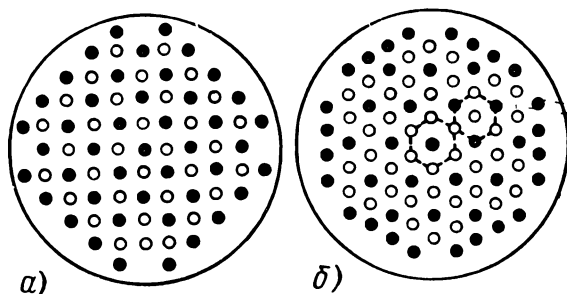


Рис. 4. 13. Схемы расположения форсунок:
а—шахматное расположение; б—сотовое расположение
(●—форсунки горючего; ○—форсунки окислителя)

Если $w_{ок}$ и $w_{г}$ — скорости струй на выходе из форсунки соответственно окислителя и горючего, то можно прийти к выражению

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{\kappa \frac{w_{ок}}{w_{г}} \sin \beta_{ок} - \sin \beta_{г}}{\kappa \frac{w_{ок}}{w_{г}} \cos \beta_{ок} + \cos \beta_{г}}, \quad (4.7)$$

где κ — соотношение компонентов.

Можно, задавшись углом θ (например, $\theta = 0$), найти необходимой расположение форсунок окислителя и горючего ($\beta_{ок}$, $\beta_{г}$).

Геометрическое взаимодействие струй нужно учитывать при проектировании головки, чтобы избежать попадания жидкости на стенки или сгущения жидкости в отдельных зонах камеры.

Головка со струйными форсунками обычно включает большое число одинаковых смесителей, равномерно расположенных по сечению. Исключение может составить область у стенки, где часто для облегчения условий охлаждения устанавливают главным образом форсунки горючего.

При применении центробежных форсунок их также стремятся располагать равномерно по головке для получения равномерного распределения компонентов по сечению. Поскольку угол распыла центробежной форсунки велик, то здесь столкновение струй разноименных компонентов достигается и при параллельном расположении осей форсунок. Форсунки горючего и окислителя обычно чередуются, и струи соседних форсунок пересекаются или сливаются.

При использовании центробежных форсунок применяют шахматное, сотовое и другие способы расположения форсунок (рис. 4. 13). Как и в случае струйных форсунок, для облегчения

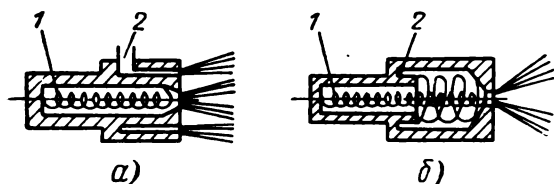


Рис. 4. 14. Схемы двухкомпонентных форсунок:

а—форсунка с внешним смещением; *б*—форсунка с внутренним смещением;
1—подвод первого компонента; 2—подвод второго компонента

условий охлаждения двигателя на внешней окружности головки часто располагают преимущественно форсунки горючего. Это предотвращает также попадание окислителя на стенку и его агрессивное воздействие на материал стенок.

Если не считать периферийных форсунок, то в случае шахматного расположения форсунок на одну форсунку горючего приходится одна форсунка окислителя, а в случае сотового расположения — две форсунки окислителя, что является, как отмечалось, положительным фактором.

До сих пор мы рассматривали однокомпонентные форсунки, когда каждая отдельная форсунка служит для распыливания только одного компонента. Возможно применение двухкомпонентных форсунок, через которые подаются оба компонента; в этом случае форсунка, в сущности, будет являться элементарным смесителем.

Двухкомпонентные форсунки могут быть с внешним и внутренним (предварительным) смешением. В первом случае форсунка представляет собой соосно расположенные форсунки (рис. 4. 14, *а*) окислителя и горючего (двухсопловая форсунка). Конусообразные струи компонентов пересекаются на выходе из форсунки. Форсунка рассчитывается так, что конусы распыла горючего и окислителя пересекают друг друга вблизи сопла форсунки; для этого величина угла факела у внутреннего сопла должна

быть больше. При внутреннем предварительном смешении (эмульсионная форсунка) (рис. 4.14, б) перемешивание компонентов происходит внутри форсунки, что обеспечивает высокое качество смеси окислителя и горючего. Двухкомпонентные форсунки конструктивно сложнее однокомпонентных, но они позволяют получить хорошее перемешивание при меньшем числе форсунок на головке.

При использовании двухкомпонентных форсунок с внутренним смешением следует иметь в виду возможность воспламенения или взрыва смеси компонентов в форсунке. Для избежания этого необходимо, чтобы время пребывания смеси окислителя и горючего в форсунке было меньше периода задержки воспламенения в этих условиях.

Распределение топлива по сечению головки создает-ся в результате распыливания и смешения жидких компонентов (рис. 4.15). Местные значения коэффициента избытка окислителя α_i могут отличаться от среднего для камеры $\alpha_{ср}$ даже при равномерном размещении форсунок на головке. Причины этого заключаются в неодинаковости расходов

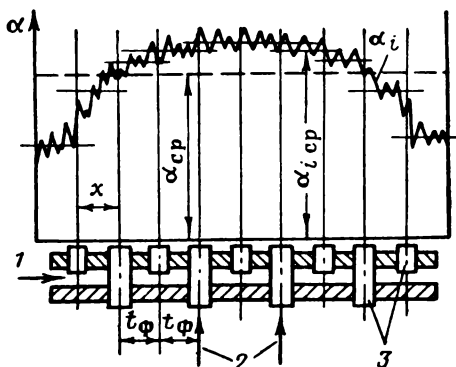


Рис. 4.15. Распределение коэффициента избытка окислителя (соотношения компонентов) по диаметру головки:

1—горючее; 2—окислитель; 3—форсунки

отдельных форсунок, в неполном смешении компонентов в пределах одного смесителя, в неравномерности размещения форсунок на головке и в попадании части топлива на стенки. Однако, поскольку форсунки на головке расположены определенными группами, то средние значения $\alpha_{i\text{ ср}}$ для отдельных струй с поперечным размером, близким к величине t_ϕ шага между форсунками, примерно одинаковы. Исключение обычно составляет слой у стенки, поскольку здесь часто из-за необходимости обогащения горючим коэффициент избытка окислителя уменьшается.

Принято часть потока топлива (или газа) в центральной части камеры сгорания, в котором $\alpha_{i\text{ ср}}$ изменяется мало, называть ядром потока, а слой потока у стенки со значительно меньшим коэффициентом избытка окислителя — пристеночным слоем.

На стенку (в пристеночный слой) попадает примерно 15—30% топлива. С ростом размеров камеры и уменьшением шага форсунок эта величина уменьшается.

Если скорости испарения окислителя и горючего различны, то из-за более раннего испарения одного из компонентов и попереч-

ного перетекания его паров может иметь место перераспределение компонентов по сечению в сравнении с тем, которое было в жидкой фазе на выходе из форсунок. Поэтому распределение α , подсчитанное по составу продуктов сгорания в конце 1-й зоны, может отличаться от того, которое получалось в жидкой фазе у головки.

Различная скорость испарения компонентов может быть вызвана разными размерами капель, а также различием их физических свойств. Так например, в двигателе, работающем на азотной кислоте и керосине, вследствие того, что обычно расход через форсунку окислителя выше, чем через форсунку горючего, капли окислителя будут больших размеров. Поскольку весовая плот-

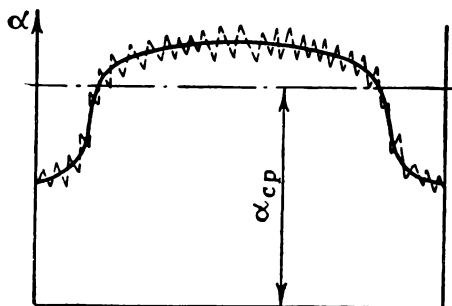


Рис. 4.16. Распределение коэффициента избытка окислителя (соотношения компонентов) в начале и в конце второй зоны

ность азотной кислоты почти в два раза больше плотности керосина, то масса капли окислителя в данном случае оказывается значительно больше массы капли горючего, что при прочих равных условиях требует для испарения соответственно больше тепла и больше времени.

Как отмечалось, после первой зоны происходит выравнивание состава продуктов сгорания за счет турбулентного перемешивания.

Турбулентность, создающая перемешивание продуктов сго-

рания во второй зоне, возникает в первой зоне за счет перетекания газа из области с большей плотностью капель в область с меньшей плотностью при испарении, а также благодаря разности продольных скоростей отдельных струек газа.

Степень перемешивания продуктов сгорания зависит от интенсивности турбулентности, мерой которой являются пульсационные скорости.

При практически имеющей место интенсивности турбулентности в ЖРД и при обычных для камер сгорания длинах перемешивание продуктов сгорания сглаживает в основном неравномерности распределения состава и температуры между зонами отдельных форсунок.

Следовательно, если в конце первой зоны распределение α по сечению камеры, подсчитанное по составу продуктов сгорания, имеет, например, вид, показанный на рис. 4.16 пунктиром, то к концу камеры сгорания, т. е. к концу второй зоны, это распределение будет иметь примерно вид, показанный сплошной линией. Это положение имеет важное значение: чем меньше неравномерность, создаваемая головкой, тем меньше необходимая длина участка выравнивания состава продуктов сгорания.

Если представить себе идеальный двигатель, у которого состав смеси в начале камеры сгорания одинаков по всему сечению, то длина камеры сгорания этого двигателя будет наименьшей. Она определяется в основном длиной зоны предварительного смесеобразования и испарения и длиной зоны горения. С этой точки зрения уменьшение шага между форсунками при данном размере головки, т. е. увеличение числа форсунок, является желательным. Положительное влияние в этом направлении должно оказать и применение двухкомпонентных форсунок.

4.5. Размеры головки и камеры сгорания

Поперечные размеры головки зависят от числа форсунок и от шага между ними.

С целью уменьшения габаритов двигателя необходимо стремиться к уменьшению диаметра головки, т. е. к уменьшению шага форсунок и уменьшению их числа, но шаг и число форсунок влияют на процесс и поэтому не могут выбираться произвольно.

Уменьшение шага между форсунками ниже определенного предела при данном их числе может вызывать ухудшение условий теплоподвода, так как соотношение между жидкими и газообразными частями среды, заполняющими камеру у головки, изменяется в неблагоприятную сторону. В то же время условия смешения компонентов при уменьшении шага улучшаются, так как уменьшается неравномерность распределения компонентов по сечению обратно пропорционально шагу форсунок. Минимальный шаг может быть ограничен также условиями размещения форсунок на головке.

Выбор шага необходимо увязывать с величиной расхода через одну форсунку. С увеличением расхода через форсунку шаг между форсунками должен увеличиваться, так как в противном случае нормальное течение процесса сгорания нарушается. Причина нарушения заключается в образовании значительного сгущения струй жидкости в отдельных зонах головки и ухудшении условий ее испарения. Однако, увеличение шага и соответствующее увеличение диаметра сопла форсунки, т. е. производительности ее, выше определенного значения может ухудшить условия смешения и распыливания; поэтому максимальное значение шага так же, как и наибольшего расхода через одну форсунку, должно быть ограничено.

При увеличении давления в камере растет плотность газов у головки. Это улучшает условия подвода тепла для нагрева и испарения компонентов и должно позволить уменьшить шаг между форсунками при данном их числе или уменьшить число форсунок при неизменном шаге и, тем самым, несколько уменьшить размеры головки.

Часто размеры головки характеризуют величиной расходонапряженности q_r , представляющей отношение секундного расхода топлива $G_{\Sigma \text{сек}}$ к площади F_r головки:

$$q_r = \frac{G_{\Sigma \text{сек}}}{F_r}. \quad (4.8)$$

Как и шаг форсунок, расходонапряженность характеризует косвенно условия теплоподвода к жидкой смеси. Чем эта величина больше, тем меньше площадь головки, больше концентрация жидкости у головки и труднее организация подвода тепла к топливу.

При выборе величины расходонапряженности головки необходимо учитывать те же факторы, что и при выборе шага форсунок. Улучшение условий смесеобразования и испарения позволяет увеличить расходонапряженность головки; так, поскольку увеличение давления в камере улучшает условия испарения капель, то рост p_k^* должен позволять увеличивать q_r . Отношение

$$\bar{q}_r = \frac{q_r}{p_k^*} \quad (4.9)$$

называют относительной расходонапряженностью головки. В среднем на выполненных двигателях $\bar{q}_r = (0,6 \div 2,5) 10^{-3} \text{ кг/сек} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{ата}$. На некоторых двигателях встречаются и большие значения.

Необходимый объем первой зоны камеры при прочих равных условиях меньше для самовоспламеняющихся и низкокипящих топлив. Путем совершенствования систем смесеобразования этот объем может быть уменьшен. Повышение расходонапряженности при прочих равных условиях увеличивает длину первой зоны. Длина второй зоны, т. е. участка выравнивания состава продуктов сгорания по сечению камеры, ввиду малой скорости протекающих здесь процессов относительно велика.

Объем камеры сгорания определяет время пребывания в ней топлива и продуктов сгорания; это время должно быть достаточным для полного завершения всех процессов, протекающих в камере сгорания. Чем совершеннее организован процесс, тем меньше необходимое время пребывания.

Точное определение потребного объема камеры сгорания для получения необходимой полноты сгорания может быть сделано только на основании эксперимента. Для приближенного выбора объема камеры можно воспользоваться статистическими величинами времени τ_n пребывания газов в камере и характеристической (приведенной) длины L_n камеры.

Среднее время пребывания газа может быть написано в виде отношения веса газа в камере сгорания G_k к секундному расходу газа:

$$\tau_n = \frac{G_k}{G_{\Sigma \text{сек}}}. \quad (4.10)$$

Если условно принять весовую плотность газа в камере постоянной и равной ее значению в конце камеры и пренебречь объемом, занимаемым жидкой фазой, то

$$\tau_n = \frac{V_k \gamma_k}{G_{\Sigma \text{сек}}} . \quad (4.11)$$

Считая далее

$$\gamma_k \approx \frac{p_k^*}{RT_k^*} , \quad (4.12)$$

на основании уравнения (2.48) получим:

$$\tau_n = \frac{1}{mR \sqrt{T_k^*}} \cdot \frac{V_k}{F_{\text{кр}}} . \quad (4.13)$$

Если известно время τ_n по данным прототипа, то объем камеры сгорания может быть определен.

Отношение $L_n = V_k / F_{\text{кр}}$ представляет собой характеристическую длину камеры. Чем больше L_n , тем больше время пребывания газа в камере и тем выше до определенного предела полнота выделения тепла и удельная тяга.

Необходимое время пребывания и приведенная длина различны для различных топлив и зависят от условий смесеобразования и испарения в первой зоне камеры сгорания. Они меньше для самовоспламеняющихся топлив; с улучшением предварительного смещения необходимые значения τ_n и L_n уменьшаются.

У большинства выполненных двигателей $\tau_n = 0,0020 \div 0,0045 \text{ сек}$, а $L_n = 1,5 \div 3,5 \text{ м}$.

Если при проектировании двигателя величина L_n (так же, как и расходонапряженности головки) выбирается по данным статистики, то следует ориентироваться на двигатели с тем же топливом (или близким по свойствам) и с такой же организацией процесса. При этом нужно учитывать тип форсунок, шаг между ними, расход одной форсунки, форму головки.

Отметим также, что, как видно из статистики, объем камер сгорания (при прочих равных условиях) уменьшают обычно путем уменьшения их поперечных размеров. Поэтому примерно можно считать, что меньшие значения L_n относятся к большим значениям q_T и наоборот.

Иногда при оценке объема камеры сгорания исходят из величины теплонапряженности q_k камеры сгорания, которая определяется выражением

$$q_k = \frac{Q}{V_k p_k^*} \frac{\text{ккал}}{\text{м}^3 \cdot \text{час} \cdot \text{ата}} . \quad (4.14)$$

Здесь Q — количество тепла, выделяющегося в единицу времени в ккал/час (при полном сгорании).

Нетрудно показать, что величина q_k связана с L_n и τ_n . Действительно, поскольку $Q = 3600 G_{\Sigma \text{сек}} h_a$, то с учетом уравнения (2.48) можно получить

$$q_k = \frac{3600 h_a}{\sqrt{T_k^*}} \frac{m}{L_n}. \quad (4.15)$$

4.6. Форма камеры сгорания

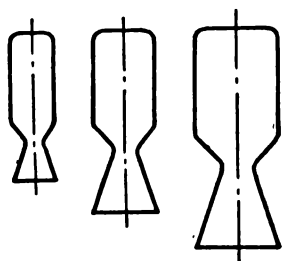
Применяют в основном камеры сгорания двух форм: цилиндрические и сферические (или близкие к ним).

Цилиндрические камеры находят наиболее широкое применение на двигателях различного назначения. Поперечные размеры такой камеры определяются главным образом условиями смесеобразования. Между относительной площадью головки и относительной расходонапряженностью имеется вполне определенная зависимость.

Свяжем величину $\bar{q}_r$ с относительной площадью головки

$$\bar{f}_r = \frac{F_r}{F_{кр}}.$$

Рис. 4.17. Изменение конфигурации камеры при увеличении тяги



Учитывая, что расход топлива через головку равен расходу газа через сопло, в формулу (4.9) подставим выражения (4.8) и (2.48); тогда

$$\bar{q}_r = \frac{1}{\bar{f}_r} \frac{m}{\sqrt{T_k^*}}. \quad (4.16)$$

Для цилиндрических камер сгорания

$$\bar{f}_r = \bar{f}_k,$$

где $\bar{f}_k = F_k / F_{кр}$, а F_k — площадь поперечного сечения камеры сгорания.

Итак, величина $\bar{f}_k$ зависит от $\bar{q}_r$, последняя же определяется условиями смесеобразования в двигателе.

На рис. 4.17 схематично показано, как изменяется конфигурация камеры сгорания и сопла по мере увеличения тяги при постоянном давлении p_k^* и неизменном способе организации процесса. Расходонапряженность головки и степень расширения сопла приняты постоянными. По мере увеличения тяги длина двигателя увеличивается в основном за счет увеличения размеров сопла; длина цилиндрического участка камеры сгорания меняется мало.

Уменьшение поперечных размеров камеры сгорания связано с уменьшением ее относительной площади $\bar{f}_k$. В предельно форси-

рованном варианте ($\bar{f}_k=1$) диаметр камеры сгорания равен диаметру критического сечения сопла (рис. 4.18). Камера сгорания такого типа в литературе называется «полутепловым соплом». В такой камере в конце ее цилиндрической части скорость газа становится равной скорости звука.

Уменьшение относительной площади $\bar{f}_k$ камеры сгорания приводит к росту скорости газа в ней и, как следствие, к уменьшению полного (заторможенного) давления в конце камеры сгорания из-за роста теплового сопротивления*. Падение полного давления в свою очередь несколько уменьшает удельную тягу.

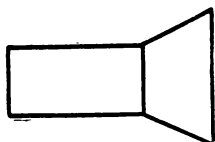


Рис. 4.18. Полу-тепловое сопло

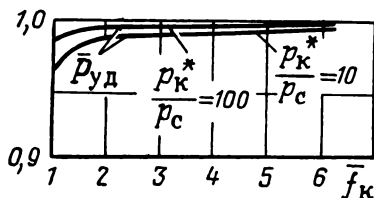


Рис. 4.19. Зависимость относительной удельной тяги от $\bar{f}_k$

Падение удельной тяги при уменьшении $\bar{f}_k$ из-за влияния теплового сопротивления показано на рис. 4.19. Из графика, в частности, видно, что при $\bar{f}_k \geq 3$ тепловое сопротивление практически отсутствует и его влиянием на удельную тягу можно пренебречь.

Форсирование камер сгорания ЖРД уменьшением $\bar{f}_k$ означает одновременно повышение расходонапряженности головки $\bar{q}_r$ и, как следствие, возможное ухудшение условий теплоподвода к свежей топливной смеси. Поэтому переход к форсированным камерам сгорания с малыми $\bar{f}_k$ возможен лишь при подборе систем смесеобразования, дающих хорошие результаты при высокой расходонапряженности. В противном случае такой переход может привести к уменьшению полноты сгорания и нарушению устойчивой работы.

* Тепловым сопротивлением называют эффект падения полного давления, вызванный подводом тепла к движущемуся потоку газа.

ОСНОВЫ ПРОЦЕССА В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

За последние годы интерес к РДТТ существенно повысился. Это объясняется тем, что двигатели твердого топлива позволяют

- 1) сильно упростить конструкцию ракеты;
- 2) существенно сократить время на подготовку ракеты к запуску;
- 3) длительно хранить заряженные топливом и готовые к пуску ракеты;
- 4) упростить эксплуатацию и сократить персонал обслуживания.

Таким образом, с военной точки зрения (возможность накопления запасов готового оружия, высокая боевая готовность, сокращение времени пребывания ракеты на стартовой площадке и связанное с этим повышение неуязвимости на земле) двигатели твердого топлива представляют большой интерес.

К этому следует добавить большие возможности создания двигателей с тягой 1000—1200 Т и более в одной камере и большую надежность РДТТ, связанную с их простотой.

Недостатками РДТТ являются меньшая сравнительно с ЖРД величина удельной тяги, в ряде случаев меньшая продолжительность работы, а также большие трудности в управлении величиной тяги.

5. 1. Топлива

Твердые ракетные топлива можно разбить на две группы: двухосновные (коллоидные) и смесевые.

Двухосновные топлива. Основу этих топлив составляет нитроклетчатка (нитроцеллюлоза). Нитроцеллюлоза — вещество, способное под воздействием различных факторов к взрывчатому разложению, поэтому в чистом виде оно не применяется. Нитроцеллюлоза представляет собой целлюлозу {условная формула $[C_6H_7O_2(OH)_3]_n$ }, в которой путем обработки азотной кислотой несколько групп ОН замещены нитратными группами ONO_2 . Свойства нитратов целлюлозы зависят от количества этих групп или, что то же, от процентного содержания азота. Нитроцеллюлоза имеет отрицательный кислородный баланс ($\alpha_{O_2}=0,57\div 0,67$). Чем выше степень нитрации целлюлозы, тем благоприятнее баланс; увеличение процентного содержания азота (т. е. увеличение числа групп ONO_2) повышает теплоту разложения, но при этом ухудшается способность нитроклетчатки растворяться в растворителях. Теплота разложения нитроцеллюлозы колеблется в пределах 700—1000 ккал/кг и зависит от количества азота, содержание которого обычно составляет 11,5—13,8%.

Раствор нитроцеллюлозы в подходящих веществах позволяет придать большую стойкость к взрыву и способность к нормальному горению. В качестве труднолетучего растворителя в ракетных топливах наиболее часто применяется нитроглицерин. Иногда дополнительно вводят и другие растворители. Содержание нитроглицерина в растворе чаще превышает 40%, вследствие чего топливо, полученное на основе нитроглицеллюлозы и нитроглицерина, называется двухосновным.

Увеличение процентного содержания нитроглицерина увеличивает теплотворную способность топлива и, следовательно, удельную тягу, так как его теплота разложения выше теплоты разложения нитроцеллюлозы. Это связано, кроме того, и с тем, что благодаря положительному кислородному балансу нитроглицерина часть горючих элементов нитроцеллюлозы окисляется кислородом нитроглицерина; в нитроглицерине избыток кислорода составляет около 35 Г на 1 кг.

Стехиометрическая смесь нитроглицерина и нитроцеллюлозы должна содержать 89,5% первого. Однако в двухосновных топливах содержание нитроглицерина редко превышает 43%; ограничение доли нитроглицерина связано со свойствами зарядов, так как дальнейшее увеличение доли нитроглицерина понижает прочность зарядов и ухудшает их стабильность.

В состав двухосновных топлив, кроме основных компонентов, вводятся добавки некоторых веществ, назначение которых повышать стабильность зарядов при хранении, — стабилизаторы (например, централит, дифениламин), понижать или увеличивать скорость горения — флегматизаторы и катализаторы, улучшать технологические свойства, окрашивать и др.

РДТТ с двухосновными топливами имеют удельные тяги в пределах 200—240 кг·сек/кг; большие значения относятся к топливам с более высоким содержанием нитроглицерина и с нитроцеллюлозой с большей степенью нитрации. Содержание отдельных компонентов в двухосновном топливе дано в табл. 5. 1.

После растворения нитроцеллюлозы и включения добавок двухосновное топливо представляет собой вязкую однородную массу, которой прессованием или заливкой придают нужную форму. Поверхность, на которой не должен возникать процесс горения, бронируется путем покрытия тонким слоем инертного материала (например, тонким слоем ацетилцеллюлозы, этилцеллюлозы и др.).

Смесевые топлива. К этой группе относятся топлива, представляющие собой механические смеси твердых горючих и окислителей; они также включают различные добавки.

В качестве окислителей таких топлив используются твердые в нормальных условиях неорганические соли, содержащие большой процент свободного кислорода. Обычно это соли хлорной и азотной кислот, а именно: перхлорат калия $KClO_4$, перхлорат аммония NH_4ClO_4 , нитрат натрия $NaNO_3$ и некоторые другие.

**Состав некоторых двухосновных топлив
(в % по весу) и их свойства**

Топливо Состав и свойства	JPN баллистит	JP	HES 4016	SC Кордит	Кор- дит	M—7
1. Нитроцеллюлоза	51,5	52,5	54,0	49,5—50,0	56,5	54,5
Содержание в ней азота в %	13,25*	13,25	13,25	12,2	12,2	
2. Растворитель						
нитроглицерин	43,0	43,0	43,0	41,0	28,0	35,5
динитротолуол	—	—	—	—	11,0	—
3. Добавки						
этилцентралит	1	—	—	9,0	4,5	0,9
диэтилфталат	3,25	3,0	3,0	—	—	—
дифениламин	—	0,6	—	—	—	—
сульфат калия	1,25	—	—	—	—	—
нитрат калия	—	1,2	—	—	—	—
газовая сажа	0,2*	—	—	—	—	1,2
воск	0,08*	—	—	0,07*	—	—
краситель	—	0,1*	—	—	—	—
KCl ₄	—	—	—	—	—	7,8*
Теплотворная способ- ность ккал/кг	1230	1230	1260	965	980	
Температура горения в °K	3160	3160	3080	2500	2340	
Скорость горения в см/сек при 70 кг/см ²	1,65	1,7	1,4	0,8	—	
при 140 кг/см ²	2,59		2,29	1,24	1,19	
Показатель n	0,69—0,73	0,71	0,75	0,69	0,73	
Весовая плотность кг/дм ³	1,61	1,6				

* Содержание указано сверх 100%.

Наиболее распространенным окислителем в настоящее время является перхлорат аммония.

Горючее в смесевых топливах выполняет также роль связки. В качестве горючих в этих топливах применяют вещества с высокой теплотворной способностью и могущие служить связкой. Обычно для этих целей используются высокомолекулярные синтетические соединения типа каучука и пластмасс (например, полисульфиды или тиоколы; полиуретаны; полибутadiены и др.), а также тяжелые углеводороды (например, битумы).

Твердые составные топлива изготовляют путем введения измельченных частиц окислителя в расплавленное горючее — связку. Полученную таким образом массу либо используют для получения шашек, которые затем вставляются в камеру сгорания, либо заливают непосредственно в камеру сгорания, где она затвердевает и прочно соединяется со стенками. Топливный заряд должен быть при этом достаточно упругим, чтобы под действием термических напряжений, вызванных разными коэффициентами линейного расширения материалов топлива и камеры, в нем не образовались трещины. Применение зарядов, прочно связанных с конструкцией, улучшает полезное использование объема камеры; кроме того, если горение заряда происходит от центра к периферии, исключается необходимость защиты стенок камеры сгорания теплоизоляционными материалами.

Для большинства комбинаций твердых горючих и окислителей в стехиометрической смеси на долю окислителя приходится 85—90% и более. Однако при значительном его содержании, вследствие малой доли горючего — связки, ухудшаются механические свойства зарядов. Поэтому обычно в смесевых топливах коэффициент избытка окислителя меньше единицы и ниже оптимального значения. С этой точки зрения более благоприятны комбинации, обладающие сравнительно меньшей величиной χ_0 .

Смесевые топлива без добавок обеспечивают удельные тяги того же порядка, что и двухосновные. Повышения удельной тяги можно добиться, если вводить определенное количество металлического горючего. В настоящее время применяются смесевые топлива, содержащие добавки алюминиевого порошка, что увеличивает теплотворную способность топлива. Правда, при этом в продуктах сгорания появляется многоатомная окись алюминия (Al_2O_3), значительная часть которой конденсируется, тем не менее имеет место выигрыш в удельной тяге. Добавки алюминия до 5—15% повышают удельную тягу на 10—20 $кГ \cdot сек/кГ$. Разрабатываются и другие способы повышения удельной тяги твердых топлив, в частности, синтезированием горючих, в которых металлические элементы химически связаны с другими компонентами. Повышение удельной тяги возможно и применением более эффективных окислителей. Таким, в частности, является перхлорат лития $LiClO_4$. Повышение доли окислителя в твердых смесевых топ-

ливах до определенных пределов также должно способствовать повышению удельной тяги.

Смесевые топлива имеют ряд преимуществ перед двухосновными. Они дешевле, технологичнее, позволяют создавать заряды, плотно прилегающие к оболочке; при наличии металлических добавок они обеспечивают большую удельную тягу; наконец, они позволяют путем изменения рецептуры получить более широкий диапазон изменения свойств топлив.

Иногда применяются твердые топлива смешанного типа, включающие в себя элементы как смесевых, так и двухосновных топлив. Для примера укажем на состав топлива двигателя одной из баллистических ракет: перхлорат аммония, нитроглицерин, нитроцеллюлоза, алюминиевый порошок.

К смесевым топливам относятся, например Alt-161 (перхлорат калия 76,5% по весу и асфальт-битум со смазочным маслом 23,5%), GALTIT (на основе перхлората калия и асфальтонефтепродуктов). Эти топлива имеют малый удельный импульс — 185 и 195 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ соответственно при давлении в камере 70 $\text{кг}/\text{см}^2$. На одной из модификаций второй ступени американской межконтинентальной ракеты «Минитмен» использовано смесевое топливо следующего состава: окислитель — перхлорат аммония 74—76% по весу; горючее-связка — полиуретан около 10%; алюминиевый порошок около 15%; катализатор скорости горения Fe_2O_3 ; пластификатор — дибутилсебацинат. Удельная тяга этого топлива составляет около 250 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ при давлении в камере 70 $\text{кг}/\text{см}^2$.

В табл. 5.2 приводятся данные некоторых смесевых топлив, получивших широкое применение.

Т а б л и ц а 5.2

Смесевые топлива и их данные
($\gamma_T=1,77 \text{ Г/см}^3$)

Состав топлива*		$P_{уд70}$ $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$	T_z $^\circ\text{K}$
Окислитель	Горючее-связка		
Перхлорат аммония	Полиуретан	244—248	3 300
Перхлорат аммония	Сополимер бутадиена+акриловая кислота	248—252	3 530
Перхлорат аммония	Сополимер бутадиена+акрилонитрат	245	3 200
Перхлорат аммония	Полибутадиен с конечной карбоксильной группой	251—255	3 900

* Все эти топлива содержат добавки порошка алюминия.

За последнее время появились новые смесевые твердые топлива, которые развивают более высокую удельную тягу и позволяют увеличить продолжительность работы в несколько раз. Вместе с тем, с новыми смесевыми топливами удалось получить устойчивый процесс горения при меньших давлениях в камере, что невозможно для двухосновных топлив. Уменьшение давления позволяет снизить вес конструкции двигателя.

Весовая плотность твердых топлив доходит до $1,8 \text{ Г/см}^3$, в то время как условная весовая плотность топлив для ЖРД меньше $1,4 \text{ Г/см}^3$, а высококалорийных жидких топлив еще ниже. В среднем весовая плотность твердых топлив на 15—25% выше, чем у жидких.

Область применения двигателей твердого топлива в настоящее время стала весьма широкой. Вместо двигателей начала второй мировой войны с удельными импульсами $60\text{—}70 \text{ кГ} \cdot \text{сек/кГ}$, работавшими на стандартных порохам и со временем горения $5\text{—}15 \text{ сек}$, теперь появились РДТТ со смесевыми топливами с удельными импульсами до $240\text{—}250 \text{ кГ} \cdot \text{сек/кГ}$ и более и со временем горения до $2\text{—}3 \text{ мин}$ при боковом горении и до 10 мин и выше при горении с торца.

Новые технологические приемы изготовления топлива, заливаемого непосредственно в высокопрочные легкие камеры сгорания без специальной теплоизоляции, применение жаропрочных сопел (например, из молибдена), снижение давления в камере — все это сильно уменьшило вес конструкции и увеличило долю топливного заряда в общем весе современного РДТТ до 0,93, в то время как еще до 1950—1951 гг. она была значительно ниже.

Ракетные двигатели твердого топлива получили широкое применение в ракетах от малых, типа реактивных снарядов, до больших, несущих полезный груз в космическое пространство. В последнее время появились жидкие топлива, также позволяющие длительно (до нескольких лет) хранить полностью заправленную и готовую к пуску ракету с ЖРД. Таковы, например, керосин и N_2O_4 , или четырехокись азота, и несимметричный диметилгидразин. Однако, такие жидкие топлива пока дают меньшую удельную тягу, чем лучшие современные жидкие топлива. Это дает РДТТ дополнительные возможности для конкурирования с ЖРД.

Выше мы указали, что недостатком РДТТ является меньший удельный импульс по сравнению с ЖРД. В то же время РДТТ не требует трубопроводов, клапанов, ТНА, газогенераторов и других элементов системы питания ЖРД; поэтому удельный вес двигательной установки с РДТТ может оказаться не больше удельного веса двигательной установки с ЖРД; кроме того, как указывалось, весовая плотность твердого топлива больше.

Пусть γ_1 и γ_2 — удельные веса двигательных установок соответственно с ЖРД и с РДТТ, причем $\gamma_1 \geq \gamma_2$; $P_{уд1}$ и $P_{уд2}$ — их удельные тяги, причем $P_{уд1} > P_{уд2}$; $\gamma_{т1}$ и $\gamma_{т2}$ — весовые плотности жидкого и

твердого топлива, причем $\gamma_{T1} < \gamma_{T2}$; для ЖРД величина γ_{T1} представляет условную весовую плотность топлива, если оно не унитарное.

Найдем соотношения удельных тяг ракетных двигателей на жидком и твердом топливе при следующих условиях:

1) веса полезного груза, носового конуса и органов управления ракеты одинаковы; 2) объемы, занимаемые топливом, равны; 3) обе ракеты одноступенчатые и имеют одинаковые максимальные скорости в конце активного участка.

Пусть масса полезного груза, носового конуса и органов управления будет M_a . Тогда конечная масса ракеты будет

$$M_K = M_a + M_{д.у}. \quad (5.1)$$

Здесь $M_{д.у}$ — масса двигательной установки, равная

$$M_{д.у} = \frac{P\gamma}{g},$$

где P — тяга, γ — удельный вес двигательной установки.

Начальная масса ракеты будет

$$M_H = M_a + M_{д.у} + M_T,$$

где масса топлива

$$M_T = \frac{V_T \gamma_T}{g}; \quad (5.2)$$

здесь V_T — объем, занимаемый топливом.

Можно написать

$$M_{д.у} + M_T = M_T k, \quad (5.3)$$

где k — коэффициент перехода от массы (или веса) топлива к массе (или весу) всей двигательной установки вместе с топливом. Таким образом

$$M_H = M_a + \frac{V_T \gamma_T}{g} k. \quad (5.4)$$

На основании выражений (5.1) и (5.3) конечная масса носового конуса равна

$$M_K = M_a + \frac{V_T \gamma_T}{g} (k - 1). \quad (5.5)$$

На основании уравнений (5.4) и (5.5) можно написать уравнение (1.1) для максимальной скорости ракеты с ЖРД:

$$w_{\max 1} = P_{y \lambda 1} g \ln \frac{M_a + \frac{V_T \gamma_{T1}}{g} k_1}{M_a + \frac{V_T \gamma_{T1}}{g} (k_1 - 1)}$$

или

$$w_{\max 1} = P_{y \lambda 1} g \ln \frac{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 1} k_1}{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 1} (k_1 - 1)}. \quad (5.6)$$

Аналогично для ракеты с РДТТ

$$w_{\max 2} = P_{y \lambda 2} g \ln \frac{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 2} k_2}{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 2} (k_2 - 1)}. \quad (5.7)$$

Так как по условию $V_{\tau} = \text{const}$ и $w_{\max 1} = w_{\max 2}$, то из выражений (5.6) и (5.7) можно написать

$$\frac{P_{y \lambda 2}}{P_{y \lambda 1}} = \frac{\ln \frac{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 1} k_1}{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 1} (k_1 - 1)}}{\ln \frac{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 2} k_2}{1 + \frac{V_{\tau}}{G_a} \gamma_{\tau 2} (k_2 - 1)}}. \quad (5.8)$$

Уравнение (5.8) показывает, каково должно быть отношение удельных тяг твердого и жидкого топлив, имеющих весовые плотности $\gamma_{\tau 2}$ и $\gamma_{\tau 1}$ и различные весовые доли топлива $1/k_2$ и $1/k_1$ в общем весе двигательной установки и топлива, для того чтобы при одинаковом весе полезного груза, носового конуса и органов управления и при одинаковом объеме, занимаемом топливом, развить к концу активного участка одинаковые максимальные скорости.

Если упростить задачу и принять, что удельные веса двигательных установок одинаковы и различие лишь в весовой плотности топлива, то из основного уравнения (1.1) можно получить:

$$\frac{P_{y \lambda 2}}{P_{y \lambda 1}} = \frac{\ln \frac{M_{\pi 1}}{M_{\kappa 1}}}{\ln \frac{M_{\pi 2}}{M_{\kappa 2}}} = \frac{\ln \bar{m}_1}{\ln \bar{m}_2}.$$

Вполне очевидно, что определяющее значение имеют величины $\bar{m}_1$ и $\bar{m}_2$. Пусть для ракеты с ЖРД отношение масс, или массовое число, равно 6; следовательно, отношение массы топлива к конечной массе ракеты будет 5. Если весовая плотность твердого топлива на 20% больше весовой плотности жидкого топлива, а объемы, занимаемые топливами, одинаковы, то в случае ракеты с РДТТ отношение $M_{\tau 2}/M_{\kappa 2} = 5,2$ и массовое число равно 6,2. Пред-

полагалось равенство конечных масс ракеты в обоих случаях, т. е. $M_{к1} = M_{к2}$. Отсюда

$$\frac{P_{уд2}}{P_{уд1}} = \frac{\ln 6}{\ln 6,2} \approx 0,96.$$

Если исходное массовое число для ракеты с ЖРД будет меньше 6, а весовая плотность твердого топлива больше, чем было принято, то $P_{уд2}$ будет еще меньше, чем $P_{уд1}$. При правильном проектировании ракеты с РДТТ, по-видимому, можно получить практически одинаковый начальный вес для заданных полезной нагрузки и конечной скорости разгона ракеты сравнительно с ЖРД на топливах длительного хранения.

5. 2. Схема процесса в простейшем РДТТ

Простейший РДТТ схематически был представлен на рис. 1. 1. Так как все поверхности топливного заряда, за исключением торцевой, обращенной к соплу, ограничены стенками, горение топлива возникает на свободной торцевой поверхности. Считая топливо однородным (а это должно быть обеспечено технологически), можно представить процесс горения, не вдаваясь пока в детали, следующим образом. Горение происходит с торцевой поверхности, обращенной к соплу. Эта поверхность $F_{гор}$ с некоторой скоростью $w_{гор}$ перемещается влево в сторону крышки. Величина $w_{гор}$ называется скоростью горения и измеряется в *см/сек* или *мм/сек*.

Если длина заряда вдоль оси двигателя L *см*, а $\bar{w}_{гор}$ — средняя скорость горения топлива в *см/сек*, то общая продолжительность работы двигателя в данном случае равна

$$\tau = \frac{L}{\bar{w}_{гор}} \text{ сек.} \quad (5. 9)$$

Схема процесса горения представляется в следующем виде.

Источник воспламенения выделяет достаточное количество тепла для возникновения процесса горения, которое в дальнейшем поддерживается самим ходом процесса. Топливо на торцевой поверхности разлагается и испаряется, размягчаясь или переходя через жидкую фазу. Реакции в твердом топливе (пиролиз, сублимация) в этой стадии чаще экзотермические, поэтому температура продуктов разложения повышается. На рис. 5. 1 вертикаль 1 соответствует границе условно твердой поверхности. На самом деле на небольшой глубине от поверхности 1 топливо постепенно включается в процесс разложения. Расчеты и опыты показывают, что из-за малой теплопроводности топлива в реакцию газообразования включается очень тонкий слой топлива толщиной порядка 0,1 *мм* и даже меньше. Следовательно, основная масса топлива сохраняет свою начальную температуру $T_{нач}$ и только в тонком слое у поверхности горения эта температура постепенно растет до величины T_s — условной температуры на поверхности 1, принимаемой за границу твердой фазы.

К поверхности 1 примыкает зона I, в которой протекает разложение топлива и переход из твердой фазы в жидкую и парогазовую. В зоне I таким образом имеются вещества переменного агрегатного состояния и с переменной температурой. Протяженность этой зоны l_1 . Температура продуктов растет до величины T_1 из-за выделения тепла при реакции разложения.

За зоной I находится зона II протяженностью l_2 , которая является зоной подготовки к горению. Здесь образуются активные про-

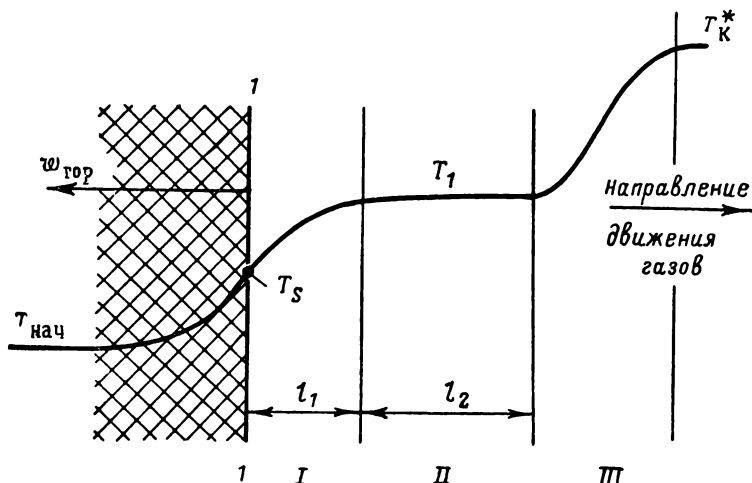


Рис. 5. 1. Схема горения твердого топлива

дукты без выделения тепла, в связи с чем в зоне II температура $T_1 \approx \text{const}$. Скорость газообразования зависит от свойств топлива, от давления в камере и температуры продуктов горения. Зоны I и II являются несветящимися.

Наконец, когда в зоне II образуется достаточная концентрация активных продуктов, начинается зона III — зона горения. В конце зоны III температура достигает максимального значения T_k^* , величина которой зависит от рода топлива. Зона III представляет зону пламени или зону свечения.

Разложение топлива на поверхности и образование горючей газовой смеси является основной стадией процесса, определяющей скорость горения. На скорость разложения топлива оказывает большое влияние теплоотдача от зоны пламени, хотя, как указывалось, разложение само является процессом экзотермическим. Теплоотдача к поверхности топлива из зоны пламени тем выше, чем больше давление p_k^* в камере и температура T_k^* .

Опыт показывает, что общая протяженность несветящихся зон I и II в значительной степени зависит от давления, а именно:

$$l_1 + l_2 \approx \frac{K}{p_k^3}, \quad (5.10)$$

где K — постоянная, различная для разных топлив. Например, для двухосновных топлив (нитроглицерин, нитроцеллюлоза и присадки) $K=8825$. В формуле (5.10) длины l_1+l_2 в см, давление в кг/см^2 . Следовательно, увеличение давления вдвое сокращает длину зон I и II в 8 раз и приближает зону пламени к поверхности твердого топлива.

При малых значениях p_k^* и T_k^* скорость газообразования мало зависит от притока тепла из зоны горения, а с дальнейшим уменьшением p_k^* зона пламени настолько отдаляется от поверхности твердого топлива, что внешний приток тепла становится практически ничтожным, и при некотором давлении сгорание прекращается, так как одной экзотермической реакции разложения оказывается недостаточно для самоподдержания процесса.

При высоком давлении зона пламени приближается к поверхности горения и приток тепла на поверхность топлива возрастает.

В этом случае, особенно при высоких T_k^* , скорость горения топлива возрастает, так как растет скорость разложения и газообразования топлива. Таким образом, при высоких p_k^* скорость горения определяется в большей мере величиной T_k^* , т. е. теплоподводом из зоны горения к поверхности топлива. При низких давлениях в камере фронт пламени дальше отстоит от поверхности твердого топлива; поэтому скорость горения меньше зависит от T_k^* .

Излучение тепла из зоны пламени оказывает влияние на скорость разложения топлива. Однако это влияние должно быть правильно использовано, иначе возможно вредное избирательное воздействие лучистой энергии на отдельные компоненты топлива. В результате, могут образоваться трещины, приводящие к увеличению поверхности горения, к увеличению давления в камере и к разрушению заряда. Для устранения этого явления в твердое топливо добавляют непрозрачные для лучистой энергии вещества (например, газовую сажу).

5.3. Скорость горения твердых топлив

В общем случае скорость горения твердого топлива измеряется перемещением его поверхности горения по нормали к поверхности за единицу времени. На величину скорости горения оказывает влияние давление в камере, а также начальная температура топлива, так как от температуры топлива и давления газов в камере зависит скорость превращений и ширина зон I и II.

Как уже указывалось, давление в камере обуславливает количество тепла, поступающее на поверхность топлива из зоны пламени.

Теоретически получено уравнение скорости горения смесевых твердых топлив в форме

$$\frac{1}{w_{\text{гор}}} = \frac{a}{p} + \frac{b}{p^c}, \quad (5.11)$$

где a и b имеют физический смысл, связанный с временем реакции в газовой фазе и временем диффузии; величина c для топлив на основе перхлората аммония равна 0,33. Значения a , b и c получаются экспериментально и зависят не только от окислителя, но и от соотношения масс окислителя и связки; они зависят также от того, какой фактор в зависимости от величины давления в камере превалирует — диффузионное перемешивание продуктов разложения топлива в зоне, прилегающей к поверхности, или перемешивание газообразных компонентов в узкой зоне горения и непосредственно перед ней.

В расчетах чаще пользуются эмпирическими уравнениями для расчета скорости сгорания конкретных топлив. Эмпирическая зависимость скорости горения от давления и начальной температуры в общем случае записывается в форме

$$w_{\text{гор}} = k_t p_k^{*n}; \quad (5.12)$$

здесь k_t — величина, зависящая от начальной температуры и рода топлива;

n — показатель степени при давлении, зависящий от свойств топлива и в меньшей степени от p_k^* .

Зависимость (5.12) справедлива лишь начиная с некоторого минимального значения $p_{k_{\text{min}}}^*$, ниже которого скорость горения резко падает и горение вскоре прекращается совсем. Минимальное давление различно для разных топлив и зависит от начальной температуры топлива. Оно определяется условием, что при этом давлении количество тепла, поступающего из зоны пламени на поверхность топлива, еще достаточно для поддержания стационарного процесса горения.

Температурный коэффициент, также различный для разных топлив, показывает изменение скорости горения при изменении температуры топлива на 1°C ; он имеет значение 0,001—0,007 на 1°C ; следовательно:

$$k_t = k_{t_0} + (1 \div 7) \cdot 10^{-3} (t - t_0),$$

где t — температура, при которой определяется величина k_t , а t_0 — температура, для которой известно значение k_{t_0} для данного топлива. При малых значениях давления величина k_t заметно зависит от давления, что связано с уменьшением эффекта внешнего теплопровода к топливу из зоны пламени.

Скорость горения большинства твердых топлив увеличивается на 0,1—0,35% при росте начальной температуры на 1°С. Переход с $t_{\text{нач}} = -40$ на $t_{\text{нач}} = +40^\circ\text{С}$ увеличивает скорость горения на 10—25%, а в отдельных случаях и больше.

Температурный коэффициент определяется из выражения

$$\left(\frac{\partial \ln \omega_{\text{гор}}}{\partial T_{\text{нач}}} \right)_p,$$

если известна аналитическая или графическая зависимость скорости горения.

Для двухосновных топлив температурный коэффициент больше, чем для сложных смесевых топлив. Так, например, для баллистика JPN температурный коэффициент равен 0,0038 на 1°С, в то время, как у GALCJT он составляет 0,0015 на 1°С.

Показатель степени n при давлении различен для разных топлив и изменяется в пределах 0,1—0,8. Величина n , кроме того, зависит от давления, уменьшаясь с уменьшением p^*_k .

На рис. 5.2 показана зависимость скорости горения от давления в камере для одного значения начальной температуры твердого топлива.

Написание уравнения скорости горения в форме (5.12) означает, что начало координат отнесено к точке на кривой $\omega_{\text{гор}} = f(p^*_k)$, где абсцисса равна $p^*_{k \min}$ и ордината $\omega_{\text{гор}} > 0$.

Иногда уравнение скорости горения пишут в форме

$$\omega_{\text{гор}} = a + k_t p^{*n}_k, \quad (5.13)$$

где a — условная или действительная скорость горения при некотором начальном стандартном значении давления.

На рис. 5.3 приведен график зависимости скорости горения от давления для трех топлив при различных начальных значениях их температуры.

Величина показателя степени n при давлении имеет большое значение для процесса двигателя. Если n — достаточно большая величина (0,7—1,0), то скорость горения в большой степени зависит от давления в камере; следовательно, стабильность процесса может быть легко нарушена при различных случайных возмущениях, влияющих на давление. Если n мало, влияние давления на скорость горения сказывается меньше и процесс в камере отличается большей устойчивостью. При $n=0$ давление вообще не оказывает никакого влияния на процесс. Следовательно, для стабильности процесса желательно иметь топливо с меньшим значением n . Двухосновные пороха имеют относительно более высокие значения n (0,7—0,8 и более). Смесевые топлива на основе перхлоратов имеют меньшие значения n (0,1—0,4). Чем меньше показатель n , тем ниже величина давления в камере, при которой еще возможен стабильный процесс горения твердого топлива, так как скорость горения меньше зависит от p^*_k . В этом смысле сме-

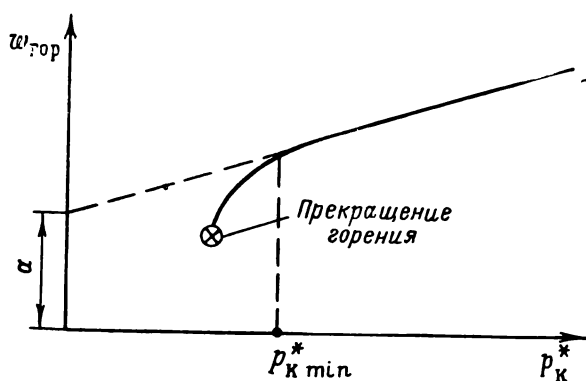


Рис. 5.2. Зависимость скорости горения от давления

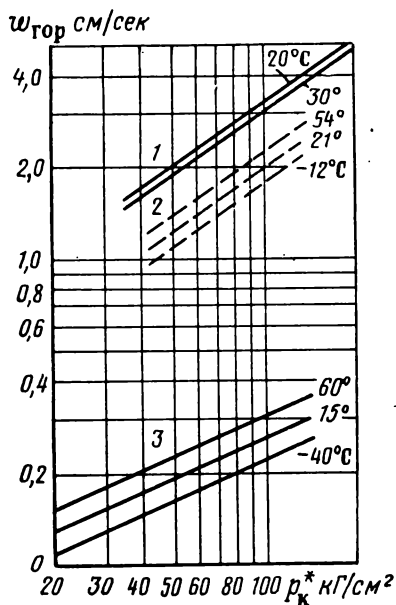


Рис. 5.3. Изменение скорости горения в зависимости от давления в камере и начальной температуры топлива:

1—асфальт—перхлорат; 2—JPN; 3—смесовое топливо на основе нитрата аммония

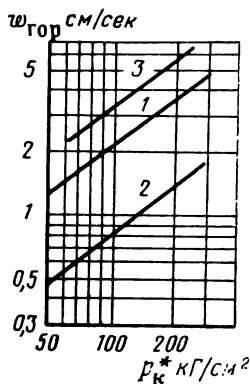


Рис. 5. 4. Зависимость скорости горения некоторых топлив от давления:

1—JP; 2—немецкий АТО;
3—смесевое топливо на основе KClO_4 .

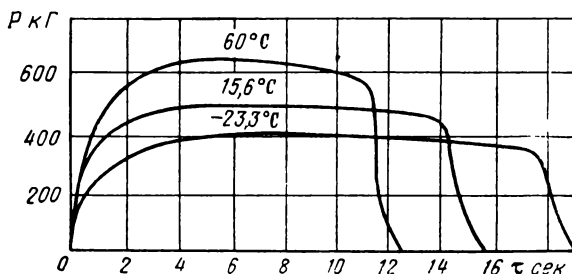


Рис. 5. 5. Изменение тяги РДТ по времени для различных начальных температур топлива

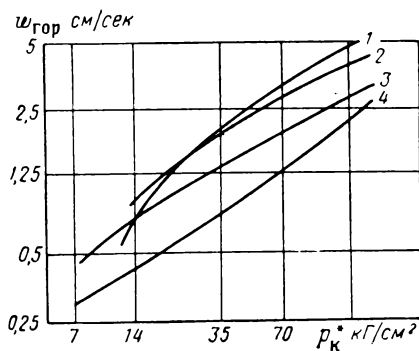


Рис. 5. 6. Влияние размера частиц перхлората калия на скорость горения составного топлива:

1—до 2 мк; 2—12 мк; 3—35 мк; 4—без перхлората калия (38% нитроглицерина, 60% нитроцеллюлозы, 2% этилцентралита)

севые топлива на основе перхлоратов и нитратов (калия, аммония и др.) лучше двухосновных порохов (на основе нитроглицерина и нитроцеллюлозы).

На рис. 5.4 приведена зависимость скорости горения некоторых двухосновных топлив от давления (кривые 1 и 2); там же приведена кривая 3 для смесового топлива на основе перхлората калия. Хотя кривая 3 расположилась выше кривых 1 и 2, однако не следует считать, что скорость горения смесовых топлив всегда больше скорости горения двухосновных.

Изменение начальной температуры топлива оказывает влияние на скорость горения топлива; поэтому, при заданной конструкции РДТТ и при неизменном критическом сечении сопла изменяются давление в камере, тяга двигателя и период его работы. На рис. 5.5 приведен график зависимости тяги от времени для одного и того же двигателя, но при трех различных значениях начальной температуры заряда. Большим начальным температурам отвечают и большие значения тяги и давления в камере, но меньшая продолжительность работы двигателя.

О температурной чувствительности топлива судят не только по температурному коэффициенту, указанному ранее, но также и по относительному увеличению давления в камере при изменении начальной температуры топлива на 1°C . Для двухосновных топлив увеличение давления в камере составляет 1,17—1,25% на 1°C , в то время как для смесовых топлив — только 0,5% на 1°C и меньше. Одной из задач при разработке смесовых топлив является обеспечение независимости скорости горения от температуры топлива.

Скорость горения смесовых твердых топлив зависит также от размера зерен окислителя. Опыт показывает, что, чем крупнее зерна окислителя, тем меньше скорость горения при прочих равных условиях (рис. 5.6). Это объясняется тем, что при гетерогенной структуре смесовых твердых топлив газовые потоки в зонах подготовки не получаются строго однородными по концентрации горючего и окислителя; чем крупнее зерна окислителя, тем менее однороден состав перед зоной реакции горения.

5.4. Эрозионное горение

Эрозионным называют такой процесс горения, когда продукты сгорания движутся в сторону сопла параллельно поверхности горения с некоторой, вообще говоря, переменной скоростью v . Наглядное представление о схеме эрозионного горения дает рис. 5.7, где показан цилиндрический кольцевой заряд с внутренней поверхностью сгорания. Чтобы исключить возможность горения торцевой и внешней поверхностей цилиндра (при наличии зазора между зарядом и корпусом двигателя), эти поверхности защищаются — бронируются инертными материалами (например, как отмечалось, слоем ацетилцеллюлозы, этилцеллюлозы и др.). В кольцевом цилиндрическом заряде со сгоранием по внутренней поверхности ско-

рость газов имеет максимальное значение у выходного отверстия заряда. Как показывают расчеты и опыты, $v_{\max} = 200 \div 400$ м/сек.

При движении газов параллельно поверхности горения появляется или интенсифицируется турбулентный пограничный слой; скорость вдоль поверхности горения турбулизует потоки в зонах разложения и подготовки. Вследствие этого заметно увеличивается теплоотдача из зоны горения на поверхность твердого топлива и увеличивается скорость горения топлива. При больших значениях скорости газов не исключена эрозия в буквальном смысле за счет увлечения газами твердых, размягченных или жидких частиц с поверхности.

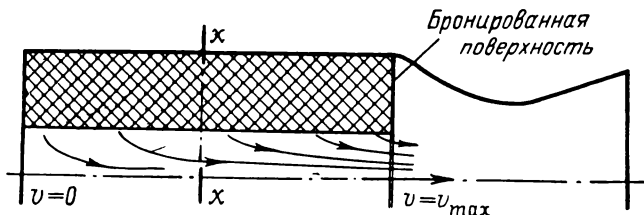


Рис. 5.7. Эрозионное горение цилиндрического кольцевого заряда

Сама схема процесса эрозионного горения (рис. 5.8) для произвольного сечения $x-x$ (рис. 5.7) остается такой же, как и в случае горения заряда с торца. Чем выше скорость газов, тем больше теплоотдача из зоны горения и тем больше скорость горения топлива $w_{\text{гор}}$.

Для эрозионного горения опыт дает, что

$$w_{\text{гор}} = w_{\text{гор}v=0} (1 + k_v v), \quad (5.14)$$

где v — скорость газов вдоль поверхности горения в м/сек;

$w_{\text{гор}v=0}$ — скорость горения в м/сек для случая $v=0$;

k_v — постоянная для данного топлива в сек/м.

Величина k_v практически не зависит от давления и равна, например, для кордита $32,8 \cdot 10^{-4}$, а для баллистита $9,8 \cdot 10^{-4}$.

Чем «холоднее» топливо, т. е. чем меньше температура продуктов горения, тем шире вся зона реакции и поэтому тем сильнее эффект эрозии. Для «горячих» топлив (высокое T_k^*) зона реакции узка и влияние скорости v меньше. Этим объясняется то, что для баллистита величина k_v меньше, чем для кордита.

Если использовать выражение (5.12) для скорости горения при $v=0$, то в общем случае скорость горения твердого топлива напишется в форме

$$w_{\text{гор}} = k_t p_k^{*n} (1 + k_v v). \quad (5.15)$$

На рис. 5.9 показано влияние скорости газов на скорость горения смесового топлива из перхлората аммония (NH_4ClO_4), полиэфира и связующих веществ со средним размером частиц окислителя 24—30 мк.

Влияние $T_{\text{нач}}$, $p_{\text{к}}^*$ и v на скорость горения требует принятия специальных мер для развития процесса в нужном направлении. Одной из серьезных мер является выбор формы поверхности горения.

При горении по внутренним поверхностям каналов топливного заряда, как указывалось, скорость движения газов постепенно возрастает и достигает максимального значения у конца заряда, обращенного к соп-

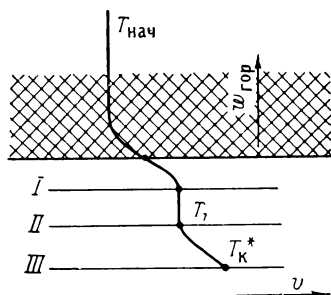


Рис. 5.8. Схема эрозионного горения

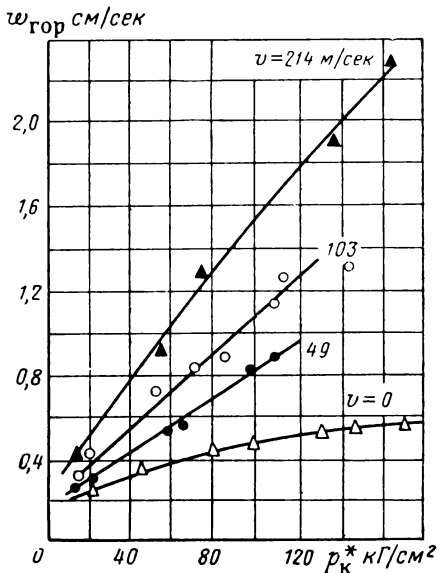


Рис. 5.9. Влияние давления и скорости движения газов на скорость горения

лу. Чтобы ограничить эффект скорости в необходимой степени, увеличивают проходные сечения каналов. Например, вместо цилиндрического круглого отверстия, делают канал конусным полностью или частично цилиндрическим и частично конусным (рис. 5.10). Очевидно, в этом случае процесс вначале будет протекать с увеличением давления в камере и тяги двигателя; затем по достижении положения, обозначенного пунктиром, поверхность горения начнет уменьшаться и тяга двигателя будет непрерывно падать. Этому будет способствовать и уменьшение влияния скорости газов, особенно во второй фазе процесса горения, когда проходные сечения канала заметно возрастут.

На рис. 5.11 показан другой пример топливного заряда с внутренней поверхностью горения в виде шестиконечной звезды; здесь проходные сечения возрастают от закрытого конца к соплу, как показано сечениями 1—1, 2—2 и 3—3. Здесь также по мере развития процесса поверхность горения вначале будет постоянной, за-

тем начнет уменьшаться, а проходные сечения будут непрерывно возрастать.

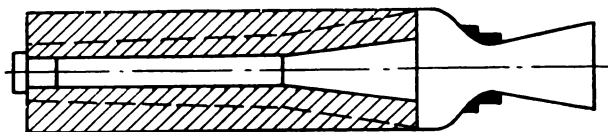


Рис. 5. 10. Топливный заряд с внутренними цилиндрической и конусной поверхностями горения

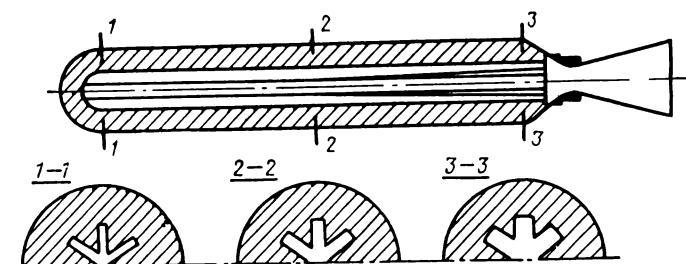


Рис. 5. 11. Изменение сечения внутреннего канала по длине двигателя с учетом эффекта эрозии

5. 5. Равновесное давление в камере

Пусть текущая скорость горения топлива есть $w_{гор}$ — см/сек, текущая поверхность горения $F_{гор}$ — см², весовая плотность топлива γ_t — г/см³.

Количество $\kappa\Gamma$ газов, образующихся в 1 сек будет

$$G_{гсек} = F_{гор} w_{гор} \gamma_t 10^{-3} \kappa\Gamma / сек$$

или, подставляя выражение (5. 15):

$$G_{гсек} = F_{гор} \gamma_t k_t (p_k^*)^n (1 + k_v v) 10^{-3}. \quad (5. 16)$$

Если $F_{кр}$ — критическое сечение выходного сопла в м²;

$w_{кр}$ — скорость газов в критическом сечении в м/сек;

$\gamma_{кр}$ — весовая плотность газов в кг/м³, то количество газов, вытекающих из двигателя, будет равно из выражения (2. 48)

$$G_{газ} = F_{кр} \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} m. \quad (5. 17)$$

При стационарном процессе, очевидно:

$$G_{гсек} = G_{газ}.$$

Приравняв выражения (5.16) и (5.17), получим

$$F_{\text{гор}} \gamma_T k_t (p_k^*)^n (1 + k_v v) 10^{-3} = F_{\text{кр}} \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} m.$$

Отсюда получим выражение для величины равновесного давления в камере или давления при стационарном процессе двигателя:

$$p_k^* = \left[\frac{\gamma_T k_t (1 + k_v v)}{z} \frac{F_{\text{гор}}}{F_{\text{кр}}} \right]^{\frac{1}{1-n}}. \quad (5.18)$$

Здесь, учитывая уравнение (2.49):

$$z = 10^3 \sqrt{\frac{kg}{RT_k^*} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}.$$

Как видно, давление в камере зависит от свойств топлива (γ_T , k_t , n , k , T_k^* , k_v), от конструкции заряда (v) и от отношения поверхности горения топлива к критическому сечению сопла $\bar{f}_{\text{гор}} = F_{\text{гор}}/F_{\text{кр}}$, оказывающего большое влияние на характер изменения величины давления в камере в процессе горения топливного заряда. Зная свойства топлива и форму заряда и выбрав $\bar{f}_{\text{гор}}$, можно определить давление в камере.

В процессе горения топлива в зависимости от формы заряда и поверхностей горения могут измениться величины поверхности горения и скорости горения, что окажет влияние на величину давления в камере.

5.6. Схемы горения твердых топлив

В зависимости от формы заряда и его начальной поверхности горения различают три основные схемы горения твердых топлив по характеру изменения величины тяги по времени:

- 1) горение с постоянной величиной силы тяги;
- 2) регрессивное горение, когда в процессе горения сила тяги постепенно уменьшается;
- 3) прогрессивное горение, когда в процессе горения сила тяги постепенно увеличивается, достигая максимального значения к концу процесса горения.

Три указанные основные схемы горения представлены на рис. 5.12.

Постоянство величины тяги требует постоянства величин секундного расхода газа и скорости истечения, т. е. постоянства $F_{\text{гор}}$, p_k^* и T_k^* при $F_{\text{кр}} = \text{const}$. Наиболее просто этот случай реализуется при горении торцевой поверхности сплошного цилиндрического заряда. Действительно, в этом случае $\bar{f}_{\text{гор}} = \text{const}$ и постоянны также p_k^* и T_k^* .

Примером регрессивного горения может служить горение внешней поверхности цилиндрического заряда, бронированного с торцов, или кольцевого цилиндрического заряда, бронированного по внутренней поверхности и с торцов. В этом случае по мере развития процесса горения поверхность горения непрерывно уменьшается, уменьшается количество образующихся газов и падает давление в камере. Сила тяги уменьшается из-за уменьшения секундного расхода газа, а также из-за падения скорости истечения.

Примером прогрессивного горения может служить горение с внутренней цилиндрической поверхности полого цилиндрического заряда, бронированного с торцов и по наружной поверхности. В этом случае в процессе горения топлива поверхность горения растет и непрерывно увеличивается секундное количество образующихся газов, что приводит к увеличению давления в камере. В результате, по мере выгорания топлива сила тяги растет как вследствие увеличения секундного расхода газа, так и из-за увеличения эффективной скорости истечения.

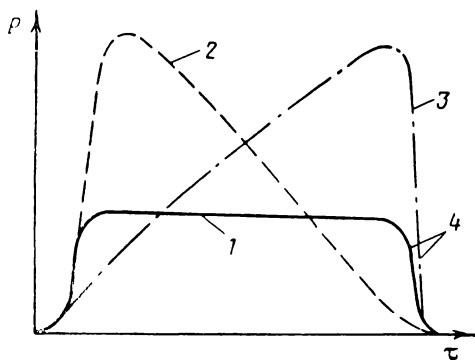


Рис. 5. 12. Основные схемы горения:

1—постоянная тяга; 2—регрессивное горение; 3—прогрессивное горение; 4—участок свободного истечения

Если бронировать кольцевой цилиндрический заряд только с торцовых поверхностей и, следовательно, иметь регрессивное горение с наружной цилиндрической поверхности и прогрессивное с внутренней, то можно получить постоянную тягу в процессе всего горения.

Действительный процесс горения может иметь более сложный характер.

Показанные на рис. 5. 10 и 5. 11 топливные заряды будут иметь вначале прогрессивное горение из-за увеличения $F_{гор}$ при малом изменении $\omega_{гор}$, а затем регрессивное, вследствие уменьшения $F_{гор}$ и $\omega_{гор}$. Скорость горения будет уменьшаться благодаря уменьшению скорости v газов, так как проходные сечения непрерывно растут.

Форма поверхности горения оказывает большое влияние на процесс в РДТТ. Это влияние сказывается на величине давления в камере (при $F_{кр} = \text{const}$), на общем времени горения, на изменении тяги двигателя во времени, на тепловом воздействии на стенки камеры, на весе конструкции и др. Например, при сплошном цилиндрическом заряде со сгоранием по внешней поверхности

стенки камеры в течение всего времени горения топлива воспринимают давление газов и тепло от продуктов сгорания. В случае полого цилиндрического заряда с внутренней поверхностью горения само топливо изолирует стенки камеры от теплового воздействия газов; кроме того, в некоторой степени топливный заряд (особенно при заливке его в камеру) воспринимает нагрузку от силы давления газов. В первом случае понадобится особая тепловая изоляция стенки камеры. Таким образом, вес конструкции, равный начальному весу заряженного РДТТ за вычетом веса топлива, будет больше для двигателя с цилиндрическим зарядом с внешней поверхностью горения и меньше для двигателя с кольцевым цилиндрическим зарядом с внутренней поверхностью горения.

Современная технология заливки смесевых топлив в камеру с установлением прочной связи остывающего топлива со стенкой позволяет отказаться для камеры сгорания двигателя от стали как конструкционного материала и использовать стекловолокно и другие пластмассы, что еще более снижает вес конструкции.

Горение топливного заряда с торцовой поверхности при заданном диаметре камеры имеет три преимущества: наиболее простой путь обеспечения постоянства тяги, увеличенное время горения при заданной длине заряда и сгорание всего топлива практически без остатка. Недостатками такого метода организации горения являются — относительно малая величина тяги двигателя, прямое и длительное действие давления и температуры газов на поверхность камеры сгорания. Нужно иметь в виду также и то, что в этом случае по мере выгорания топлива центр тяжести двигателя перемещается в сторону задней крышки. Все изложенное ограничивает применение зарядов с торцовым горением для больших двигателей. Для большинства ракетных двигателей в настоящее время применяются топливные заряды с поверхностью горения, образованной внутренними каналами различной формы.

При разработке формы поверхностей горения играет роль и величина абсолютной тяги двигателя; если эта величина имеет определяющее значение, тогда поверхность горения должна быть развита в наибольшей мере. Если длина заряда ограничена по тем или иным соображениям (прочность, технологичность, компоновка ракеты и др.), то развитие поверхности горения, при прочих равных условиях, сокращает продолжительность процесса горения. На рис. 5.13 представлены схемы, в которых поверхность горения служит преимущественно внешней поверхностью заряда, жирными линиями обозначены бронированные поверхности. На рис. 5.14 приведены примеры топливных цилиндрических зарядов, бронированных по внешней поверхности и имеющих различной формы внутренние поверхности горения. Назначая форму заряда и поверхности горения, можно получить желательный закон изменения тяги двигателя по времени.

В ряде случаев заряды бронируются не по всей длине поверхности, а по части длины. Комбинируя по-разному участки бро-

нированные и небронированные, можно также влиять на закон выгорания топлива и, следовательно, на зависимость тяги двигателя от времени.

Большое значение при выборе формы заряда и его внутренних каналов имеет доля топлива, остающаяся в конце и поэтому

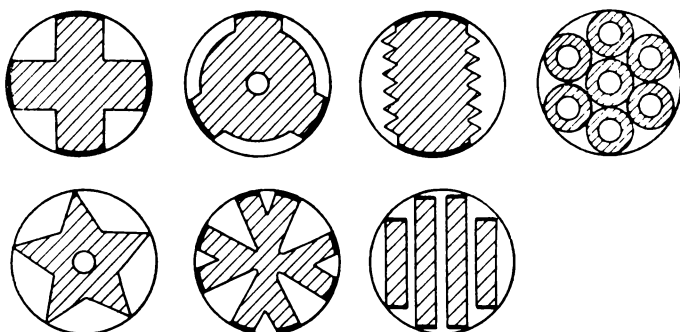


Рис. 5.13. Некоторые формы зарядов с внешними боковыми поверхностями горения

не участвующая в горении и создании тяги. Чем больше этот остаток, тем меньше суммарный импульс. На рис. 5.15 для двух цилиндрических зарядов с внутренней поверхностью горения в виде звезды (рис. 5.15, а) и в виде «креста» (рис. 5.15, б) показаны последовательное положение поверхности горения и остатки. Из-за сильного уменьшения поверхности горения в конце давление па-

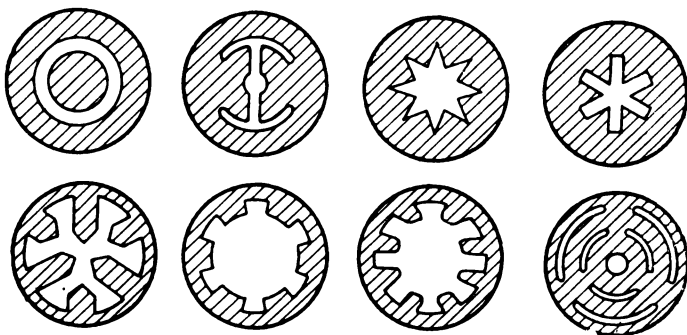


Рис. 5.14. Некоторые формы зарядов с внутренними поверхностями горения

дает ниже допустимого и горение прекращается. В некоторых случаях, определяемых формой заряда и каналов, происходит разрушение остаточного заряда и выброс через сопло.

О доле несгорающих остатков топлива судят по так называемому коэффициенту остатка, который при горении с внутренней поверхности представляет отношение площади поперечного сечения заряда после выгорания на глубину $l_{\min}$ к поперечному сечению камеры. Чем меньше этот коэффициент, тем выше полезная весовая отдача РДТТ.

Если обратиться к рис. 5.15 и обозначить через $f_{\text{ост}}$ — площадь поперечного сечения единичного остатка, а через i — число остатков, зависящее от конфигурации внутреннего канала, то коэффициент остатка для таких схем будет:

$$k_{\text{ост}} = \frac{i f_{\text{ост}}}{F_{\tau}}, \quad (5.19)$$

где F_{τ} — начальная площадь поперечного сечения заряда.

Величина $k_{\text{ост}}$ в хорошо выполненных зарядах должна быть не больше 0,03. В случае цилиндрического кольцевого заряда со сгоранием по внешней и внутренней поверхностям толщина стенки топлива по мере сгорания уменьшается и в некоторый момент стенка разрушается, а осколки вылетают через сопло; в таком заряде остаточные потери относительно велики. При заданных диаметре и длине камеры сгорания наибольшее количество топлива в двигателе будет при сплошном цилиндрическом заряде, горящем по торцевой или по внешней цилиндрической поверхности. Во всех остальных случаях в заданном объеме камеры двигателя топлива будет меньше или, как говорят, будет меньше плотность заряжения снаряда или ракеты.

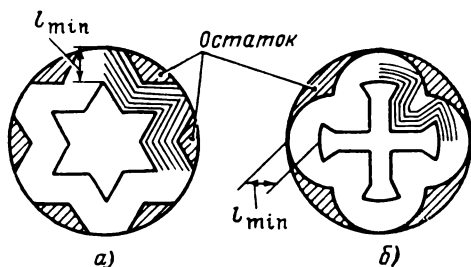


Рис. 5.15. Схема образования остатков топлива

На рис. 5.16 показано влияние формы поверхности горения заряда на относительное изменение тяги двигателя и на продолжительность работы двигателя. Во всех случаях топливо одно и то же, размеры двигателя неизменны, начальное давление в камере одинаковое. Заряды 8 и 9 дают регрессивное горение с наибольшей продолжительностью работы; заряды 1, 2, 3 и 4 дают резко прогрессивное горение с сокращенным периодом работы; заряды 6 и 7 обеспечивают получение постоянной тяги, а заряд 5 — вначале рост тяги, затем снижение и постоянство тяги, а к концу прогрессивное горение.

Количество G_{τ} топлива (или его объем V_{τ}), которое нужно иметь в двигателе, зависит от продолжительности $\tau_{\text{гор}}$ периода работы топлива, от требуемого закона $P=f(\tau)$ и от коэффициента остатка $k_{\text{ост}}$.

При данном топливе и его заданной начальной температуре скорость горения зависит от давления в камере и от скорости газов вдоль поверхности горения; поверхность горения изменяется во времени в зависимости от конструкции заряда и скорости горения; удельный импульс зависит от свойств газов, от перепада давления в сопле и от противодавления в сопле (т. е. от эффективной скорости газов). Поэтому в общем случае суммарный импульс двигателя

$$I_{\Sigma} = \int_0^{\tau_{\text{гор}}} P_{\text{уд}} w_{\text{гор}} F_{\text{гор}} \gamma_{\tau} d\tau.$$

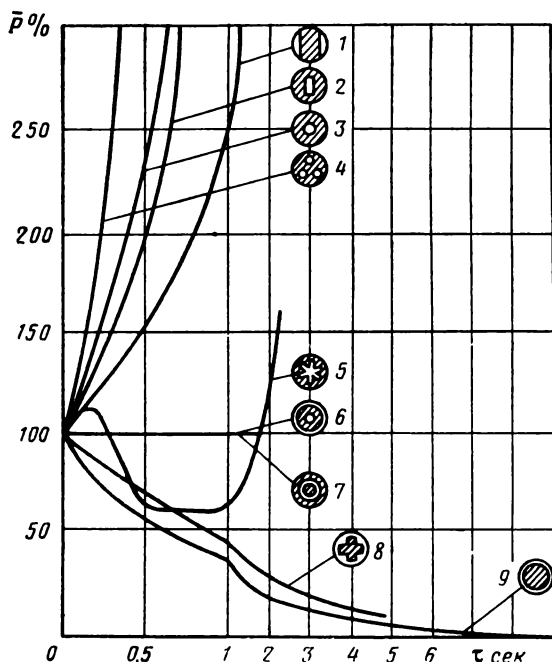


Рис. 5.16. Влияние формы заряда на изменение тяги по времени и на продолжительность работы двигателя

Весовая плотность топлива γ_{τ} всегда может быть вынесена за знак интеграла. Задавшись начальной поверхностью горения (формой заряда) и определив с необходимой достоверностью $w_{\text{гор}} = f_1(\tau)$, можно найти $F_{\text{гор}} = f_2(\tau)$ и затем $P_{\text{уд}} = f_3(\tau)$, а следовательно, среднее интегральное значение $\bar{P}_{\text{уд}}$. Тогда из формулы, аналогичной формуле (2.46), находится объем топливного заряда, участвующего в создании суммарного импульса:

$$V'_{\tau} = \frac{I_{\Sigma}}{\gamma_{\tau} \bar{P}_{\text{уд}} (1 + k_{\text{ост}})}. \quad (5.20)$$

В частном случае, когда горение происходит с торцевой поверхности, то $\omega_{\text{гор}} = \text{const}$, $F_{\text{гор}} = \text{const}$ и $P_{\text{уд}} = \text{const}$; поэтому

$$I_{\Sigma} = \gamma_{\text{т}} \omega_{\text{гор}} F_{\text{гор}} P_{\text{уд}} \tau_{\text{гор}}.$$

Определив необходимый объем $V_{\text{т}} = V'_{\text{т}} (1 + k_{\text{ост}})$ топлива, по соображениям конструктивным (для двигателя или ракеты), прочностным и технологическим можно установить его внешний диаметр $D_{\text{нар}}$ или длину $L_{\text{т}}$ заряда.

5. 7. Регулирование тяги. Реверс

РДТТ уступают ЖРД с точки зрения возможности регулирования тяги. В ЖРД можно уменьшать расход компонентов и, следовательно, тягу двигателя. Имеются образцы однокамерных ЖРД, в которых соотношение максимальной и минимальной тяги доходит до 10 : 1 и более. В этом отношении РДТТ нуждаются в специальных приемах конструирования и регулирования, так как топливо полностью заложено в двигатель.

Регулирование тяги до известной степени может быть осуществлено путем открытия небольших дополнительных сопловых отверстий. В этом случае увеличивается суммарное критическое сечение, уменьшается отношение $\bar{f}_{\text{гор}}$ и по формуле (5. 18) падает $p_{\text{к}}^*$, в результате чего уменьшается тяга. Падение давления в камере снижает скорость горения (5. 15), что, в свою очередь, приводит к падению $p_{\text{к}}^*$ и тяги. Через некоторое время после открытия дополнительных отверстий давление в камере и тяга примут новое установившееся значение.

Регулирование тяги можно осуществить также путем изменения площади критического сечения основного сопла. Этот метод обладает тем недостатком, что в неохлаждаемой конструкции, какой является корпус РДТТ и его сопло, регулирование критического сечения сопла при высокой температуре газов представляет сложную задачу; поэтому применение такого метода регулирования ограничивается двигателями небольших размеров, предназначенными для кратковременной работы.

Можно регулировать тягу, используя в одной камере топлива двух типов, одно из которых обладает большей скоростью горения. Схем подобного типа регулирования имеется много; компоновка определяется желательным законом изменения тяги по времени. На рис. 5. 17 приведена схема простейшей компоновки двух типов цилиндрических зарядов с горением по торцу; выходное сопло одно — с постоянным критическим сечением. В такой схеме, как показывает опыт, путем подбора подходящих зарядов можно получить стартовую тягу до 10 раз большую, чем тяга на втором заряде, осуществляющем маршевый полет снаряда. Иногда для двух типов топлив используется не одна общая камера, а две камеры со своими отдельными соплами, но скомпонованные в одной кон-

струкции, что дает уменьшение веса. На рис. 5.18 приведены две схемы двухкамерных многосопловых РДТТ, в камерах которых имеются топливные заряды различного типа.

В отличие от ЖРД, где регулирование тяги может быть плавным, в РДТТ изменение тяги носит ступенчатый характер, если

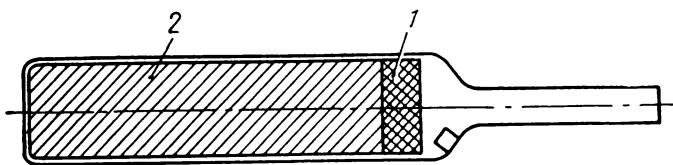


Рис. 5.17. Схема однокамерного РДТТ с двумя топливами:

1—стартовое топливо; 2—маршевое топливо

сопло не имеет центрального тела, могущего перемещаться. При отдельном изготовлении стартовый двигатель может быть сброшен после сгорания его заряда. При выборе схемы необходимо учитывать также стабильность положения центра тяжести двигателя.

В современных мощных РДТТ представляется более приемлемой схема концентрического расположения двухтопливных зарядов, имеющих различные характеристики. Комбинируя форму поверхности горения и свойства топлива, можно получить желательный закон изменения тяги по времени. На рис. 5.19 приведен при-

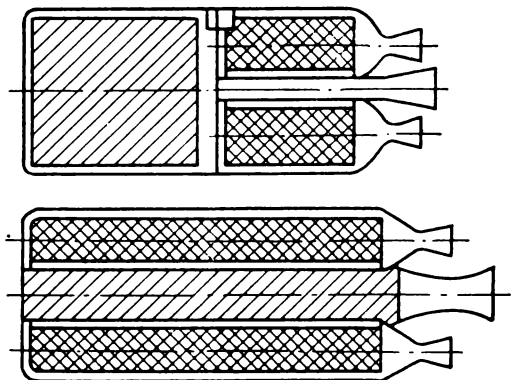


Рис. 5.18. Схемы двухкамерных многосопловых РДТТ с двумя топливами

мер однокамерного РДТТ, в котором внутреннее топливо имеет сложную форму поверхности горения и обладает меньшей скоростью горения, чем второе, которое залито раньше в камеру в виде полого цилиндра. Благодаря этим особенностям формы поверхностей горения и топлив получается своеобразная зависимость тяги

от времени с большими импульсами в начале и в конце всего процесса и с относительным постоянством тяги на среднем участке.

Для большей точности попадания снарядов в цель, помимо регулирования тяги, применяется выключение тяги и реверс тяги. Выключение и реверс позволяют корректировать суммарный импульс и величину скорости ракеты в конце активного участка. Выключение тяги по достижении нужной скорости при еще неизрасходованном полностью топливе достигается путем быстрого открытия

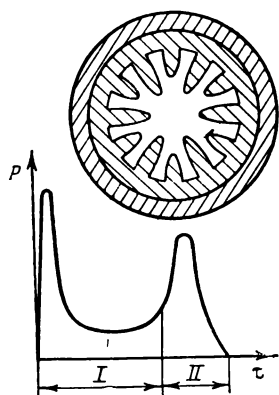


Рис. 5. 19. Однокамерный двигатель с двумя топливами

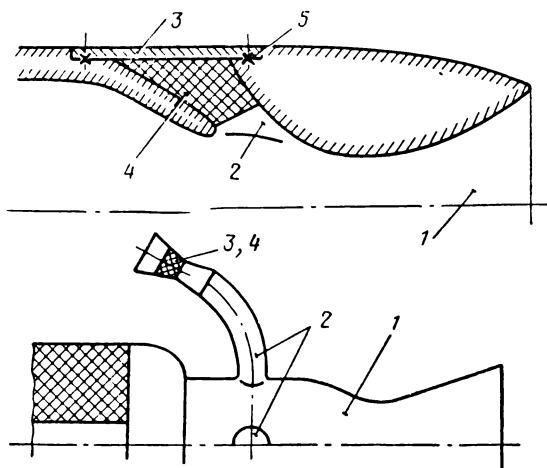


Рис. 5. 20. Две схемы реверсирования тяги:
1—основное сопло; 2—дополнительное сопло для реверса;
3—заглушки; 4—теплоизоляция; 5—отрывной заряд

дополнительных больших отверстий. Вследствие этого резко падает давление; волна разрежения сильно расширяет первую и вторую зоны разложения и подготовки топлива, резко сокращается приток тепла на поверхность топлива и горение прекращается.

Реверс тяги используется в тех случаях, когда скорость ракеты в конце активного участка превышает требуемую; в этом случае с помощью реверсирования тяги можно повысить точность выполнения задачи аппаратом. На рис. 5. 20 показаны две схемы реверсирования тяги. На первой схеме на входном участке основного сопла выполнены боковые отверстия, закрытые заглушками. Эти заглушки отделены от горячих газов теплоизоляционным материалом. Боковые отверстия направлены под некоторым углом в сторону, противоположную основному соплу. В нужный момент специальные заряды с отдельной электросистемой управления освобождают заглушки; благодаря этому газы направляются частично в реверсивные сопла. Газы из реверсивных сопел не должны оказывать вредное влияние на ракету и, тем более, на оставшийся топливный заряд двигателя.

Мы здесь не останавливаемся на методах управления направлением вектора тяги (односторонний ввод в сопло жидкостей или газов, рули, поворотные насадки различного типа, поворотные сопла, качающиеся двигатели, верньерные двигатели), так как это задачи, общие для РДТТ и ЖРД, хотя конструктивное решение (например, поворотные сопла) в случае РДТТ может иметь свои особенности.

5.8. Ненормальности в работе двигателя

Ненормальности в процессе, протекающем в РДТТ, могут быть при воспламенении, в ходе стационарного горения и при выключении двигателя.

Ненормальность при воспламенении может быть вызвана как недостаточным общим запасом энергии и малой интенсивностью ее выделения, так и, наоборот, чрезмерной интенсивностью выделения энергии воспламенителя. При малой энергии воспламените-

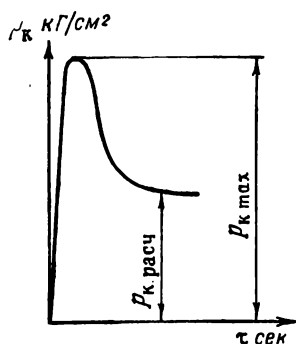


Рис. 5.21. Пик давления при чрезмерной мощности воспламенителя

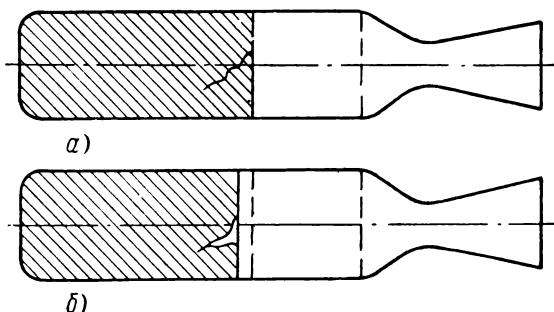


Рис. 5.22. Влияние трещины в топливе на увеличение поверхности горения

ля процесс может заглухнуть в самом начале, не дойдя до стационарного. Следовательно, воспламенитель должен обладать достаточной тепловой мощностью и необходимым количеством энергии для обеспечения устойчивого горения основного топливного заряда. Если, наоборот, источник воспламенения обладает значительно большей мощностью, чем это необходимо, тогда в начале процесса возникает пик давления (рис. 5.21), опасный для целостности заряда топлива (особенно прессованного) и для стенок камеры.

Ненормальности в процессе уже установившегося горения основного топливного заряда могут быть вызваны рядом причин: наличием трещин в топливном заряде; эрозионным горением; неоднородностью состава топлива и его макроструктуры. Неустойчивый процесс горения рассматривается ниже отдельно.

При наличии трещин горение становится ненормальным по следующей причине. Для простоты рассмотрим случай сплошного ци-

линдрического заряда с горением с торца. Когда по мере выгорания топлива поверхность горения достигает трещины (рис. 5.22, а), внутрь щели устремляются горячие газы и постепенно поверхность горения растет (рис. 5.22, б); поэтому давление в камере и тяга двигателя становятся больше ожидаемых, а время сгорания топлива сокращается. В зависимости от формы заряда и мест расположения трещин возможно разрушение заряда с увеличением механических потерь топлива и прекращением горения. Не только трещины, но и небольшие волосовины могут привести к указанному нарушению хода нормального процесса.

При эрозионном горении ненормальный процесс может возникнуть чаще всего в начальной фазе горения, если конечное сечение каналов для протока газов выбрано слишком малым и поэтому скорости газов в конце канала становятся большими. Большие скорости вызывают значительную эрозию конечных участков поверхности горения и увеличение скорости горения. В результате, появляется эрозионный пик давления и пик тяги (рис. 5.23). Однако по мере усиленного выгорания конечных участков канала проходные сечения для газов возрастают, уменьшается эффект эрозии и скорость горения, давление в камере и тяга двигателя падают до нормального значения. Эрозионный пик нежелателен не только потому, что он приводит к увеличению давления в камере, но еще и потому, что он искажает необходимую форму зависимости тяги от времени и сокращает продолжительность работы двигателя. Изменением формы каналов и заряда можно устранить эрозионный пик давления и тяги, как показано пунктиром для двух зарядов. Следует отличать расчетные пики давлений (см. рис. 5.19), необходимые по тем или иным соображениям для ракеты, от дополнительных, непредусмотренных, эрозионных пиков указанного типа.

Ненормальности процесса, вызванные существенной неоднородностью структуры топлива, очевидны, поэтому на них здесь останавливаться нет необходимости.

Ненормальность в конце работы двигателя возможна как при принудительном выключении, так и при естественном завершении процесса (особенно регрессивного), когда запас топлива подходит к концу. При уменьшении давления ниже некоторой величины горение может прекратиться. Однако, так как поверхность топлива нагрета и еще продолжают экзотермические реакции разложения и газификации и, кроме того, нагретые детали двигателя излучают

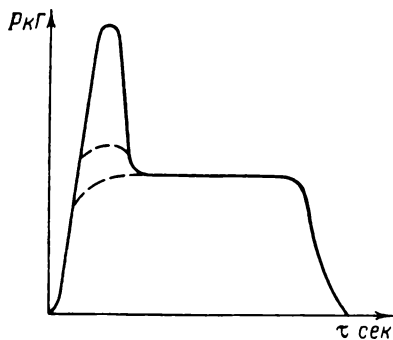


Рис. 5.23. Ненормальный пик тяги (давления) в случае эрозионного горения

тепло на поверхность топлива, то сочетание этих факторов может привести к новой вспышке, повышению давления и возникновению силы тяги. Затем истечение газов вновь понизит давление и горение

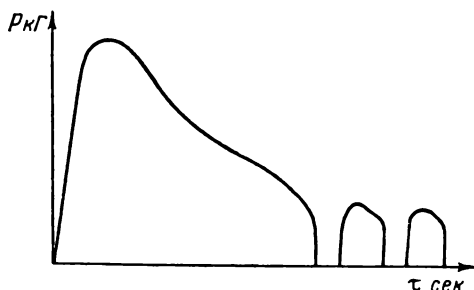


Рис. 5.24. Повторные вспышки при выключении

ние вновь прекратится. Этот процесс может повториться несколько раз (рис. 5.24).

5.9. Основные требования к твердому топливу

Изучение особенностей процесса в РДТТ позволяет сформулировать основные требования к твердому топливу для обеспечения надежной эксплуатации и устойчивости процесса, а также для повышения технических показателей ракет. Эти требования сводятся к следующему:

1. Топливо должно выделять возможно больше тепла при сгорании с образованием легких продуктов сгорания для увеличения скорости истечения и, следовательно, удельного импульса.

2. Топливо должно обладать высокой весовой плотностью, что при прочих равных условиях позволяет сократить размеры двигателя. В РДТТ, где топливо полностью находится в камере двигателя, это особенно важно.

3. Давление в камере, при котором возможно устойчивое горение топлива, должно быть относительно малым, что уменьшает вес конструкции и повышает надежность процесса.

4. Скорость горения топлива должна быть относительно небольшой, что приводит при данном заряде к увеличению времени горения, а также повышает устойчивость процесса горения.

5. Скорость горения должна меньше зависеть от величины давления в камере, т. е. показатель степени n давления должен быть возможно меньшим, так как это способствует повышению устойчивости процесса горения.

6. Начальная температура топлива должна оказывать минимальное влияние на скорость его горения, что связано с повышени-

ем устойчивости процесса и точности попадания ракеты в цель при всех возможных начальных температурах топлива.

7. Величина удельного импульса современных твердых топлив для применения их в ракетах средней и большой дальности должна быть достаточно большой.

8. При заливке топлива в корпус камеры оно должно образовывать со стенками камеры двигателя прочную связь, на которую не должны влиять ни условия транспортирования, ни условия горения.

9. Изменения внешней температуры в широком диапазоне при длительном хранении ракет с твердым топливом не должны приводить к нарушению взаимной связи корпуса и топлива из-за различия в коэффициентах расширения и к изменению физико-химических свойств топлива и его структуры, в частности.

Для иллюстрации отдельных из указанных выше положений приведем некоторые примеры.

Твердое топливо для двигателя снаряда Нике-Аякс по армейским требованиям США должно удовлетворительно работать: после трех дней воздействия температуры -40°C , после одного дня воздействия $+50^{\circ}\text{C}$ и после воздействия максимальной солнечной радиации в течение четырех часов. Топливо должно допускать хранение минимально в течение ряда лет, за это время не менять своих физико-химических свойств и удовлетворительно работать при температурах топлива от -45 до $+65^{\circ}\text{C}$.

Двухосновные топлива на основе нитроглицерина и нитроцеллюлозы требуют высоких давлений в камере ($70\text{--}140\text{ кг/см}^2$ и более). Удельный импульс этих топлив, как правило, не превышает $200\text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$. Правда, расчеты показывают, что при отношении нитроглицерина к нитроцеллюлозе 2:1 и содержании в нитроцеллюлозе азота в количестве 13—14% и стабилизатора (централит) в количестве 5% можно иметь максимальную удельную тягу $240\text{--}250\text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$. Однако реализовать такую удельную тягу еще не удалось. Для этого оптимального состава скорость горения равна 2 см/сек . Теплота взрыва или теплотворная способность двухосновных топлив составляет $650\text{--}1400\text{ ккал/кг}$ в зависимости от состава.

Для современных и перспективных смесевых топлив давления в камере двигателя равны $40\text{--}70\text{ кг/см}^2$; удельный импульс достигает $240\text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$ на уровне моря, а в перспективе он может быть порядка $270\text{--}280\text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$ и более. Теплотворная способность составляет $1200\text{--}1800\text{ ккал/кг}$, а для перспективных топлив на основе перхлората лития 2500 ккал/кг и более.

Для двухосновного топлива NES-4016, состоящего из 54% по весу нитроцеллюлозы (с содержанием 13, 25% азота), 43% нитроглицерина и 3% централита, вблизи поверхности горения процессы в самом топливе приводят к выделению около 140 ккал/кг тепла, что при теплоемкости слоя топлива $0,35\text{ ккал/кг}\cdot^{\circ}\text{C}$ дает температуру на поверхности топлива $\sim 700^{\circ}\text{K}$ при $t_{\text{нач}}=27^{\circ}\text{C}$. В зоне газификации выделяется также около $140\text{--}280\text{ ккал/кг}$ и температура достигает $T_1=1100\text{--}1400^{\circ}\text{K}$. В конце зоны горения выделяется еще около 700 ккал/кг , а температура достигает 3370°K .

Скорость горения этого топлива может быть представлена формулой

$$w_{\text{гор}} = 0,158 + 0,0379 p_k^{*0,821},$$

пригодной в интервале давлений от 10 до 340 кг/см^2 . Температурный коэффициент в области $p_k^*=50\text{--}200\text{ кг/см}^2$ приблизительно равен 0,004 на 1°C .

Для литого топлива Alt-161 на основе перхлората калия (76,5% и 23,5% смеси асфальтового битума и смазочного масла) температура в конце зоны горения

$T_k^* = 2040^\circ \text{К}$ при $p_k^* = 136 \text{ кг/см}^2$; $k = 1,27$, $\gamma_T = 1,77 \text{ Г/см}^3$. Скорость горения этого топлива выражается формулой

$$w_{\text{гор}} = 0,103 p_k^{*0,745},$$

пригодной для давлений $100\text{--}200 \text{ кг/см}^2$. Температурный коэффициент равен $\sim 0,0013$ на 1°С .

Для смесового топлива полистирол+нитрат аммония и 3% добавки по весу $(\text{NH}_4)_2\text{Cr}_2\text{O}_7$ при размере частиц 10 мк получено эмпирическое уравнение скорости горения

$$w_{\text{гор}} = 0,092 + 0,002 p_k^* \text{ см/сек.}$$

Для смесового топлива на основе стирола+перхлорат аммония при соотношении масс окислителя и связки 80:20 и при размерах частиц окислителя 60 и 8 мк получены соответственно следующие эмпирические уравнения скорости горения:

$$\frac{1}{w_{\text{гор}}} = \frac{3,62}{p_k^*} + \frac{4,39}{p_k^{*0,33}} \text{ см/сек}$$

и

$$\frac{1}{w_{\text{гор}}} = \frac{4,99}{p_k^*} + \frac{2,64}{p_k^{*0,33}} \text{ см/сек.}$$

Г л а в а VI

НЕУСТОЙЧИВЫЕ ПРОЦЕССЫ

6. 1. Общие положения

Опыт показывает, что и в ЖРД, и в РДТТ при определенных условиях, зависящих от режима работы двигателя, от свойств топлива, от геометрических размеров камеры и других факторов, процесс становится неустойчивым. Неустойчивость процесса заключается в том, что давление в произвольной точке камеры (и, следовательно, температура) не постоянно, а колеблется с большей или меньшей амплитудой и частотой относительно некоторого среднего значения. Небольшие колебания параметров процесса и, прежде всего, давления всегда имеют место при работе двигателя, но они практически не оказывают влияния на его экономичность и надежность, а также не передаются на летательный аппарат; такого рода микроколебания не нарушают устойчивости процесса. Лишь тогда, когда амплитуда колебаний давления становится достаточно большой и колебания принимают периодический характер, процесс становится неустойчивым. В зависимости от амплитуды и частоты колебаний давления процесс переходит в режим неустойчивой работы, который при определенных условиях приводит к быстрому разрушению двигателя.

В ЖРД наблюдаются два типа неустойчивости, два характерных типа колебаний — низкочастотные и высокочастотные. Низкочастотные колебания имеют ту особенность, что давление во всей

камере в каждый данный момент времени одинаково. Колебания имеют частоту от десятков до сотен герц и отличаются тем, что колебательный процесс чаще всего охватывает не только газы в камере сгорания, но и всю систему топливоподачи; эти колебания возникают на режимах малых давлений в камере (малых тяг) и в этом случае не представляют большой опасности для прочности двигателя. Высокочастотные колебания с частотой в несколько сотен и тысяч герц наблюдаются при высоких давлениях в камере и локализируются лишь в камере сгорания; однако их появление приводит к весьма быстрому разрушению двигателя. Эти колебания являются акустическими колебаниями в газовой среде, следовательно, давление переменного во времени и в объеме камеры в каждый данный момент оно не одинаково.

В РДТТ, где нет системы топливоподачи, низкочастотные колебания не наблюдаются; здесь проявляются лишь высокочастотные колебания давления с частотой 500—50 000 гц. Природа высокочастотных колебаний в ЖРД и РДТТ одна и та же, но в ЖРД источники поддержания колебаний шире распределены по объему камеры, тогда как в РДТТ они сосредоточены на более коротком участке, вблизи поверхности горения топлива.

При возникновении неустойчивого процесса возможны следующие дефекты двигательной системы и аппарата в целом: 1) большие колебания величины тяги и, следовательно, дополнительные (часто недопустимые) нагрузки на органы управления двигателем и аппаратом, обеспечивающие движение аппарата по заданной траектории; 2) большие колебания величины давления (и температуры) в камере, приводящие к увеличению механических и тепловых нагрузок на стенки двигателя, к их прогару и разрушению; 3) вибрации всей системы, способные нарушить плотность соединений и вызвать другие дефекты. Поэтому процесс в ЖРД и РДТТ, должен быть доведен до такого совершенства, чтобы на всех возможных установившихся и переходных режимах работы двигателей не возникала неустойчивость. Эта задача является одной из важнейших в практике создания ракетных двигателей.

Имеется много опубликованных работ, посвященных теоретическому и экспериментальному исследованию неустойчивых процессов в ЖРД и РДТТ. Теоретический анализ сложен и чаще всего основан на тех или иных грубых допущениях; тем не менее он позволяет получить качественный и, в ряде случаев, хороший количественный результат.

6.2. Низкочастотная неустойчивость процесса в ЖРД

Низкочастотная неустойчивость процесса в ЖРД, как указывалось, характеризуется, прежде всего, колебаниями давления в камере с частотой порядка десятков-сотен герц. Причинами возникновения таких колебаний могут быть случайные возмущения в давлении, в расходе всего топлива или одного из компонентов, коле-

бания аппарата в полете из-за системы управления и другие. Низкочастотные колебания возникают не мгновенно, а постепенно путем усиления небольших колебаний, если для такого усиления имеются благоприятные условия. Установлено, что двигатель, процесс в котором вполне устойчив при номинальном значении тяги (и следовательно, давления в камере), склонен к переходу на неустойчивый процесс при уменьшении его тяги (и давления в камере).

Как правило, низкочастотные колебания давления в камере передаются через форсунки в топливные магистрали, в которых возникают колебания давления той же частоты, хотя со сдвигом фазы и меньшей амплитуды. Колебания давления во всей двигательной установке (камера — топливные магистрали), как в единой системе, сами могут служить источником колебаний аппарата в целом.

Возникновение низкочастотной неустойчивости в двигательной установке объясняется следующим. При постоянном давлении топлива (в баках или за насосами) изменение давления в камере приводит к изменению перепада $\Delta p_{\text{ф}}$ на форсунках и, следовательно, к изменению расхода и скорости впрыска компонентов топлива. Из-за различной длины и конструкции магистралей горючего и окислителя, через которые со скоростью звука (порядка 1200 м/сек) распространяются возмущения от сопла форсунки против потока и отраженная волна по потоку к соплу, величины перепадов $\Delta p_{\text{ф}}$ окислителя и горючего могут быть различными; кроме того, возможны фазовые сдвиги максимальных и минимальных расходов компонентов, что приведет также к колебанию соотношения компонентов топлива в камере. Если колебания давления в камере приобрели периодический характер, то и колебания расхода компонентов, скорости их истечения и соотношения компонентов также будут периодическими. Действительно, в результате колебаний расхода топлива количество тепловой энергии, выделяющейся при реакции, будет также колебаться. Если колебания количества выделяющегося тепла будут в фазе с колебаниями давления в камере, то возникшие по той или иной причине колебания давления будут поддерживаться и примут устойчивый характер, а процесс в двигателе станет неустойчивым. Наоборот, если колебания количества выделяющегося тепла не будут в фазе с колебаниями давления в камере, колебательный процесс будет заглушаться и процесс двигателя вновь станет устойчивым. Следовательно, для поддержания неустойчивого процесса необходимо, чтобы колебания величины энергии, выделяемой при реакции, были в фазе с колебаниями давления в камере, т. е. максимальному значению $p_{\text{к}}^*$ должно соответствовать максимальное выделение энергии, и наоборот.

В случае низкочастотной неустойчивости возмущение давления, возникшее по той или иной причине в камере, передается через

сопло форсунки, являющееся сопротивлением, в топливную магистраль. Волна проходит по всей магистрали в оба конца и по возвращении к форсунке повышает перепад Δp_{ϕ} . Топливная магистраль имеет свое собственное время релаксации τ_m , т. е. время затухания возмущения. Это время различно для разных систем и бывает порядка 0,001—0,01 сек. Изменение перепада на форсунках изменяет расход компонентов, скорость впрыска и, следовательно, изменяет тонкость и дальнобойность распыливания, условия перемешивания и местные составы смеси.

Между моментом поступления жидкого топлива в камеру и моментом преобразования его в газообразные продукты сгорания проходит некоторое время $\tau_{зап}$ — время запаздывания. Время запаздывания (0,03—0,05 сек) заметно больше времени релаксации топливных магистралей. Итак, с момента появления сигнала в камере (возмущения давления) реакция топливной системы на этот сигнал наступит через время порядка $\tau_m + \tau_{зап}$. В самой камере требуется некоторое время τ_k — время релаксации камеры — для проявления влияния изменения тепловыделения. Это время такого же порядка, что и для топливных магистралей, хотя диапазон возможных значений τ_k более узок.

Если обозначить через τ_p период колебаний давления в камере, то в общем случае условие фазового совпадения колебаний давления и тепловыделения в камере запишется в форме

$$\tau_k + \tau_{зап} + \tau_m = k \frac{\tau_p}{2},$$

где k — любое целое нечетное число.

Основную роль играют τ_m и $\tau_{зап}$, так как τ_k малая величина. Так как время запаздывания $\tau_{зап}$ для данного топлива является функцией давления (и температуры) в камере, скорости впрыска (тонкость и дальнобойность распыливания) и соотношения компонентов, то это время не остается постоянным за период колебаний давления в камере. Экспериментально установлено, что, чем меньше время запаздывания, тем выше частота колебаний.

Влияние топливных магистралей, форсунок и параметров, выбранных для них, на низкочастотные колебания велико. Нетрудно видеть, что при назначении достаточно большого перепада давления на форсунках ($\Delta p_{\phi} > 10 \text{ кг/см}^2$) можно добиться того, что колебания давления в камере будут затухать, не будучи поддержаны заметными колебаниями в топливных магистралях. Этим объясняется то обстоятельство, что устойчивый на номинальном режиме процесс двигателя становится неустойчивым при уменьшении тяги, т. е. при уменьшении расхода топлива, а следовательно, и при уменьшении Δp_{ϕ} , поскольку форсунки в ЖРД выполняются открытого типа с постоянным сечением сопла. Для низкочастотных колебаний важно не столько абсолютное значение перепада давления в форсунках, сколько отношение $\Delta p_{\phi}/p_k^*$. При постоянном

сечении сопла форсунки величина $\Delta p_{\text{ф}}$ уменьшается приблизительно пропорционально квадрату расхода топлива (или компонента), в то время как при постоянном критическом сечении сопла двигателя давление $p_{\text{к}}^*$ уменьшается пропорционально расходу топлива. Поэтому отношение $\Delta p_{\text{ф}}/p_{\text{к}}^*$ с уменьшением расхода падает.

Избежать влияния системы топливных магистралей можно различными путями. В частности,

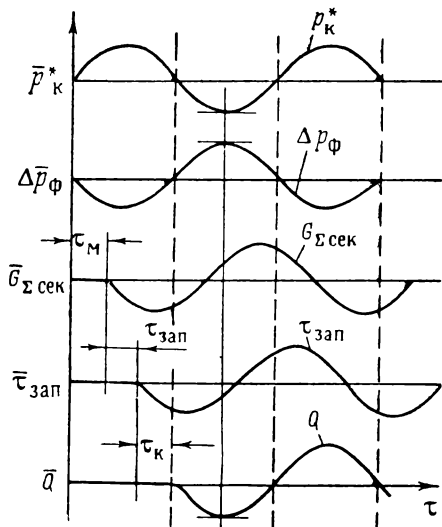


Рис. 6.1. Зависимости различных величин от времени при низкочастотных колебаниях давления

введение в топливные магистрали аккумуляторов, способных демпфировать колебания давления жидкости, будет способствовать устойчивости расхода топлива. Другой способ заключается в применении регулятора, датчиком для которого служит давление в камере и который регулирует подачу топлива так, чтобы погасить возникшие колебания давления и привести двигатель вновь к равновесному режиму. Возможно сохранение заданного высокого перепада $\Delta p_{\text{ф}}$ путем выключения группы форсунок на дроссельных режимах.

На рис. 6.1 дается упрощенная схема последовательности физико-химических процессов, приводящая, при условиях, указанных на схеме,

к поддержанию колебания давления. Горизонтальные линии соответствуют средним значениям величин; колебания их значения показаны кривыми. Как видим, в данном случае при $k=1$ в написанной выше формуле колебания тепловыделения Q находятся в фазе с колебаниями давления.

Нужно указать, что низкочастотные колебания являются сложными, так как помимо колебаний основной формы в них имеются колебания и более высоких частот. Усовершенствование топливной системы в целом является одним из основных методов борьбы с низкочастотной неустойчивостью.

При низкочастотных колебаниях следует считаться с таким фактором большого значения, как время запаздывания. Так как в общем случае и при прочих равных условиях

$$\tau_{\text{зап}} = f(p_{\text{к}}^*, T_{\text{к}}^*),$$

то одно это обстоятельство само по себе способно привести к поддержанию возникших колебаний. Действительно, при уменьшении

p_k^* увеличивается $\tau_{\text{зап}}$ и, следовательно, даже при $\tau_m=0$ и $\tau_k=0$ возможно достижение условия, когда колебания величины тепловыделения будут в фазе с колебанием давления. Такой вид низкочастотной неустойчивости получил название внутрикамерной неустойчивости, поскольку свойства топливной системы в этом случае не играют существенной роли. При внутрикамерной неустойчивости частота колебания чаще всего больше, чем в рассмотренном ранее общем случае низкочастотной неустойчивости, когда колебания охватывают всю двигательную систему в целом.

Если бы время запаздывания было бесконечно мало, то низкочастотной неустойчивости не было бы. В этом случае изменение давления в камере, например его увеличение, должно привести к изменению перепада на форсунках, а в нашем случае — к уменьшению мгновенного перепада давления и расхода топлива. В результате (при $\tau_{\text{зап}}=0$), количество выделяющегося тепла уменьшится и процесс в камере станет устойчивым. Этот гипотетический пример служит иллюстрацией того, что для поддержания низкочастотной неустойчивости важную роль, наряду со свойствами топливных магистралей, играет время запаздывания, или время преобразования жидких компонентов в газообразные продукты реакции.

Опыт показывает, что частота низкочастотных колебаний возрастает при увеличении давления в камере, а также при уменьшении характеристической длины камеры L^* . На рис. 6.2 показана эта зависимость для двух топлив и двух значений L^* . Влияние p_k^* связано с изменением $\tau_{\text{зап}}$, а влияние L^* — с изменением τ_k и времени пребывания газов в камере. Следовательно, можно устранить низкочастотную неустойчивость еще и повышением давления в камере, если это допускает конструкция.

В случае низкочастотной неустойчивости распределение топлива по объему и, следовательно, место выделения энергии не имеет решающего значения, так как скорость распространения возмущений в камере велика (свыше 1000 м/сек), а размеры камеры относительно малы, и поэтому возмущения в отдельных точках, вызванные, например, неоднородным горением, передаются на весь объем практически мгновенно.

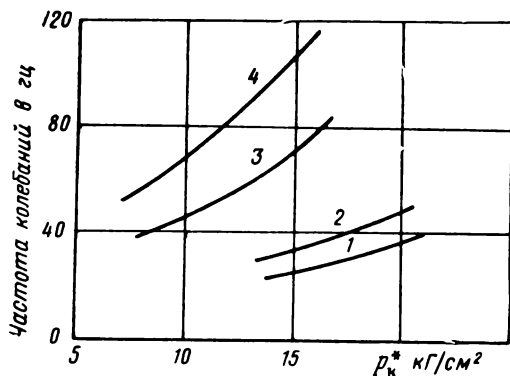


Рис. 6.2. Зависимости частоты колебаний от давления в камере для двух топлив и для двух значений L^* :

1 и 2— HNO_3 +октан; 3, 4— HNO_3 +фурфуроловый спирт; 1, 3—для $L^*=3,55$ м; 2, 4—для $L^*=2,35$ м

Факторами, приводящими к затуханию колебаний, являются гидравлические потери в системе топливных магистралей, демпферы колебаний различного типа, нелинейные эффекты, например, экспоненциальная зависимость скорости реакции от температуры (или давления).

Важной является также работа любого элемента замкнутой цепи, а в системах с вытеснительной подачей работа редуктора давления в особенности.

До сих пор мы предполагали, что начальное возмущение, приводящее к неустойчивости, возникает в камере сгорания. Указывалось, что неустойчивый процесс в двигательной установке может быть причиной продольного колебательного движения аппарата в целом относительно траектории. Однако возможен и другой источник начального возмущения. При движении аппарата с ускорением возможно смещение топлива во всей топливной системе, особенно при больших аппаратах. В результате могут возникнуть колебания в расходе обоих или одного компонента, что повлечет за собой колебания выделяемой энергии и колебания давления в камере. Если система не способна к саморегулированию, т. е. к восстановлению выходного равновесного значения давления в камере, то процесс станет неустойчивым.

6.3. Высокочастотная неустойчивость процесса в ЖРД

В замкнутом объекте, ограниченном жесткими стенками и заполненном однородным газом, возможны свои собственные частоты акустических колебаний.

В камере двигателя также могут возникнуть акустические колебания, частоты которых зависят от геометрических размеров камеры и свойств среды. Но камера двигателя отличается от замкнутого сосуда, во-первых, наличием сопла, через которое вытекают газы, и, во-вторых, неоднородностью среды, так как наряду с газами в камере имеются жидкая фаза и пары топлива и осуществляется химическая реакция. Основное отличие камеры двигателя от замкнутого объема заключается в выходном сопле. Если в замкнутом сосуде для поддержания акустических колебаний при отсутствии тормозящих эффектов не требуется затрата энергии, то при наличии сопла Лаваля, через которое газы покидают двигатель, акустические колебания в камере могут поддерживаться только при затрате энергии, даже если нет других причин (трение и пр.). Очевидно, источником такой энергии является топливо и тепло, которое выделяется в зоне горения. Если колебания мощности источников тепловыделения будут находиться в фазе с одной из собственных частот колебаний газов в камере, тогда возникнет новый вид внутрикамерной неустойчивости — высокочастотная неустойчивость ЖРД (сотни и тысячи герц).

В случае высокочастотных колебаний время распространения возмущения в камере становится соизмеримым с периодом колеба-

ний давления, поэтому, в отличие от низкочастотной неустойчивости, параметры в разных точках камеры (давление, температура) в каждый данный момент времени будут различными. Такая неоднородность параметров в объеме камеры приводит к необходимости учета пространственного и временного распределения источников энергии. Колебания давления высокой частоты практически не передаются в топливную систему.

В камерах различают продольные, поперечные (радиальные) и тангенциальные колебания. Примеры этих трех видов акустических колебаний в замкнутом цилиндрическом сосуде даны на рис. 6.3,

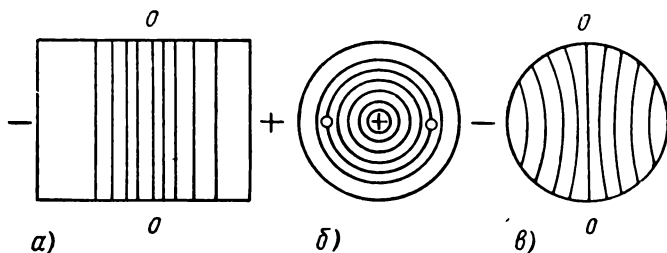


Рис. 6.3. Формы колебаний в закрытом цилиндрическом сосуде:

а—продольная; б—поперечная; в—тангенциальная

где показаны изобары в некоторый определенный момент времени. В действительности одновременно могут быть все виды колебания, т. е. комбинированные колебания, например, продольные и поперечные.

Продольные колебания отличаются тем, что в однородной среде в каждом поперечном сечении камеры параметры газа одинаковы, но изменяются от сечения к сечению. В случае поперечных колебаний параметры газа изменяются вдоль радиуса. Поперечные колебания имеют наибольшее значение вблизи головки, ослабляясь постепенно в направлении сопла. Источником возникновения поперечных колебаний является неоднородность состава смеси по сечению, обусловленная дискретностью струй горючего и окислителя и неодинаковостью свойств самих форсунок. Поперечные колебания могут возникнуть и в случае однокомпонентного топлива из-за дискретного распределения расхода по сечению головки. Источником возникновения и усиления поперечных колебаний являются появившиеся по тем или иным причинам акустические колебания, которые приводят к поперечным возмущениям струек горючего и окислителя и к изменению условий их смешения и, следовательно, тепловыделения. Если поперечные колебания давления окажутся в фазе с колебаниями тепловыделения, то процесс станет резонансным с высокой частотой. Волны сжатия, достигая стенок, создают непредусмотренные расчетом дополнительные механиче-

ские нагрузки и, что не менее важно, сообщают стенкам дополнительное тепло из-за увеличения плотности и температуры газа. Вследствие этих двух причин, действующих одновременно, двигатель обычно выходит из строя. Поперечные колебания чаще возникают в больших камерах с большим отношением диаметра к длине.

Продольные колебания наблюдаются в камерах с относительно большой длиной, однако, чем длиннее камера, тем меньше частота колебаний (рис. 6.4). На интенсивность продольных колебаний оказывает сильное влияние форма дозвуковой частоты сопла. Уменьшение угла конусности конфузорной части сопла приводит к ослаблению эффекта отражения продольных колебаний; следовательно, таким путем можно высокочастотную неустойчивость, вызванную продольными колебаниями,

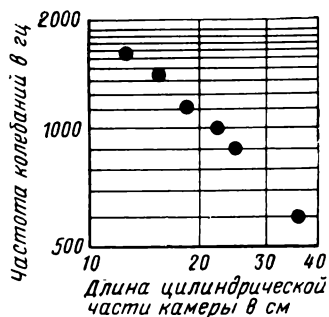


Рис. 6.4. Частоты колебаний в зависимости от длины камеры

либо полностью устранить, либо заметно ослабить. Этот факт установлен экспериментально и подтверждается теоретически. В случае полутеплового сопла, в котором минимальное сечение равно сечению камеры, продольные колебания, естественно, не будут отражены от сопла.

Продольные высокочастотные колебания при неизменной конструкции головки и, следовательно, при одинаковых условиях смесеобразования можно вызвать или погасить изменением длины камеры, что при заданных свойствах газовой среды влияет на частоту собственных акустических

колебаний. Опыт показывает, что для каждого диаметра камеры существуют такие минимальные и максимальные длины, ниже и выше которых продольные колебания данной частоты не стабилизируются. Таким образом, изменяя длину камеры, можно избежать продольных колебаний опасной частоты.

Испытания на моделях показали также, что с увеличением установившегося давления p_k^* в камере при прочих неизменных условиях растут частоты и амплитуды колебаний. Так, в одном из исследований при $p_k^* = 3,6 \text{ кг/см}^2$ частота колебаний давления была 920 гц и максимальная амплитуда $1,4 \text{ кг/см}^2$, а при $p_k^* = 9,1 \text{ кг/см}^2$ — соответственно 1000 гц и $2,45 \text{ кг/см}^2$. Увеличение амплитуды колебаний с возрастанием p_k^* объясняется большим количеством негоревшего топлива, включающегося в реакцию при проходе через смесь волны сжатия [34].

Наличие жестких стенок в случае поперечных колебаний и дозвуковой части сопла в случае продольных колебаний не являются обязательными условиями поддержания процесса колебаний. Основное влияние оказывает синхронность колебаний мощности

источников энергии и колебаний давления. Отраженные волны могут лишь усилить амплитуды колебаний.

Если стенки камеры отражают волны давления, то колебания (поперечные и продольные) могут стать колебаниями ударного типа и оказать мощное влияние на ход химической реакции, вплоть до детонации, которая, в свою очередь, усилит колебательный процесс.

Особенность всех форм акустических колебаний заключается в наличии стоячих волн, при которых в узловых точках (или поверхностях) давление остается постоянным, в то время как между ними давление колеблется; наибольшего значения амплитуда колебаний достигает в сечении, где установилась пучность стоячей волны. Конечно, в условиях двигателя узловые поверхности и области пучности не являются строго фиксированными в пространстве; тем не менее модель стоячей волны практически применима и для двигателей. В этом случае, если фронт горения узок и совпадает с узловой поверхностью или находится вблизи нее, то колебания не будут стабильными, так как при $G_{\text{в сек}} = \text{const}$ и $p_k^* = \text{const}$ количество выделяющейся энергии также будет постоянными, следовательно, не будет источников энергии для поддержания колебаний. Наоборот, если фронт пламени (по-прежнему узкий) будет находиться вблизи пучности, где амплитуда колебаний давления наибольшая, то возникнет возможность колебательного процесса тепловыделения, так как с изменением p_k^* (и температуры) меняются время запаздывания и скорость химической реакции, а следовательно, и количество выделяемой энергии. При такой модели высокочастотного колебательного процесса можно прийти к заключению: чем шире будет зона горения, тем меньше тепла выделится в области пучности и тем меньше будет количество энергии, идущей на поддержание колебаний. Распределение топлива в значительной части объема камеры может способствовать повышению устойчивости процесса.

Во всех случаях высокочастотных колебаний (продольных, поперечных и комбинированных) время запаздывания играет значительную роль. Поскольку для заданного топлива при колебаниях давления изменяется и температура газа, то вообще можно считать

$$\tau_{\text{зап}} = f(p_k^*)$$

и, кроме того,

$$v_r = f_1(p_k^*),$$

где v_r — скорость химической реакции.

Именно зависимость времени запаздывания и скорости реакции от давления приводит к колебанию величины тепловыделения при колебании p_k^* . Поэтому одной из возможностей борьбы с высокочастотной неустойчивостью является изменение химической актив-

ности топлива, т. е. влияние на $\tau_{\text{зап}}$ и v_r . На эти величины можно влиять введением в топливо тех или иных присадок, а также таким методом распыливания топлива, при котором в различных зонах камеры получаются смеси с разными временами запаздывания.

Другая возможность борьбы с высокочастотной неустойчивостью, основанная на известных из литературы данных, заключается в значительном увеличении давления в камере. В этом случае, с одной стороны, время запаздывания топлива на установившемся режиме сильно уменьшается и становится менее чувствительным к колебаниям давления и температуры среды, с другой стороны, уменьшаются размеры камеры, что способствует более широкому охвату объема камеры компонентами топлива.

Следует указать, что строгой теории высокочастотной неустойчивости процесса ЖРД пока еще не создано, хотя имеется немало практически важных наблюдений, описанных в периодической и специальной литературе.

6.4. Неустойчивость процесса в РДТТ

Опыт показывает, что в РДТТ возникают колебания давления высокой частоты. Микроколебания давления, как и в случае ЖРД, всегда могут иметь место, хотя причина их возникновения еще не вполне ясна, в какой степени на их возникновение влияют такие факторы, как структура топлива, изменение поверхности горения, изменение скорости газов в каналах в ходе процесса и др. Однако

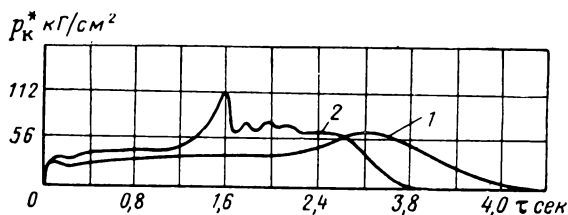


Рис. 6.5. Диаграмма процесса горения:

1—устойчивый процесс; 2—неустойчивый процесс

в ряде случаев в камере возникают колебания давления с большой амплитудой, которая может быть соизмерима с величиной среднего давления при нормальном горении. Колебания носят явно выраженный характер резонансных акустических колебаний.

На рис. 6.5 приведены два графика, один из которых относится к случаю нормального горения, а другой — к случаю неустойчивого, резонансного, горения. Как видим, максимальное давление во втором случае почти вдвое больше нормального; кроме того, заметно сокращается общая продолжительность горения топлива. При неустойчивом, резонансном, горении не только сокращается

период работы двигателя, но возможно и разрушение заряда с последующим взрывом. Если даже горение протекает без взрыва, тем не менее полезный эффект заряда в малых двигателях уменьшается на 10—15%, так как при наличии сопла затрачивается энергия на поддержание колебаний столба газов в камере, увеличивается теплоотдача, растет трение. На наличие потерь энергии при неустойчивом процессе в камере ракетного двигателя мы уже указывали выше, относя эти потери главным образом за счет наличия выходного сопла.

Физическая картина возникновения и поддержания колебаний в РДТТ в основном такая же, как и в случае внутрикамерной высокочастотной неустойчивости в ЖРД со всеми формами колебаний.

Как мы уже указывали, при стационарном процессе в камере всегда имеются микроколебания давления. Увеличение давления (возмущающий фактор, вызванный случайными причинами, например, неоднородностью структуры топлива) образует волну, которая при своем движении в сторону поверхности горения сжимает слои газа вблизи поверхности и уменьшает ширину зон газификации и подготовки в большей или меньшей степени, в зависимости от интенсивности волны.

Увеличение давления и уменьшение ширины зон I и II (см. рис. 5.1 и 5.8) ускоряют процессы разложения, газификации и подготовки и увеличивают скорость горения. Однако вслед за волной давления возникает отраженная волна, а спустя некоторый промежуток времени к поверхности горения подходит следующая волна давления. Если интенсификация процессов разложения топлива и подготовки его к горению, обусловленная первой волной, завершилась к моменту подхода следующей волны давления, то освобождаемая избыточная энергия является источником, который питает и поддерживает колебания. Если период времени между возмущающим фактором (здесь — изменением давления) и его результатом (в данном случае — изменением скорости горения) равен или кратен периоду колебаний возмущающего фактора, то колебания будут поддерживаться и приобретать резонансный характер, так как выделение избыточной энергии осуществляется синхронно, в фазе с колебаниями давления. Таким образом можно с полным основанием считать, что именно наличие времени между моментом возмущения в газе и воздействием этого возмущения на скорость горения и количество выделяющегося тепла является той причиной, которая приводит к поддержанию процесса неустойчивого горения.

Поскольку колебания давления в камере носят акустический характер, очевидно, что неустойчивость процесса зависит от геометрических размеров и конфигурации каналов, а также от свойств среды, поддержание же этого процесса зависит, в первую очередь, от физико-химических свойств топлива. Именно поэтому при изменяющихся в ходе горения геометрических размерах каналов

и камеры (в отличие от ЖРД) устойчивое вначале горение может стать неустойчивым, и наоборот.

Частота колебаний зависит от температуры газа и геометрических размеров камеры и каналов. Опыт показывает, например, что чаще всего неустойчивое горение наблюдается в случае цилиндрического кольцевого заряда с горением по внутренней поверхности, частота же колебаний тем меньше, чем больше диаметр канала (рис. 6.6). В таком заряде неустойчивое горение может стать более устойчивым или вполне устойчивым по мере выгорания топлива. Изменение формы канала может также привести к стабиль-

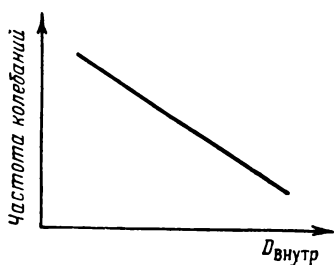


Рис. 6.6. Зависимость частоты колебания от внутреннего диаметра полого цилиндрического заряда

ному горению из-за изменения скорости эрозионного горения (влияние v) и вследствие изменения частоты собственных колебаний. Внутренними факторами, способствующими затуханию возникших колебаний, являются лишь трение и теплоотдача. Поэтому введение специальных стержней, сверление или выполнение при формовке специальных местных радиальных отверстий, как показывают отдельные опыты, стабилизируют горение.

Более склонны к неустойчивому, резонансному, горению топлива, у которых высоко значение показателя давления n и которые более чувствительны к начальной температуре заряда. Высококалорийные топлива, у которых более высокая температура T_k^* продуктов реакции, более склонны к неустойчивому процессу. Равномернее горят топлива с малой теплотворной способностью, с малой величиной скорости горения и с меньшей зависимостью $\omega_{гор}$ от p_k^* , т. е. с малым значением показателя n .

Исследования показывают также, что уменьшение размеров зерен окислителя при неизменной весовой доле окислителя приводят к увеличению скорости горения и повышает склонность к неустойчивому горению.

Начальная температура топлива оказывает двоякое влияние на устойчивость процесса. Чем она выше, тем меньшее влияние оказывают внешние факторы (при заданном давлении) на скорость горения, поэтому устойчивость процесса растет. С другой стороны, увеличение начальной температуры уменьшает энергию активации, которая, как показывают опыты, сильно влияет на устойчивость процесса, а именно: уменьшение энергии активации повышает склонность процесса к неустойчивости.

Повышение давления в камере увеличивает скорость горения и, следовательно, сокращает период преобразования; это благоприятно для устойчивости процесса. Вместе с тем, повышение давления изменяет свойства газовой среды и, следовательно, частоту

собственных акустических колебаний. Уменьшение времени преобразования топлива в газообразные продукты реакции с увеличением p_k^* имеет наибольшее значение.

В случае эрозионного горения увеличение средней скорости горения $\bar{w}_{гор}$ вызывается не только колебаниями давления в камере, но и увеличением продольного градиента скорости. В случае неустойчивого процесса все эти колебания совпадают по фазе.

В РДТТ также наибольшая неустойчивость процесса будет в том случае, когда колеблющаяся зона горения будет находиться вблизи пучности стоячей волны давления. В отличие от ЖРД здесь нет средств для более широкого объемного распределения источников энергии, что способствует ослаблению или устранению неустойчивости.

Теория и опыт дают некоторые средства для борьбы с неустойчивостью процесса РДТТ [54], а именно:

- 1) акустическая интерференция, заключающаяся в выборе геометрических размеров камеры, формы заряда и его рабочих каналов;

- 2) демпфирование колебаний путем увеличения трения и теплоотвода; сюда относятся, в частности, радиальные отверстия в заряде, перпендикулярные рабочим каналам, и специальные стержни в рабочих каналах; этот метод увеличивает потери в двигателе;

- 3) изменение свойств топлива путем добавок сажи, алюминия, окиси алюминия и др. для повышения стабильности горения, путем воздействия на скорость горения, на показатель n и на период преобразования.

Глава VII

ПРОЦЕСС В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В сопле часть энтальпии продуктов сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию. В ракетных двигателях перепад давления в сопле значительно выше критического, поэтому в этих двигателях для достижения высоких коэффициентов полезного действия и, следовательно, высоких скоростей истечения применяют сверхзвуковые сопла.

Реальный процесс течения в сопле весьма сложен. Он сопровождается трением и теплообменом рабочего тела со стенками. Течение в нем не является одномерным, так как параметры газа и его состав по сечению могут быть различными.

Понижение температуры вдоль сопла приводит к уменьшению теплоемкости и к рекомбинации атомов и радикалов, если газ

перед соплом был диссоциирован. Вследствие больших скоростей движения время пребывания рабочего тела в сопле мало (10^{-4} — 10^{-5} сек), что в свою очередь обуславливает весьма быстрое изменение состояния. В связи с этим возникает вопрос: в какой мере равновесен процесс течения в сопле, или иначе, успевают ли за это время совершаться процессы изменения всех видов внутренней энергии молекул и изменения химического состава в соответствии с изменением температуры и давления (здесь определяющее значение имеют колебательные составляющие внутренней энергии).

Соответствие величины энергии движения молекул и температуры означает наличие энергетического равновесия, а соответствие химического состава продуктов сгорания давлению и температуре — наличие химического равновесия.

При течении газообразных продуктов сгорания в большинстве случаев можно считать, что процесс в сопле ракетного двигателя происходит практически равновесно и химически, и энергетически. Это означает, что в каждом сечении сопла успевает установиться такой состав газа и такая величина внутренней энергии, которые соответствуют давлению и температуре в данном сечении. Исключение в этом отношении могут составить очень короткие сопла, когда время пребывания газа мало и поэтому изменения внутренней энергии и химического состава не успевают за изменением температуры и давления. В случае наличия конденсированной фазы возникают дополнительные условия, влияющие на равновесность процесса в сопле (см. ниже § 7.4).

При анализе и расчете процесса течения в сопле часто его идеализируют, пренебрегая трением и теплообменом и принимая его химически и энергетически равновесным. От характеристик такого идеального полностью равновесного изэнтропического процесса к параметрам действительного переходят с помощью поправок.

Вследствие переменности состава и теплоемкости продуктов сгорания вдоль сопла, переменным является и показатель процесса расширения. Поэтому, когда это необходимо, в расчетах и анализе процесса течения рассматривают некоторую среднюю постоянную величину показателя процесса.

7.1. Изменение параметров газа вдоль сопла

Режим работы сопла называется расчетным, если давление газа в выходном сечении p_c равно наружному p_n . Режимы, при которых давление p_c отличается от наружного, являются нерасчетными. Случай $p_c > p_n$ называется режимом недорасширения, а при $p_c < p_n$ — режимом перерасширения.

На режимах недорасширения, как показывает опыт, условия течения внутри сопла не нарушаются и аналогичны таковым на расчетном режиме работы сопла ($p_c = p_n$). Дорасширение струи газа до внешнего давления происходит за соплом, не оказывая влияния на характер течения внутри сопла.

На режимах перерасширения до определенного отношения давлений p_c/p_n условия течения внутри сопла также не отличаются от расчетных. Повышение давления газа в струе на выходе из сопла (от p_c до p_n) происходит через систему скачков, расположенных за соплом. Однако, начиная с некоторой величины p_c/p_n , когда разность давлений ($p_n - p_c$) велика и, следовательно, имеет место большой положительный градиент давления, происходит отрыв пограничного слоя от стенок сопла, а система скачков входит внутрь сопла. Отрыв приводит к изменению распределения внутреннего давления на стенке сопла. За местом отрыва давление повышается, приближаясь к внешнему атмосферному (рис. 7.1). Предельная величина отношения p_c/p_n , начиная с которой происходит отрыв потока от стенок сопла, зависит от ряда факторов — от критериев M и Рейнольдса и от геометрии сопла. В среднем эта величина равна

$$\left(\frac{p_c}{p_n}\right)_{\text{пред}} = 0,2 \div 0,4.$$

Отметим, что в основном ракетные двигатели работают в условиях, когда $p_c/p_n > (p_c/p_n)_{\text{пред}}$, и течение газа с отрывом потока от стенок сопла в этих двигателях встречается редко; поэтому в дальнейшем будет рассматриваться главным образом безотрывное течение газа в сопле.

При сверхкритическом перепаде давления и безотрывном изэнтропическом течении газа внешние факторы (например, изменение внешнего атмосферного давления) не влияют на характер течения в сопле. В этих условиях отношения параметров газа (давления p , температуры T) в любом сечении сопла к тем же параметрам газа перед соплом (в конце камеры сгорания) зависят только от относительной площади данного сечения и показателя процесса k :

$$\frac{p}{p_k} = \varphi_1(\bar{f}, k); \quad \frac{T}{T_k} = \varphi_2(\bar{f}, k).$$

Здесь $\bar{f} = \frac{F}{F_{\text{кр}}}$ — относительная площадь текущего сечения сопла;
 F — площадь текущего сечения сопла.

Для изэнтропического одномерного течения отношение давлений p/p_k^* связано с величиной $\bar{f}$ следующим образом:

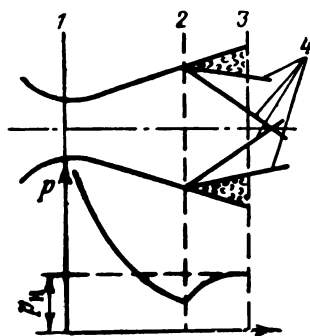


Рис. 7.1. Схема отрыва потока от стенок сопла и изменения давления вдоль сопла при отрыве:
 1 — критическое сечение; 2 — сечение отрыва; 3 — выходное сечение; 4 — скачки уплотнения

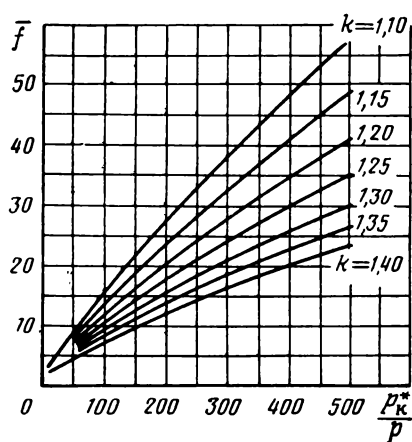


Рис. 7. 2. Зависимость $\bar{f}$ от p_k^*/p

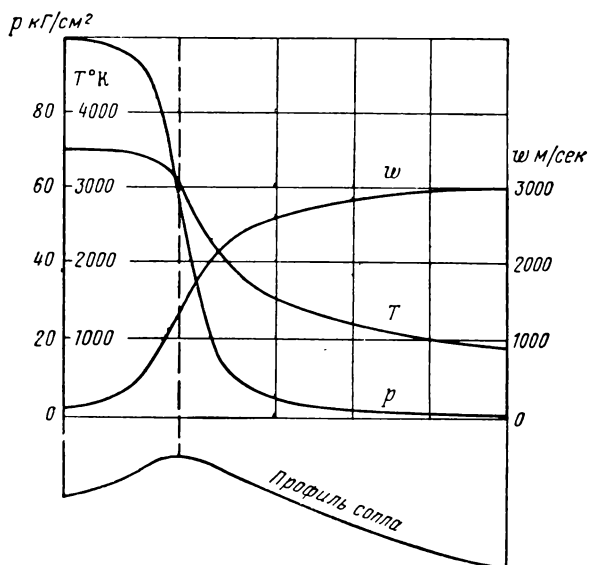


Рис. 7. 3. Изменение параметров газа вдоль сопла

$$\bar{f} = \frac{\sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{\sqrt{\frac{2}{k-1} \left[(p/p_k^*)^{2/k} - (p/p_k^*)^{\frac{k+1}{k}} \right]}}.$$

Зависимость $\bar{f}$ от p_k^*/p представлена на рис. 7.2.

Скорость газа в каждом сечении определяется величиной p/p_k^* и параметрами газа перед соплом:

$$w = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R T_k^* \left[1 - \left(\frac{p}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (7.1)$$

Характер изменения и порядок величин давления, температуры и скорости газа вдоль сопла показаны на рис. 7.3.

Относительную площадь выходного сечения сопла

$$\bar{f}_c = \frac{F_c}{F_{кр}}$$

называют степенью расширения сопла. Следовательно:

$$\frac{p_c}{p_k^*} = \varphi_1(\bar{f}_c; k); \quad \frac{T_c}{T_k^*} = \varphi_2(\bar{f}_c; k).$$

Для сопел с неизменной геометрией ($\bar{f} = \text{const}$ — нерегулируемое сопло) режимы работы остаются подобными при изменении параметров потока на входе в сопло при условии $k = \text{const}$. Иначе говоря, если изменяются в этом случае значения температуры, давления или скорости потока на входе в сопло, то отношения одноименных параметров потока в каких-либо двух сечениях сопла остаются постоянными; неизменны также такие относительные величины, как число M , приведенная скорость и др. В частности, для входного и выходного сечений можно записать

$$\frac{p_c}{p_k^*} = \text{const}; \quad \frac{T_c}{T_k^*} = \text{const}.$$

В случае нерегулируемого сопла при $k = \text{const}$ параметры газа в выходном сечении сопла (как и в любом другом) и скорость истечения газа из сопла определяются лишь параметрами газа в камере. Если увеличить давление p_k^* , то давление в каждом сечении сопла, в том числе и в выходном, изменится прямо пропорционально p_k^* . Если при этом температура и состав газа в камере сгорания останутся постоянными, то скорость газа в любом сечении сопла, в том числе и в выходном, останется неизменной (рис. 7.4).

Выше рассматривалось идеальное изэнтропическое течение газа в сопле. Однако качественно все изложенное относится и к реальному течению (за исключением течения с отрывом потока от стенок сопла).

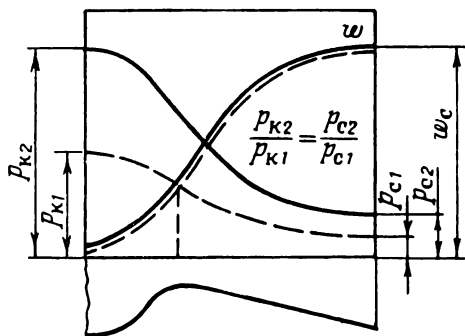


Рис. 7. 4. Изменение параметров газа вдоль сопла при разных давлениях в камере

7. 2. Потери в сопле

В создании тяги участвует осевая составляющая скорости истечения. Поэтому за действительную скорость истечения принимают среднюю величину осевой проекции скорости истечения. Осреднение при этом следует производить из условия сохранения импульса вдоль оси. Эта скорость меньше идеальной скорости при изэнтропическом равновесном

процессе в сопле, вследствие диссипации энергии, которая вызывается энергетической и химической неравновесностью процесса, трением, а также скачками уплотнения, если последние появляются внутри сопла. Уменьшение действительной скорости истечения (по сравнению с идеальной) вызывается также отклонением вектора скорости истечения от оси сопла.

На реальный процесс течения в сопле влияет также теплообмен между газом и стенками; наличие теплообмена сказывается как на трении, так и на термодинамике процесса, в частности, на величине показателя процесса.

Уменьшение скорости истечения по сравнению с идеальной принято называть потерями в сопле. Влияние потерь на скорость истечения учитывают с помощью коэффициента сопла φ_c , равного отношению действительной скорости к скорости истечения при равновесном изэнтропическом процессе истечения. Для сопел ракетных двигателей $\varphi_c = 0,95 \div 0,98$.

При рассмотрении потерь в сопле условно можно их разделить на потери, вызванные энергетической и химической неравновесностью (потери на неравновесность); потери, вызванные трением (потери на трение); потери, вызванные скачками уплотнения (волновые потери); потери, вызванные непараллельностью потока на выходе из сопла (потери на непараллельность).

Как отмечалось, при отсутствии конденсированной фазы в продуктах сгорания в большинстве случаев процесс течения в сопле проходит энергетически и химически равновесно. Далее, при правильно спроектированном контуре сопла скачки уплотнения внутри сопла обычно отсутствуют (имеются в виду режимы безотрывного течения).

Поэтому в дальнейшем будем рассматривать только потери на трение и на непараллельность. Для анализа этих потерь коэффициент сопла представим в виде произведения *

$$\varphi_c = \varphi_r \varphi_a,$$

где φ_r и φ_a — коэффициенты, учитывающие уменьшение скорости истечения из-за трения и непараллельности вектора скорости оси сопла.

Потери на трение зависят от состояния поверхности (шероховатости) и несколько уменьшаются с ростом числа Рейнольдса. На величину этих потерь влияет теплообмен между газами и стенкой — наличие теплоотдачи от газа в стенку увеличивает потери на трение. При прочих равных условиях потери на трение растут с увеличением поверхности сопла, поэтому эти потери возрастают с уменьшением угла конуса выходной закритической части. Для гладких сопел величина φ_r в среднем равна 0,97—0,99.

Рассмотрим потери на непараллельность. В идеальном случае, а также при специальном профилировании расширяющегося участка сопла течение на срезе сопла осевое; потери в величине удельной тяги из-за неоднородности течения равны нулю и $\varphi_a = 1$ (рис. 7.5, а). В случае осесимметричного конусного сопла векторы скорости всех элементарных струек, кроме центральной, наклонены к оси под некоторым углом, зависящим от угла раствора сопла α_2 и от удаления струи от оси (рис. 7.5, б). В создании тяги участвует только осевая составляющая скорости. Чем больше угол α_2 , тем выше потери на непараллельность. Величина φ_a приближенно может быть найдена по формуле

$$\varphi_a = \frac{w_c}{(w_c)_{\alpha_2=0}} = 0,5 \left(1 + \cos \frac{\alpha_2}{2} \right).$$

При выводе этой формулы принято, что скорости отдельных струек на выходе из сопла одинаковы по величине и направлены вдоль прямых, выходящих из вершины конуса.

Значения φ_a для различных углов раствора приведены в табл. 7.1.

Противоположное влияние угла раствора α_2 на потери на трение и непараллельность течения приводит к тому, что коэффициент φ_c сопла имеет максимум при некотором оптимальном угле раствора (рис. 7.6).

Т а б л и ц а 71.

α_2	0	8	12	16	20	24	28	32	36	40
φ_a	1,000	0,999	0,997	0,995	0,992	0,989	0,985	0,981	0,976	0,970

* Такой прием допустим ввиду малости отдельных потерь.

Величина оптимального угла α_2 зависит от формы закритической части сопла, т. е. способа профилирования и степени расширения $\bar{f}_c$. При уменьшении степени расширения сопла оптимальное значение угла α_2 уменьшается, а значение коэффициента φ_c несколько увеличивается, так как влияние потерь на трение становится меньше.

По профилю расширяющейся части различают простые конические и профилированные сопла. В первом случае угол конуса закритической части постоянен по длине и для таких сопел оптимальный угол α_2 находится в пределах 18—25°. Такие сопла просты в изготовлении, однако при оптимальных углах α_2 они имеют срав-

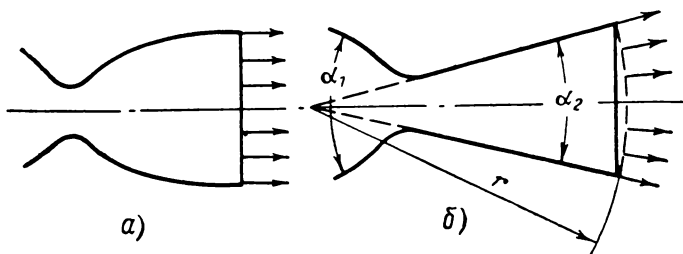


Рис. 7.5. К определению потерь на непараллельность:

а—профилированное сопло с осевым течением на выходе; б—простое коническое сопло

нительно большую длину, увеличение же α_2 они всегда приемлемо, так как при этом из-за роста потерь на непараллельность понижается удельная тяга двигателя.

Относительно небольшой длины сопла, не повышая угла α_2 , можно получить, если угол выходной части сопла сделать переменным, увеличивающимся к критическому сечению. Однако следует иметь в виду, что профиль сопла в этом случае не может быть произвольным, поскольку при резком изменении направления сверхзвукового потока газа возможно появление скачков уплотнения внутри сопла. Задачей профилирования является обеспечение возможно более равномерного потока на выходе из сопла с осевым направлением элементарных струек. Контур таких сопел профилируют специальными методами газовой динамики (методом характеристик). Однако при угле $\alpha_2=0$ сопло имеет относительно большую длину. В ракетных двигателях нет необходимости обеспечивать строго осевой поток на выходе из сопла, поскольку при значениях $\alpha_2 < 15 \div 20^\circ$ уменьшение удельной тяги из-за потерь на непараллельность составляет менее 1% (см. табл. 7.1), а неравномерность потока в этом случае незначительна. Поэтому профилированные сопла ракетных двигателей имеют $0 < \alpha_2 < 20^\circ$, что приводит к заметному уменьшению длины сопла по сравнению с простыми коническими (рис. 7.7) и к некоторому уменьшению гидравли-

ческих потерь. Профилированные сопла имеют несколько большие величины φ_c (на 1—2%), чем простые конические.

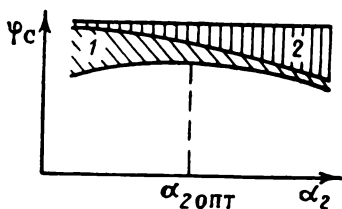


Рис. 7.6. Зависимость φ_c от угла α_2 :

1—потери на трение; 2—потери на непараллельность

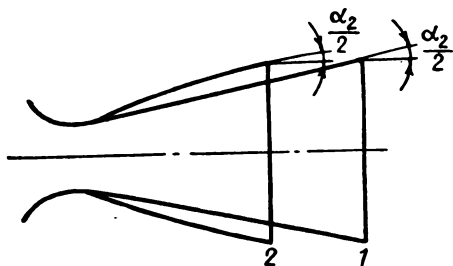


Рис. 7.7. Сравнение сопел, имеющих одинаковый угол α_2 :

1—простое коническое сопло; 2—профилированное сопло

7.3. Тяга и удельная тяга на различных режимах работы сопла

Если увеличивать степень расширения сопла, то это приведет к росту скорости истечения, а следовательно, и первого члена в формуле тяги (1.5), а также к уменьшению давления p_c и, следовательно, к одновременному уменьшению второго члена; уменьшение $\bar{f}_c$, очевидно, дает обратный результат.

Найдем оптимальное значение выходного сечения сопла (или, что то же самое, давления p_c), при котором тяга двигателя имеет наибольшую величину. Рассмотрим силы, действующие на стенки сопла, пренебрегая силами трения; этими силами будут внутреннее давление газа и внешнее давление среды.

На расчетном режиме характер распределения давлений вдоль сопла будет таким, как это показано на рис. 7.8, а. Сопло, работающее на режиме перерасширения ($p_c < p_n$), при том же давлении p_n^* должно иметь большую степень расширения. Следовательно, к исходному соплу необходимо добавить участок Δx_1 (рис. 7.8, б), к которому приложена сила ΔP_1 — равнодействующая сил внешнего и внутреннего давления, направленная в сторону, обратную на-

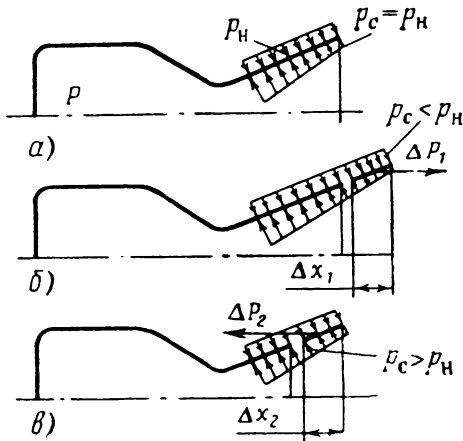


Рис. 7.8. К определению оптимального режима работы сопла

правлению силы тяги. Следовательно, тяга двигателя, а также и его удельная тяга на режиме перерасширения будут меньше ее величины на расчетном режиме:

$$\Delta P_{\text{пер}} = P_{\text{расч}} - \Delta P_1.$$

Сопло, работающее на режиме недорасширения ($p_c < p_n$), должно быть короче расчетного на некоторый участок Δx_2 (рис. 7.8, в).

Нетрудно видеть, что сила ΔP_2 , действующая на этот отброшенный участок, направлена в сторону тяги двигателя. Следовательно, тяга двигателя на режиме недорасширения меньше тяги на расчетном режиме работы сопла:

$$P_{\text{нед}} = P_{\text{расч}} - \Delta P_2.$$

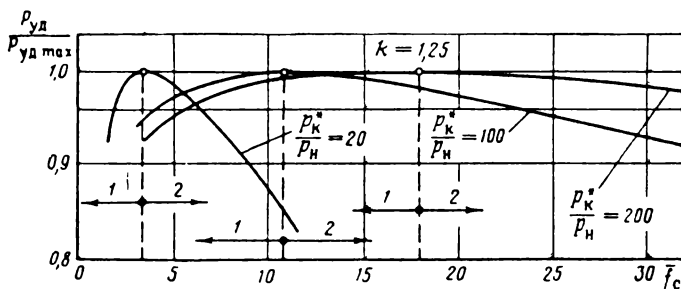


Рис. 7.9. Влияние f_c на удельную тягу:

1—недорасширение; 2—перерасширение

Итак, ракетный двигатель при данном давлении в камере развивает наибольшую тягу и удельную тягу при расчетном режиме сопла, т. е. при расширении газа до внешнего давления среды*.

Увеличение или уменьшение степени расширения сопла по отношению к оптимальной величине приводит к потере в удельной тяге.

Полученный результат иллюстрируется рис. 7.9. Данные рис. 7.9 получены без учета отрыва потока от стенок сопла, который будет иметь место при значительном перерасширении. При перерасширении наличие отрыва ведет к увеличению тяги и, следовательно, удельной тяги двигателя. В этом нетрудно убедиться, если сравнить эпюры давления на стенки (рис. 7.10).

Результаты анализа работы сопла на различных режимах используются при подборе сопла к двигателю. Если двигатель работает на постоянной высоте ($p_n = \text{const}$) и на постоянном режиме

* Этот результат получен нами при пренебрежении силами трения. При учете этих сил оптимальным оказывается сопло, работающее с некоторым недорасширением. Это объясняется тем, что при укорочении сопла, рассчитанного на полное расширение, уменьшается сила трения.

($p_k^* = \text{const}$), то подбор сопла из условия получения наибольшей удельной тяги не вызывает трудностей; в этом случае наивыгоднейшим будет сопло, рассчитанное на оптимальную степень расширения. Однако при большом располагаемом перепаде давления p_k^*/p_n потребное значение $\bar{f}_c$ и, следовательно, размеры сопла могут оказаться очень большими. В таком случае часто выходное сечение выбирается меньше оптимальной величины, поскольку при больших p_k^*/p_c некоторое уменьшение $\bar{f}_c$ по отношению к оптимальному значению приводит лишь к незначительному уменьшению удельной тяги. Это видно, например, из данных рис. 7.9. Так, если

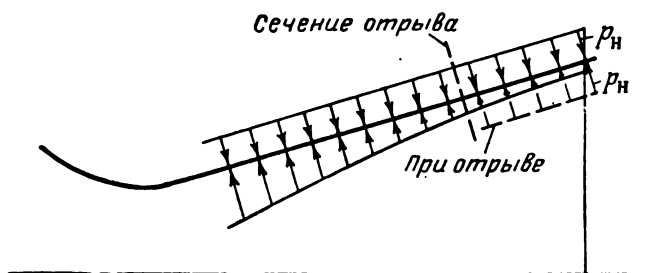


Рис. 7.10. Эпюры давления на стенки сопла без отрыва потока от стенок сопла и при отрыве

при располагаемом перепаде давления $p_k^*/p_n = 200$ выходное сечение сопла (или, что то же, величину $\bar{f}_c$) уменьшить вдвое по сравнению с оптимальным значением, то удельная тяга упадет менее, чем на 2%. Если же вдвое против оптимального значения уменьшить выходное сечение сопла при располагаемом перепаде давления, равном 20, то это приведет к уменьшению удельной тяги примерно на 6%.

Как правило, ракетный двигатель работает при переменных режимах и на разных высотах, поэтому оптимальным будет такое сопло, которое обеспечивает наибольшую суммарную экономичность на всем участке полета аппарата с учетом габарита и веса двигателя. Точный расчет наивыгоднейшего сопла в этом случае сложен. При проектировании следует знать диапазон высот, в интервале которых работает двигатель, и длительность работы на различных участках высот.

При приближенных оценках часто исходят из статистических данных. Например, для двигателей одноступенчатых ракет принимают давление $p_c = 0,4 \div 0,8$ ата в зависимости от максимальной высоты активного участка. Для сопел двигателей верхних ступеней принимают меньшие значения давления.

7.4. Особенности течения в соплах гетерогенной смеси продуктов сгорания

При наличии в топливе металлических элементов продукты сгорания, помимо газов, могут содержать и конденсированные вещества (твердые или жидкие) — продукты окисления металлов (например, Al_2O_3 , MgO , BeO и др.).

В этом случае по соплу течет поток газа, в котором взвешены конденсированные частицы. По мере движения по соплу газ, расширяясь, ускоряется, давление и температура его понижаются. Конденсированные частицы увлекаются газом и также разгоняются; вследствие теплообмена с газом температура их понижается.

В общем случае температуры и скорости газа и конденсированных частиц могут быть неодинаковыми. Соотношение между их скоростями и температурами сказывается на параметрах процессов в сопле. Нужно иметь в виду, что если скорость обеих фаз различна, то для правильной оценки эффективности двигателя, т. е. для подсчета тяги и удельной тяги, следует рассматривать среднemasовую скорость истечения, равную

$$w_c = \frac{w_{ci}G_i + w_{cj}G_j}{G_i + G_j},$$

где w_{ci} , G_i — скорость истечения и весовой расход газа;
 w_{cj} , G_j — те же величины для конденсированных частиц.

Обозначим через g_j весовую долю конденсированных частиц:

$$g_j = \frac{G_j}{G_i + G_j}.$$

Тогда

$$w_c = (1 - g_j)w_{ci} + g_jw_{cj}. \quad (7.2)$$

Можно представить два крайних случая процесса течения в сопле гетерогенного рабочего тела:

1. Полное тепловое и динамическое равновесие между газовой и конденсированной фазами; при этом скорости и температуры обеих фаз в каждом сечении одни и те же. Данный случай может быть реализован лишь при очень малых размерах конденсированных частиц, когда интенсивность теплообмена частиц с газом велика, а масса этих частиц мала.

2. Конденсированные частицы не обмениваются с газом ни теплом, ни количеством движения, поэтому скорость их практически равна нулю, а температура постоянна по соплу и равна температуре в камере; это случай полного отсутствия теплового и динамического равновесия между фазами, возможный при очень больших размерах частиц.

В действительности реализуется некоторый промежуточный случай; в зависимости от размеров конденсированных частиц действительный процесс приближается к первому или второму крайним

случаям. Последнее иллюстрируется рис. 7.11, где показано изменение отставания скорости конденсированных частиц $\left(\frac{w_i - w_j}{w_i}\right)$ по длине сопла в зависимости от их размера [22].

Представление о возможных размерах конденсированных частиц, получающихся при сгорании твердых топлив с присадками алюминия, можно составить по данным рис. 7.12 [22].

Рассмотрим одномерное течение гетерогенного рабочего тела. Для простоты пренебрежем трением и теплообменом со стенками; химический состав и теплоемкость обеих фаз примем неизменными

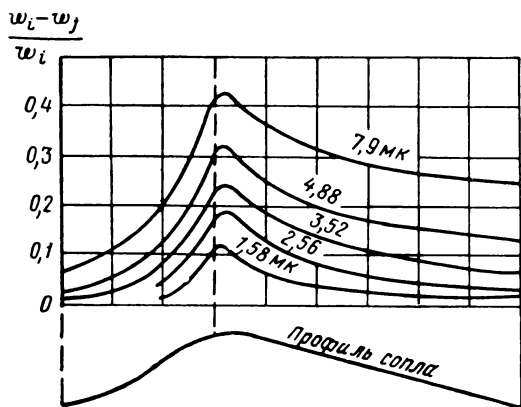


Рис. 7.11. Отставание скорости конденсированных частиц

вдоль сопла и весовую долю конденсата постоянной. Уравнение энергии потока гетерогенного рабочего тела при постоянной величине g_j и отсутствии теплообмена со стенками имеет вид:

$$(1 - g_j) I_{ki} + g_j I_{kj} = (1 - g_j) \left(A \frac{w_{ci}^2}{2g} + I_{ci} \right) + g_j \left(A \frac{w_{cj}^2}{2g} + I_{cj} \right). \quad (7.3)$$

Здесь I_{ki} , I_{kj} — энтальпии газа и конденсированных частиц перед соплом (в конце камеры сгорания);

I_{ci} , I_{cj} — те же величины в выходном сечении сопла.

Для случая равновесного истечения $w_i = w_j = w$; $T_i = T_j = T$. Поэтому при наличии теплового и динамического равновесия между фазами

$$w_c = \sqrt{\frac{2g}{A} [(1 - g_i) c_{pi} + g_j c_j] (T_k^* - T_c)},$$

где c_{pi} , c_j — теплоемкости газовой и конденсированной фаз.

После ряда преобразований (при отсутствии трения и неизменности химического состава и теплоемкости) последняя формула приводится к виду

$$w_c = \sqrt{2g \frac{k_{эфф}}{k_{эфф} - 1} R (1 - g_j) T_k^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k_{эфф} - 1}{k_{эфф}}} \right]}, \quad (7.4)$$

где $k_{эфф} = \frac{(1 - g_j) c_{pi} + g_j c_j}{(1 - g_j) c_{vi} + g_j c_j}$ — эффективное значение показателя процесса при расширении гетерогенного рабочего тела;
 R — газовая постоянная, вычисленная по составу газовой фазы.

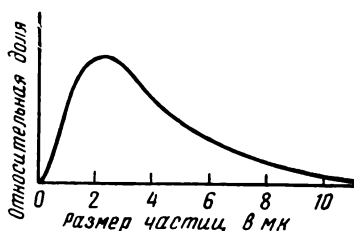


Рис. 7.12. Измеренное распределение конденсированных частиц по размерам

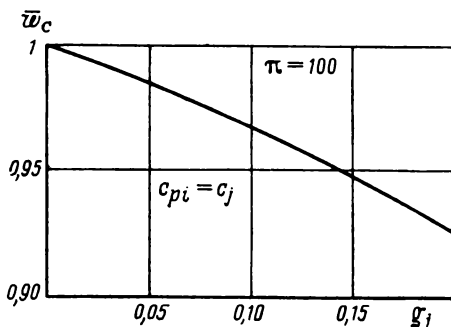


Рис. 7.13. Зависимость $\bar{w}_c$ от g_j

Проследим, пользуясь формулой (7.4), как наличие конденсированной фазы влияет на величину скорости истечения при равновесии между фазами. Для этого рассмотрим величину $\bar{w}_c$, равную отношению скорости истечения гетерогенной смеси к скорости истечения гомогенной газовой смеси при равных температурах в камере сгорания и равных отношениях давления в сопле. Из зависимости этой величины от весовой доли конденсированной фазы g_j (рис. 7.13) видно, что наличие конденсированной фазы отрицательно сказывается на скорости истечения даже при равновесном процессе; однако из этого не следует делать ошибочный вывод, что применение металлических элементов, дающих конденсированные окислы, является вообще нежелательным. Как отмечалось выше (гл. III), во многих случаях их введение в топливо настолько существенно повышает теплотворную способность топлива, что этот эффект превалирует над понижением термического к. п. д. из-за ухудшения свойств продуктов сгорания, в том числе и из-за присутствия конденсированной фазы.

Рассмотрим второй крайний случай: отсутствуют теплообмен и обмен количеством движения между фазами; скорость конденсированных частиц равна нулю, а их температура неизменна и равна температуре в камере. Это означает, что конденсированные частицы не выходят из камеры сгорания, не отдавая при этом своей энергии газу. Из сопла вытекает только газовый поток, и скорость его истечения в этом случае будет такой же, как и в случае гомогенной смеси продуктов сгорания. Среднемассовая же скорость истечения выразится формулой

$$w_c = (1 - g_j) \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_k^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (7.5)$$

Рассмотрим еще один случай процесса в сопле; будем считать, что скорости обеих фаз равны (динамическое равновесие), но теплообмен между фазами отсутствует и температура конденсированной фазы постоянна и равна температуре в камере (тепловое равновесие полностью отсутствует). Из уравнения (7.3) для этого случая можно получить выражение

$$w_c = \sqrt{(1 - g_j) 2g \frac{k}{k-1} RT_k^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (7.6)$$

Скорость истечения при отсутствии равновесности процесса, как отмечалось, меньше скорости при равновесном процессе. Поэтому, если в гетерогенной смеси продуктов сгорания отсутствует динамическое и тепловое равновесие и скорости и температуры обоих веществ в сопле различны, то это приведет к дополнительным потерям в скорости истечения, а следовательно, и в удельной тяге. Потери на неравновесность процесса (в данном случае имеется в виду тепловое и динамическое равновесие между фазами) будем характеризовать коэффициентом φ_n , равным отношению скоростей истечения при неравновесном и равновесном процессах.

В случае полного отсутствия и динамического, и теплового равновесия коэффициент φ_n будет равен отношению скоростей, вычисленных соответственно по формулам (7.5) и (7.4), а при полном отсутствии только теплового равновесия будет равен отношению скоростей, вычисленных по формулам (7.6) и (7.4) (рис. 7.14). В зависимости от размеров частиц действительное значение φ_n будет лежать между единицей и величиной, определяемой нижней кривой рис. 7.14, и может быть получено из опытных данных. По некоторым исследованиям ракетных двигателей на твердом топливе с присадками алюминия потери, вызванные неравновесностью между фазами, составляют 2—4% [22]. Следовательно, в этом случае при подсчете действительной скорости истечения по известной

величине скорости истечения изэнтропического процесса коэффициент сопла φ_c , найденный для сопла при истечении гомогенного газового потока (см. § 7.2), должен быть уменьшен на 2—4 %.

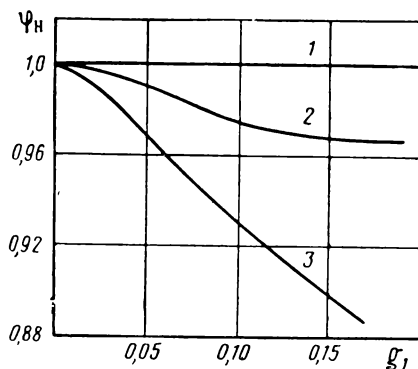


Рис. 7.14. Зависимость φ_n от g_j :

1—полностью равновесное истечение; 2—скорости фаз одинаковы; температура конденсированной фазы неизменна; 3—полное отсутствие теплового и динамического равновесия между фазами

Глава VIII

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ГОРЕНИЯ И ИСТЕЧЕНИЯ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

8.1. Общие положения

Для расчета процесса в ракетном двигателе, определения его удельных параметров и геометрических размеров необходимо знать состав, температуру, давления и скорости продуктов сгорания в камере сгорания и в различных сечениях сопла. Указанные величины определяются с помощью термохимических и термодинамических зависимостей, т. е. путем термодинамического расчета горения и истечения.

Компоненты ракетных топлив в общем случае могут содержать различные элементы: С, Н, Li, В, О, F и др. Эти же элементы могут содержаться и в унитарных топливах, способных к экзотермическим реакциям разложения или рекомбинации.

Реакции окисления, как отмечалось, условно могут быть представлены как обмен электронами на внешней электронной оболочке атомов.

При образовании продуктов полного окисления горючие элементы отдают все свои внешние электроны, а окислительные элементы дополняют число внешних электронов до восьми. Число электронов, отдаваемых или приобретаемых элементом при химической реакции, определяет его валентность. Таким образом валентность горючих элементов в продуктах полного окисления i_T равна числу их электронов n , а валентность окислительных элементов $i_{ок}$ равна $8-n$, где n — число электронов на внешней электронной оболочке.

Для ряда элементов число электронов n приведено в табл. 8.1.

Т а б л и ц а 8.1

**Число электронов на внешней оболочке
и валентность некоторых элементов**

Элемент	H	Li	Mg	Be	B	Al	C	Si	O	F	Cl
Число электронов	1	1	2	2	3	3	4	4	6	7	7
Валентность в продуктах полного окисления	1	1	2	2	3	3	4	4	2	1	1

Пользуясь указанными определениями, нетрудно найти продукты полного окисления для различных комбинаций из окислительных и горючих элементов, считая $i_T = i_{ок}$. Некоторые из них даны в табл. 8.2.

Т а б л и ц а 8.2

Продукты полного сгорания

Горючий элемент \ Окислительный элемент	H	Li	K	Mg	Be	B	Al	C
O	H ₂ O	Li ₂ O	K ₂ O	MgO	BeO	B ₂ O ₃	Al ₂ O ₃	CO ₂
F	HF	LiF	KF	MgF ₂	BeF ₂	BF ₃	AlF ₃	CF ₄

При недостатке окислительного элемента образуются продукты неполного окисления. Так, при недостатке кислорода, помимо CO₂, образуется CO. В ряде случаев при недостатке окислителя часть горючего элемента окисляется в продукт полного окисления, а

остальная часть присутствует в неокисленном виде. Так, при недостатке кислорода, водород частично образует H_2O и частично остается в форме H_2 ; литий со фтором при недостатке фтора образует LiF и Li .

Для топлив, состоящих из элементов H , C , N и O , продуктами полного окисления будут H_2O и CO_2 . Азот окисляется кислородом лишь при высоких температурах, причем реакция его окисления эндотермическая, т. е. сопровождается поглощением тепла. В обычных условиях азот в реакцию не вступает и в продуктах полного сгорания присутствует в молекулярном состоянии N_2^* .

8. 2. Элементарный состав. Условная химическая формула

Состав вещества в весовых долях отдельных элементов называется элементарным составом. Общая формула для весовой доли отдельного (k -го) элемента в веществе имеет вид

$$b_k = \frac{a_k A_k}{\mu},$$

здесь b_k — весовая доля k -го элемента;

a_k — число атомов данного элемента в молекуле рассматриваемого соединения;

A_k — атомный вес этого элемента.

Если ограничиться пока элементами H , C , N и O , то в общем случае химическая формула вещества имеет вид



Тогда элементарный состав будет

$$\begin{aligned} b_C &= \frac{12m}{\mu}; \quad b_H = \frac{n}{\mu}; \quad b_O = \frac{16p}{\mu}; \\ b_N &= \frac{14q}{\mu}; \end{aligned} \quad (8.1)$$

здесь $\mu = 12m + n + 16p + 14q$ — молекулярный вес вещества;

b_C , b_H , b_O , b_N — весовые доли углерода, водорода, кислорода и азота.

Если топливо или его компонент представляет собой комбинацию нескольких веществ, то весовая доля отдельного (k -го) элемента найдется так:

$$b_k = \sum g_i b_{ki},$$

где b_k — весовая доля k -го элемента в смеси;

* Исключение составляют некоторые топлива, продукты реакции которых включают нитриды ряда элементов, например, нитрид бора BN .

g_i — весовая доля отдельного (i -го) вещества в смеси;
 b_{ki} — весовая доля k -го элемента в i -ом веществе.

Для смеси из веществ, состоящих из элементов Н, С, О и N, элементарный состав найдется следующим образом:

$$\begin{aligned} b_C &= \sum g_i b_{Ci}; & b_H &= \sum g_i b_{Hi}; \\ b_O &= \sum g_i b_{Oi}; & b_N &= \sum g_i b_{Ni}; \end{aligned}$$

здесь b_{Ci} , b_{Hi} , b_{Oi} , b_{Ni} — весовые доли элементов в отдельном (i -ом) веществе;

g_i — весовая доля отдельного (i -го) вещества в смеси.

Если топливо состоит из окислителя и горючего и известны соотношения компонентов χ и элементарный состав обоих компонентов, то весовая доля отдельного (k -го) элемента в топливе найдется так:

$$b_k = \frac{b_{k\Gamma} + \chi b_{k\text{ок}}}{1 + \chi}. \quad (8.2)$$

Для топлива, состоящего из элементов Н, С, О и N, элементарный состав топлива определяется следующими уравнениями:

$$\left. \begin{aligned} b_C &= \frac{b_{C\Gamma} + \chi b_{C\text{ок}}}{1 + \chi}; & b_H &= \frac{b_{H\Gamma} + \chi b_{H\text{ок}}}{1 + \chi}; \\ b_O &= \frac{b_{O\Gamma} + \chi b_{O\text{ок}}}{1 + \chi}; & b_N &= \frac{b_{N\Gamma} + \chi b_{N\text{ок}}}{1 + \chi}. \end{aligned} \right\} \quad (8.3)$$

Когда компоненты представляют собой смеси индивидуальных веществ, то для некоторых расчетов удобно использовать условную химическую формулу данного компонента. Такую формулу можно построить разным способом. Например, удобно определять ее, исходя из числа атомов различных элементов, приходящихся на 100 весовых единиц рассматриваемого компонента. Тогда условная химическая формула будет иметь вид:

$$C_m H_n O_p N_q \dots,$$

где

$$m = \frac{100b_C}{12}; \quad n = \frac{100b_H}{1}; \quad p = \frac{100b_O}{16}; \quad q = \frac{100b_N}{14},$$

а b_C , b_H , b_O , b_N — весовые доли соответствующих элементов в данном компоненте.

8.3. Теоретическое соотношение компонентов χ_0

Расчетная формула для определения χ_0 может быть написана на основании следующего.

Пусть i_r^r — сумма валентностей горючих элементов в молекуле горючего;

$i_r^{ок}$ — сумма валентностей окислительных элементов в молекуле горючего;

тогда $i_r^r - i_r^{ок}$ — число свободных валентностей горючих элементов в молекуле горючего;

$\frac{i_r^r - i_r^{ок}}{\mu_r}$ — число свободных валентностей горючих элементов в 1 кг горючего.

Далее пусть $i_{ок}^{ок}$ — сумма валентностей окислительных элементов в молекуле окислителя и $i_{ок}^r$ — сумма валентностей горючих элементов в молекуле окислителя;

тогда $\frac{i_{ок}^{ок} - i_{ок}^r}{\mu_{ок}}$ — число свободных валентностей окислительных элементов в 1 кг окислителя.

Так как

$$x_0 \frac{i_{ок}^{ок} - i_{ок}^r}{\mu_{ок}} = \frac{i_r^r - i_r^{ок}}{\mu_r}, \quad (8.4)$$

то

$$x_0 = \frac{i_r^r - i_r^{ок}}{i_{ок}^{ок} - i_{ок}^r} \frac{\mu_{ок}}{\mu_r}. \quad (8.5)$$

Если компонент представляет собой смесь индивидуальных веществ, то при определении сумм валентностей удобно исходить из условной химической формулы.

Величина x_0 для ряда топлив дана в табл. 8.3.

Часто для определения величины x_0 пользуются формулой, основанной на весовых долях элементов. Однако это удобно, когда число возможных элементов в топливе ограничено.

Если окислительным элементом является кислород и химические формулы окислителя и горючего известны



то

$$\begin{aligned} i_r^r - i_r^{ок} &= 4m_r + n_r - 2p_r; \\ i_{ок}^{ок} - i_{ок}^r &= 2p_{ок} - 4m_{ок} - n_{ок}; \\ x_0 &= \frac{4m_r + n_r - 2p_r}{2p_{ок} - 4m_{ок} - n_{ок}} \frac{\mu_{ок}}{\mu_r}. \end{aligned} \quad (8.6)$$

Учитывая, что

$$\frac{4}{\mu} m = \frac{b_C}{3}, \quad \frac{n}{\mu} = b_H, \quad \frac{2p}{\mu} = \frac{b_O}{8},$$

Т а б л и ц а 8.3

Теоретическое соотношение компонентов

Окислитель	Горючее	α_0	Окислитель	Горючее	α_0
HNO ₃	керосин	5,34	O ₂	N ₂ H ₄	1,0
96% HNO ₃	керосин	5,57	O ₂	H ₂	7,95
HNO ₃	тонка	4,67	F ₂	керосин	8,05
HNO ₃	N ₂ H ₄	1,97	F ₂	NH ₃	3,36
HNO ₃	B ₅ H ₉	4,8	F ₂	N ₂ H ₄	2,37
N ₂ O ₄	керосин	4,88	F ₂	B ₅ H ₉	7,24
N ₂ O ₄	тонка	4,26	OF ₂	керосин	5,75
N ₂ O ₄	N ₂ H ₄	1,44	OF ₂	N ₂ H ₄	1,68
C (NO ₂) ₄	керосин	6,92	OF ₂	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	3,6
O ₂	75% C ₂ H ₅ OH	1,56	OF ₂	B ₅ H ₉	5,13
O ₂	C ₂ H ₅ OH	2,072	ClF ₃	N ₂ H ₄	2,88
O ₂	керосин	3,39	ClF ₃	B ₅ H ₉	8,76
H ₂ O ₂	керосин	7,18	KClO ₄	тяжелые нефтепродук- ты	7,0
90% H ₂ O ₂	керосин	7,98	NH ₄ ClO ₄		9,5
80% H ₂ O ₂	керосин	8,9	NaNO ₃		6,7

формулу (8.6) можно написать в форме

$$\alpha_0 = \frac{\frac{8}{3} b_{C_r} + 8b_{H_r} - b_{O_r}}{b_{O_{ок}} - \frac{8}{3} b_{C_{ок}} - 8b_{H_{ок}}} . \quad (8.7)$$

Для характеристик некоторых унитарных топлив, как отмечалось выше, представляет интерес величина коэффициента избытка кислорода α_{O_2} , равная отношению действительного содержания кислорода к необходимому для полного окисления горючих элементов.

Если известен элементарный состав вещества (например, b_C , b_H , b_N и b_O), то α_{O_2} нетрудно найти. Действительное содержание кислорода в 1 кг топлива равно b_O . Необходимое количество кислорода для полного окисления горючих элементов равно $\frac{8}{3} b_C + 8b_H$, тогда

$$\alpha_{O_2} = \frac{b_O}{\frac{8}{3} b_C + 8b_H} . \quad (8.8)$$

8.4. Состав продуктов сгорания

Состав продуктов сгорания конкретного топлива зависит от температуры и давления.

Влияние температуры сказывается на диссоциации продуктов сгорания, что в свою очередь приводит к уменьшению температуры сгорания и понижает термический КПД и скорость истечения газов из сопла.

Диссоциация практически ощутима, начиная с температур порядка 2000°K .

При очень высоких температурах ($T > 5000^{\circ}\text{K}$) может происходить также и ионизация газов, т. е. отрыв электронов от атомов; в этом случае в продуктах сгорания присутствуют, кроме нейтральных атомов и молекул, также ионы и электронный газ.

Диссоциация приводит к увеличению числа молей, а следовательно, и объема продуктов сгорания, поэтому рост давления, препятствующий росту объема, понижает степень диссоциации продуктов сгорания и приводит к повышению температуры сгорания. При тех же значениях давления, которые встречаются в камере сгорания ракетных двигателей, влияние давления на диссоциацию невелико (см., например, рис. 8.6).

Состав продуктов сгорания зависит также от степени полноты реакции (полноты сгорания). Термодинамический расчет ведется в предположении, что состав продуктов является химически равновесным при данных температуре и давлении.

При относительно низких температурах в состав продуктов сгорания будут входить устойчивые в этих условиях продукты полного окисления (H_2O , CO_2 , HF и др.), неполного окисления (например, CO), а также молекулы (или атомы) тех или иных элементов (H_2 , N_2 , O_2 , Li , B и др.).

Конкретный состав определяется исходным составом топлива. Например, для топлива, состоящего из элементов H , C , O и N , при низких температурах в состав продуктов сгорания входят следующие газы:

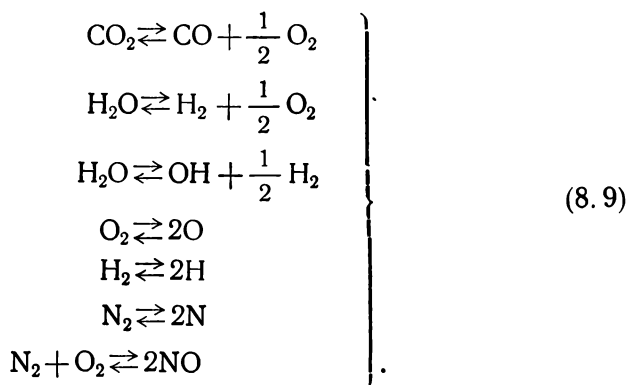
при $\alpha = 1$ — H_2O , CO_2 , N_2 ; при $\alpha > 1$ — H_2O , CO_2 , N_2 , O_2 ;

при $\alpha < 1$ — H_2O , CO_2 , N_2 , H_2 , CO .

При значительном недостатке кислорода могут образовываться, кроме того, низшие углеводороды (CH_4 , C_2H_6), а также свободный углерод.

Состав продуктов сгорания при высоких температурах отличается от состава при низких температурах из-за диссоциации. Если рассматривать топлива, состоящие из элементов H , C , O и N , то помимо указанных выше газов, как показывают расчеты и опыт, при температурах выше 2000°K в продукты сгорания входят дополнительно еще и следующие газы: OH , O , H , NO и N . При очень высоких температурах возможно появление свободного углерода.

Появление этих газов (Н, С, О, N и др.) является результатом диссоциации сложных соединений на более простые:

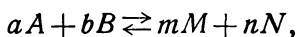


Хотя последняя реакция не является в полном смысле реакцией диссоциации, но она сопровождается поглощением тепла и с ростом температуры смещается вправо.

Из реакций (8.9) следует, что при высоких температурах продукты неполного окисления (СО и Н₂) и кислород (О₂) могут получаться как при $\alpha < 1$, так и при $\alpha > 1$. Относительное содержание отдельных газов зависит от коэффициента избытка окислителя и изменяется с температурой.

Изменение равновесного состава продуктов сгорания с температурой показано на рис. 8.1.

В состоянии химического равновесия количества отдельных газов в реагирующей смеси находятся в строго определенном соотношении, вытекающем из уравнения химического равновесия (уравнения константы равновесия). Так, для реакции



где A, B, M, N — реагирующие вещества;

a, b, m, n — стехиометрические коэффициенты, уравнение химического равновесия имеет вид:

$$K_p = \frac{p_M^m p_N^n}{p_A^a p_B^b}. \quad (8.10)$$

Здесь K_p — константа равновесия;

p_M, p_N, p_A, p_B — парциальные давления соответствующих веществ.

В сложной смеси газов одновременно могут протекать несколько химических реакций. Каждая химическая реакция описывается своим уравнением химического равновесия. Однако, поскольку отдельные газы могут участвовать одновременно в нескольких реакциях, то количество того или иного газа определяется совокупностью уравнений химического равновесия, описывающих те реакции,

в которых участвует данное соединение. Количество независимых уравнений, описывающих химическое равновесие сложной смеси газов, как известно, равно

$$Z = X - Y, \quad (8.11)$$

где X — число отдельных газов;

Y — число химических элементов, из которых составлены эти газы.

Например, если в состав продуктов сгорания входят газы CO_2 , H_2O , CO , H_2 , O_2 , N_2 , OH , NO , O , H , N , то $X=11$, $Y=4$, $Z=7$.

Для смеси, состоящей только из CO_2 , H_2O , N_2 и O_2 , число уравнений равновесия $Z=0$.

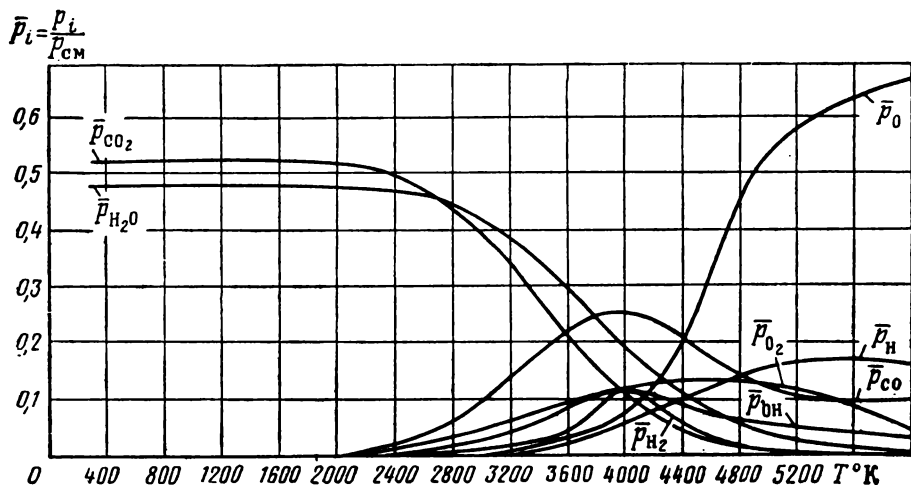


Рис. 8. 1. Состав продуктов сгорания для топлива кислород — керосин при $\alpha=1$ и $p_{\text{см}}=40$ ата

Расчет состава имеет целью определить количество отдельных газов в смеси продуктов сгорания. Число неизвестных равно числу возможных газов X .

Для решения задачи используются уравнения химического равновесия и материального баланса. Число уравнений химического равновесия, как указано выше, равно $X-Y$.

Уравнения материального баланса выражают закон сохранения материи и определяют равенство количества отдельных элементов в исходном топливе и в конечных продуктах сгорания.

Уравнение материального баланса в общем случае имеет вид

$$b_k = A_k \sum a_{ki} n_i, \quad (8.12)$$

где b_k — весовая доля k -го элемента в топливе, определяется по формуле (8.2);

A_k — атомный вес данного элемента;

a_{ki} — число атомов k -го элемента в i -м компоненте смеси продуктов сгорания;

n_i — число молей данного компонента.

Очевидно, число уравнений материального баланса равно числу элементов Y . Следовательно, система уравнений химического равновесия и материального баланса включает X уравнений и достаточно для решения задачи.

Если в продуктах сгорания одно и то же соединение присутствует как в газообразном, так и в конденсированном виде (гетерогенная система), то для определения состава продуктов сгорания необходимо еще одно уравнение, так как появляется дополнительное неизвестное — доля вещества в конденсированном виде. Таким уравнением является уравнение зависимости давления насыщенного пара p_s данного соединения от температуры:

$$p_s = f(T). \quad (8.13)$$

Состав газообразных продуктов сгорания может быть выражен в молях n_i отдельных газов на 1 кг продуктов сгорания (моль/кг), в весовых долях g_i или в парциальных давлениях p_i ата.

Переход от этих величин к другим может быть произведен по известным уравнениям

$$\frac{p_i}{p_{\text{см}}} = \frac{n_i}{n_{\text{см}}}; \quad (8.14)$$

$$\frac{p_i}{p_{\text{см}}} = \frac{\frac{g_i}{\mu_i}}{\sum \frac{g_i}{\mu_i}}. \quad (8.15)$$

Здесь $p_{\text{см}} = \sum p_i$; $n_{\text{см}} = \sum n_i$; μ_i — молекулярный вес i -го газа.

Кажущийся молекулярный вес $\mu_{\text{см}}$ равен весу смеси газов, деленному на общее число их молей; если числа молей $n_{\text{см}}$ отнесены к единице веса смеси газов, то

$$\mu_{\text{см}} = \frac{1}{n_{\text{см}}}.$$

Если состав смеси газов задан парциальными давлениями, то удобно пользоваться формулой для $\mu_{\text{см}}$, выраженной через p_i . Поскольку

$$\mu_{\text{см}} = \frac{\sum n_i \mu_i}{n_{\text{см}}},$$

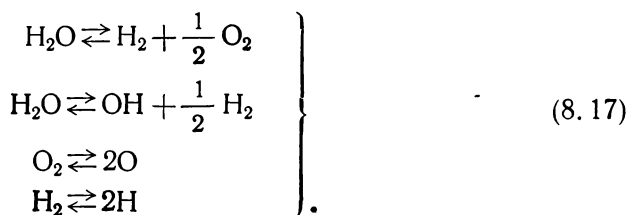
то с учетом уравнения (8.10) получим

$$\mu_{\text{см}} = \frac{\sum p_i \mu_i}{\sum p_i} = \frac{\sum p_i \mu_i}{p_{\text{см}}} . \quad (8.16)$$

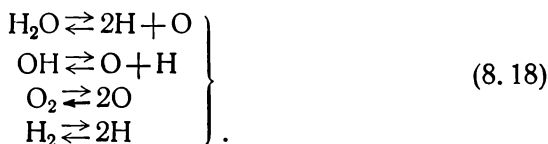
8.5. Расчет состава продуктов сгорания

Задача сводится к определению равновесного состава продуктов сгорания при заданных температуре и давлении. В общем случае состав продуктов сгорания является весьма сложным и может включать до 10—20 компонентов и более. Задача несколько упрощается, если на основе расчетных или опытных данных известен перечень соединений, входящих в состав продуктов сгорания, и можно пренебречь некоторыми из них. В противном случае следует задаться всеми возможными (ожидаемыми) соединениями.

Исходная система уравнений, необходимых для определения количеств отдельных составляющих смеси продуктов сгорания, как отмечалось, включает в себя уравнения химического равновесия и материального баланса. Уравнения химического равновесия описывают соответствующие химические реакции — в данном случае реакции диссоциации типа (8.9). Следует иметь в виду, что в общем случае система уравнений диссоциации может быть составлена произвольно, но так, чтобы она полностью описывала состав смеси продуктов сгорания и химическое взаимодействие между отдельными составляющими смеси. Часто при этом исходят из уравнений диссоциации молекулярных компонентов на атомарные. Например, для топлива, состоящего из элементов H и O, уравнения диссоциации на основании уравнений (8.9) можно представить в виде



Вместо этой системы может быть написана и эквивалентная ей система химических уравнений диссоциации молекул и радикалов на атомы:



Для первой системы химических реакций уравнения химического равновесия имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} K_{p_{\text{H}_2\text{O}}} &= \frac{p_{\text{H}_2} \cdot p_{\text{O}_2}^{1/2}}{p_{\text{H}_2\text{O}}}; \\ K'_{p_{\text{H}_2\text{O}}} &= \frac{p_{\text{OH}} \cdot p_{\text{H}_2}^{1/2}}{p_{\text{H}_2\text{O}}}; \\ K_{p_{\text{O}_2}} &= \frac{p_{\text{O}}^2}{p_{\text{O}_2}}; \\ K_{p_{\text{H}_2}} &= \frac{p_{\text{H}}^2}{p_{\text{H}_2}}, \end{aligned} \right\} \quad (8.19)$$

а для второй системы

$$\left. \begin{aligned} K^*_{p_{\text{H}_2\text{O}}} &= \frac{p_{\text{H}}^2 \cdot p_{\text{O}}}{p_{\text{H}_2\text{O}}}; \\ K_{p_{\text{OH}}} &= \frac{p_{\text{O}} \cdot p_{\text{H}}}{p_{\text{OH}}}; \\ K_{p_{\text{O}_2}} &= \frac{p_{\text{O}}^2}{p_{\text{O}_2}}; \\ K_{p_{\text{H}_2}} &= \frac{p_{\text{H}}^2}{p_{\text{H}_2}}. \end{aligned} \right\} \quad (8.20)$$

Однако такая схема реакций (разложение молекулярных соединений на атомы) иногда может оказаться не очень удобной, в частности, в тех случаях, когда в продуктах сгорания отсутствует какой-либо из элементов в атомарном состоянии, хотя он и входит в состав других соединений (например, в продуктах сгорания топлив, состоящих из элементов H, C, O и N практически отсутствует свободный углерод, хотя он и входит в состав других газов, как CO_2 , CO).

Константы равновесия для идеальных газов зависят от температуры и приводятся в специальной литературе*.

Нужно иметь в виду, что если в таблицах отсутствуют константы равновесия, соответствующие принятой схеме реакций, то эти необходимые константы можно получить комбинацией имеющихся в таблицах.

Рассмотрим пример: в таблицах имеются константы равновесия применительно ко второй схеме (разложение молекул на атомы);

* Весьма подробные данные приведены в справочнике «Термодинамические свойства индивидуальных веществ», т. 1 и 2. Изд.-во АН СССР, 1962. См. также [21].

требуется найти константы для первых двух реакций первой схемы ($K_{p_{H_2O}}$ и $K'_{p_{H_2O}}$).

$$K_{p_{H_2O}} = \frac{p_{H_2} \cdot p_{O_2}^{\frac{1}{2}}}{p_{H_2O}} = \frac{p_{H_2}}{p_H^2} \frac{p_H^2 p_O}{p_{H_2O}} \left(\frac{p_{O_2}}{p_O^2} \right)^{\frac{1}{2}} = \frac{K''_{p_{H_2O}}}{K_{p_{H_2}} K_{p_{O_2}}^{\frac{1}{2}}};$$

$$K'_{p_{H_2O}} = \frac{p_{OH} p_{H_2}^{\frac{1}{2}}}{p_{H_2O}} = \frac{p_{OH}}{p_H p_O} \frac{p_H^2 p_O}{p_{H_2O}} \left(\frac{p_{H_2}}{p_H^2} \right)^{\frac{1}{2}} = \frac{K''_{p_{H_2O}}}{K_{p_{OH}} K_{p_{H_2}}^{\frac{1}{2}}}.$$

Составим исходную систему уравнения для расчета равновесного состава диссоциированных продуктов сгорания на примере топлива, состоящего из элементов Н и О.

В состав продуктов сгорания входят газы H_2O , O_2 , H_2 , OH , H и O . Этот состав описывается четырьмя уравнениями химического равновесия и двумя уравнениями материального баланса. Уравнения химического равновесия представлены выше, например, (8.19) или (8.20). Уравнения материального баланса на основании уравнения (8.12) могут быть записаны так:

$$b_O = 16(n_{H_2O} + 2n_{O_2} + n_{OH} + n_O);$$

$$b_H = 1(2n_{H_2O} + 2n_{H_2} + n_{OH} + n_H);$$

или в парциальных давлениях:

$$b_O = 16(p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_{OH} + p_O) \frac{n_{cm}}{p_{cm}};$$

$$b_H = (2p_{H_2O} + 2p_{H_2} + p_{OH} + p_H) \frac{n_{cm}}{p_{cm}}.$$

Для исключения сомножителя n_{cm}/p_{cm} в последних уравнениях удобно перейти к относительным уравнениям материального баланса:

$$\frac{b_O}{b_H} = \frac{16(p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_{OH} + p_O)}{2p_{H_2O} + 2p_{H_2} + p_{OH} + p_H}. \quad (8.21)$$

Поскольку в этом случае число уравнений уменьшится, то система должна быть дополнена еще одним уравнением. Обычно используют уравнение закона Дальтона:

$$p_{cm} = \sum p_i$$

или для данного топлива

$$p_{cm} = p_{H_2O} + p_{O_2} + p_{H_2} + p_{OH} + p_O + p_H. \quad (8.22)$$

Итак, для определения шести неизвестных парциальных давлений имеются шесть уравнений (8.20), (8.21), (8.22), с помощью которых может быть найден состав продуктов сгорания при известных элементарном составе исходных веществ, давлении и температуре продуктов сгорания.

При относительно невысоких температурах число продуктов диссоциации уменьшается. Так, при $T < 2500^\circ \text{K}$ практически отсутствуют атомарные газы Н и О, а если при этом $\alpha < 1$, то отсутствует также молекулярный кислород O_2 . В этом случае число неизвестных также уменьшается, что упрощает расчет. При $T < 2000^\circ \text{K}$, как указывалось выше, продукты диссоциации практически отсутствуют.

Состав продуктов сгорания для топлив, включающих помимо Н и О также и другие элементы, определяется аналогичным образом. Исходная система уравнений включает в себя $Z = X - Y$ уравнений химического равновесия, $Y - 1$ уравнений материального баланса, написанных в относительном виде, и одно уравнение закона Дальтона, т. е. всегда имеется одинаковое число уравнений и неизвестных.

Для иллюстрации составим также систему уравнений для топлива, в котором горючее H_2 , а окислитель F_2 . В продуктах сгорания этого топлива содержатся газы: HF , F_2 , H_2 , F , H ; следовательно, здесь $X = 5$ и $Y = 2$. Состав продуктов сгорания описывается тремя уравнениями химического равновесия ($Z = 3$):

$$K_{p_{\text{HF}}} = \frac{p_{\text{H}} p_{\text{F}}}{p_{\text{HF}}}; \quad K_{p_{\text{H}_2}} = \frac{p_{\text{H}}^2}{p_{\text{H}_2}}; \quad K_{p_{\text{F}_2}} = \frac{p_{\text{F}}^2}{p_{\text{F}_2}};$$

одним уравнением материального баланса в относительном виде

$$\frac{b_{\text{H}}}{b_{\text{F}}} = \frac{1}{19} \frac{p_{\text{HF}} + 2p_{\text{H}_2} + p_{\text{H}}}{p_{\text{HF}} + 2p_{\text{F}_2} + p_{\text{F}}}$$

и уравнением

$$p_{\text{см}} = p_{\text{HF}} + p_{\text{H}_2} + p_{\text{F}_2} + p_{\text{H}} + p_{\text{F}}.$$

Составим далее систему уравнений, описывающую состав продуктов сгорания гетерогенной системы. Рассмотрим для примера топливо, где горючее — магний, а окислитель — кислород. В продуктах сгорания в этом случае могут быть газы MgO , Mg , O_2 , O и жидкий $(\text{MgO})_{\text{ж}}$. Весовую долю $(\text{MgO})_{\text{ж}}$ обозначим через g_{MgO} . Определению подлежат пять неизвестных.

Для данного случая $X = 4$ и $Y = 2$.

Состав продуктов сгорания описывается двумя уравнениями химического равновесия ($Z = 2$):

$$K_{p_{\text{MgO}}} = \frac{p_{\text{Mg}} p_{\text{O}}}{p_{\text{MgO}}}; \quad K_{p_{\text{O}_2}} = \frac{p_{\text{O}}^2}{p_{\text{O}_2}}; \quad (8.23)$$

одним уравнением материального баланса:

$$\frac{b_{\text{Mg}} - \frac{24,3}{40,3} g_{\text{MgO}}}{b_{\text{O}} - \frac{16}{40,3} g_{\text{MgO}}} = \frac{24,3}{16} \frac{p_{\text{MgO}} + p_{\text{Mg}}}{2p_{\text{O}_2} + p_{\text{O}} + p_{\text{MgO}}} \quad (8.24)$$

и уравнением

$$p_{\text{сш}} = p_{\text{MgO}} + p_{\text{O}_2} + p_{\text{O}} + p_{\text{Mg}}. \quad (8.25)$$

Последним уравнением, дополняющим систему уравнений до пяти, является зависимость давления насыщенных паров MgO от температуры:

$$p_{s\text{MgO}} = f(T). \quad (8.26)$$

В уравнении материального баланса (8.24) члены $16/40,3$ и $24,3/40,3$ представляют собой весовые доли кислорода и магния, приходящиеся на $(\text{MgO})_{\text{ж}}$ ($24,3$ — атомный вес Mg ; $40,3$ — молекулярный вес MgO).

Решение этих пяти уравнений дает, при заданных $p_{\text{сш}}$ и T , значения g_{MgO} и всех парциальных давлений.

Если в результате расчета получается отрицательное значение весовой доли конденсированной фазы, то это означает, что конденсированная фаза отсутствует; в этом случае расчет следует вести обычным методом для газа. Наоборот, если расчет велся без учета конденсированной фазы и парциальные давления отдельных газов получаются больше, чем давления насыщенных паров соответствующих веществ при данной температуре, это означает, что имеется конденсат, и методика расчета должна быть изменена.

8. 6. Энтальпия исходных веществ и продуктов сгорания

Для расчетов нет необходимости знать абсолютное значение энтальпии, а важно уметь находить ее изменение при изменении состояния вещества. В области умеренных давлений изменение энтальпии вещества постоянного химического состава связано лишь с изменением температуры. Поэтому в данном случае рассматривают величины $i_{T_0}^T$, равные изменению энтальпии вещества в интервале температур от некоторой T_0 , принятой за начальную, до T .

Изменение энтальпии в интервале температур от T_1 до T_2 найдется при этом следующим образом:

$$i_{T_1}^{T_2} = i_{T_0}^{T_2} - i_{T_0}^{T_1}. \quad (8.27)$$

Теплотой образования ΔH какого-либо вещества называется тепловой эффект реакции образования его из простых веществ. При этом простые вещества рассматриваются в таких состояниях и аллотропических модификациях, которые для них при нормальных условиях являются устойчивыми: H_2 — газ; O_2 — газ; F_2 — газ,

C — бета-графит, Li — твердый, В — твердый и т. д. Теплота образования вещества при стандартных условиях ($t=20^{\circ}\text{C}$ и $p=1\text{ атм}$) называется стандартной теплотой образования ΔH_{T_0} .

Теплота образования считается положительной, если образование данного вещества из простых происходит с поглощением тепла (рост энтальпии), и отрицательной, если образование вещества протекает с выделением тепла.

В табл. 8.4 приведены значения теплоты образования некоторых веществ.

Т а б л и ц а 8.4

Стандартные величины теплоты образования некоторых веществ

Газ	H	O	N	F	H ₂	N ₂	F ₂	OH	NO
Теплота образования <i>ккал</i> <i>кг·моль</i>	52080	59150	85550	0	0	0	0	10060	21600

Продолжение

Газ (жидкость)	CO	HF	CO ₂	H ₂ O	CF ₄	(H ₂ O) _ж
Теплота образования <i>ккал</i> <i>кг·моль</i>	—26420	—64200	—94050	—57790	—231000	—68360

Из табл. 8.4 видно, например, что стандартная теплота образования воды равна —68360, это значит, что образование воды из газообразных H₂ и O₂ при стандартных условиях протекает с выделением 68360 ккал/кг·моль воды.

Полная энтальпия I , помимо тепла $i_{T_0}^T$, учитывает также химическую энергию i_x . За химическую энергию вещества принимают изменение энтальпии системы при образовании его из исходных веществ, химическая энергия которых принята за нуль. Иными словами, за химическую энергию принимают тепловой эффект реакции образования данного вещества из исходных; таким образом

$$I_T = i_{T_0}^T + i_{x_{T_0}}. \quad (8.28)$$

Здесь $i_{x_{T_0}}$ — изменение энтальпии при образовании данного вещества из исходных при T_0 .

Полную энтальпию при температуре T можно записать и в форме

$$I_T = (i_{T_0}^T)_{\text{исх}} + i_{xT},$$

где $(i_{T_0}^T)_{\text{исх}}$ — изменение энтальпий исходных веществ в интервале температур $T - T_0$;

i_{xT} — изменение энтальпии при образовании данного вещества из исходных при температуре T .

Численная величина полной энтальпии I_T зависит от выбора начала отсчета, т. е. от выбора исходных веществ, химическая энергия которых принята равной нулю, и от выбора значения начальной температуры T_0 .

Широко распространена в теории ракетных двигателей система отсчета, в которой $T_0 = 293^\circ \text{K}$, а за исходные приняты простые вещества, рассматриваемые, как указывалось, в таком состоянии, какое при данных условиях является для них устойчивым. В этом случае для простых веществ

$$i_x = 0; \quad I_{T_0} = 0; \quad I_T = i_{T_0}^T.$$

Для любых других веществ при данной системе отсчета нетрудно видеть, что

$$i_{xT_0} = \Delta H_{T_0}.$$

Следовательно, в общем случае для любого вещества

$$I_T = \Delta H_{T_0} + i_{T_0}^T. \quad (8.29)$$

Если топливо (или компонент) представляет собой смесь нескольких веществ, то его энтальпия равна

$$I = \sum g_i I_i + \Delta H_{\text{раст}}; \quad (8.30)$$

здесь g_i , I_i — весовая доля и энтальпия отдельных веществ, входящих в смесь;

$\Delta H_{\text{раст}}$ — тепловой эффект растворения.

Энтальпия топлива отдельной подачи при соотношении компонентов α равна

$$I = \frac{\alpha}{1 + \alpha} I_{\text{ок}} + \frac{1}{1 + \alpha} I_{\text{г}}. \quad (8.31)$$

Энтальпия продуктов сгорания, представляющих собой смесь газов, найдется из уравнения (8.30), где $\Delta H_{\text{раст}} = 0$. Если состав задан через парциальные давления, то энтальпия смеси газов равна

$$I = \frac{1}{p_{\text{см}} \nu_{\text{см}}} \sum I_i \nu_i p_i. \quad (8.32)$$

8.7. Определение температуры сгорания

Для определения действительной температуры сгорания необходим учет потерь тепла в камере сгорания двигателя за счет неполноты сгорания и теплоотдачи в стенки. Возможны два метода учета этих потерь. В одном случае потери учитываются в общем тепловом балансе, и таким образом при определении температуры сгорания принимается во внимание только то тепло, которое идет на увеличение энтальпии продуктов сгорания. Во втором случае при определении температуры сгорания потери не учитываются совсем, а полученная таким образом теоретическая температура затем исправляется с помощью специальных коэффициентов. В теории ракетных двигателей используется второй метод.

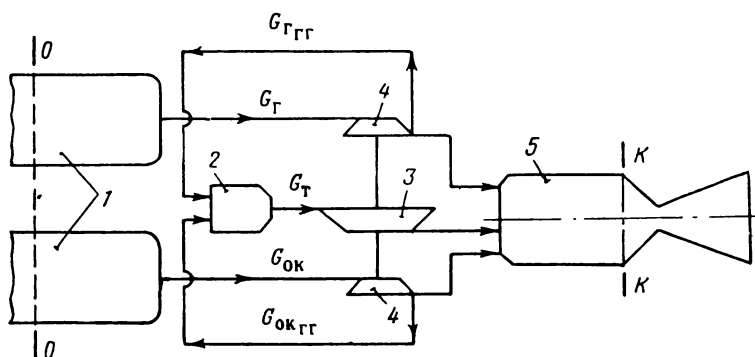


Рис. 8.2. К составлению уравнения энергии:

1—баки; 2—газогенератор; 3—турбина; 4—насосы; 5—камера

Составим уравнение энергии для рабочего тела в двигателе. Рассмотрим ЖРД с насосной системой питания, в котором рабочее тело после турбины дожигается в основной камере. Уравнение, записанное для сечений $O-O$ и $K-K$ (рис. 8.2), при отсутствии теплообмена будет иметь вид:

$$I_{окO}G_{ок} + I_{гO}G_{г} + AL_{н_{ок}}G_{ок} + AL_{н_{г}}G_{г} - AL_{г}(G_{ок_{гг}} + G_{г_{гг}}) = I_{к}^{*}(G_{ок} + G_{г}). \quad (8.33)$$

Здесь $G_{ок}$, $G_{г}$ — полные расходы окислителя и горючего в двигателе;

$G_{ок_{гг}}$, $G_{г_{гг}}$ — расходы окислителя и горючего в газогенераторе;

$I_{окO}$, $I_{гO}$ — исходные энтальпии окислителя и горючего в баке (сечение $O-O$);

$I_{к}^{*}$ — энтальпия адиабатически (изэнтропически) заторможенного потока продуктов сгорания в конце камеры сгорания (сечение $K-K$).

L_T — эффективная работа турбины, т. е. работа, передаваемая на вал турбины одним килограммом рабочего тела; $L_T = \bar{L}_{ад.т} \eta_T$, где $\bar{L}_{ад.т}$ — адиабатическая работа, η_T — эффективный к. п. д. турбины (см. ниже § 9. 4);

L_H — эффективная работа насоса, т. е. работа от вала насоса, приходящаяся на 1 кг прокачиваемой жидкости; $L_H = H/\eta_H$, где H — действительный напор насоса; η_H — полный к. п. д. насоса (см. § 9. 4).

Поскольку

$$L_{H_{OK}} G_{OK} + L_{H_r} G_r = L_T (G_{OK_{rT}} + G_{r_{rT}}),$$

то из уравнения (8. 33) нетрудно получить

$$I_{OKO} \frac{x}{1+x} + I_{rO} \frac{1}{1+x} = I_k^*. \quad (8. 34)$$

Обозначая через I_0 энтальпию исходного топлива при исходной температуре

$$I_0 = \frac{x}{1+x} I_{OKO} + \frac{1}{1+x} I_{rO},$$

получим

$$I_0 = I_k^*. \quad (8. 35)$$

Если рассматривается полное тепловыделение, т. е. полное сгорание при отсутствии теплоотдачи в стенки, то

$$T_k^* = T_z; \quad I_k^* = I_z$$

и

$$I_0 = I_z. \quad (8. 36)$$

Таким образом, в указанном случае полная энтальпия продуктов сгорания при температуре T_z равна энтальпии исходного топлива в баке при начальной температуре.

Для ЖРД с открытой системой питания, когда рабочее тело турбины не используется в основной камере, можно получить:

$$I_0 + A \left(\frac{x}{1+x} L_{H_{OK}} + \frac{1}{1+x} L_{H_r} \right) = I_k^*. \quad (8. 37)$$

Однако повышение энтальпии топлива в насосах, численно равное члену в скобках последнего уравнения, мало и составляет обычно менее 0,5% от его теплотворной способности. Поэтому и в данном случае для расчетов температуры сгорания с достаточной точностью используется уравнение в виде (8. 36). Это же уравнение верно и для ЖРД с вытеснительной системой питания, и для ракетных двигателей твердого топлива.

Итак, исходным при определении температуры сгорания в ракетных двигателях является уравнение (8.36), согласно которому при отсутствии потерь тепла полная энтальпия продуктов сгорания при температуре конца горения T_z равна энтальпии исходного топлива при температуре T_0 .

Энтальпия продуктов сгорания зависит как от температуры, так и от состава их; состав же продуктов сгорания, в свою очередь, зависит от температуры. Для веществ, состоящих из элементов Н, С, О и N, исключение составляют продукты сгорания при низких температурах, если $\alpha \geq 1$; в этом случае температура не влияет на состав продуктов сгорания.

В общем случае определение температуры сгорания следует вести одновременно с расчетом состава продуктов сгорания в камере. Последовательность расчета состава и температуры продуктов сгорания следующая. Исходными данными для расчета являются давление p в камере сгорания и химический состав топлива. Зная состав топлива, определяют его элементарный состав и энтальпию I_0 при начальной температуре. Далее задаются несколькими (обычно тремя) значениями температур (T'_z , T''_z и T'''_z) продуктов сгорания и для каждой температуры определяют состав продуктов сгорания. Зная состав продуктов сгорания, определяют их энтальпии I' , I'' и I''' для выбранных значений температур и строят график зависимости энтальпии от температуры (рис. 8.3). Значение I_T для различных веществ в функции температуры приводятся в специальной литературе*.

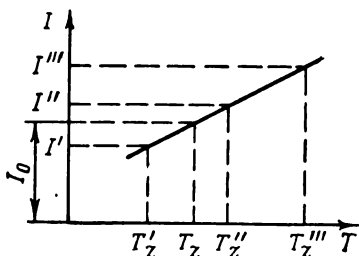


Рис. 8.3. К определению температуры сгорания

Пользуясь соотношением (8.36) и графиком рис. 8.3, нетрудно найти искомую температуру.

Вычислив T_z , можно определить действительную температуру T^*_k с помощью опытных коэффициентов (см. гл. II).

Вместе с тем следует иметь в виду, что обычно из-за переменного по сечению соотношения компонентов температура газов по сечению камеры сгорания также переменна. Поэтому в данном случае речь идет о среднем значении температуры T^*_k . Если нужно определить распределение температуры сгорания по сечению, то следует произвести соответствующие расчеты для необходимого диапазона α .

Определение состава и температуры продуктов сгорания в общем случае связано с решением системы, включающей до десяти и более уравнений, что представляет собой довольно трудоемкий

* См. сноску на стр. 165.

процесс. Использование электронных вычислительных машин для этих целей существенно упрощает задачу.

Как отмечалось в гл. III, в отдельных случаях для сравнительной оценки топлив, близких по химическому составу, рассматривают их теплотворную способность.

Под теплотворной способностью топлива понимают количество тепла, выделяющегося при сгорании 1 кг топлива при условии, что продукты сгорания охлаждены до исходной температуры топлива. Обычно эту стандартную температуру принимают равной 20°С, а давление — равным одной атмосфере.

Теплотворная способность, являющаяся тепловым эффектом, очевидно, равна разности энтальпии конечных продуктов сгорания ($I_{\text{пр}}$) и энтальпии топлива ($I_{\text{т}}$). Поскольку реакция сгорания топлива — экзотермическая, то для придания теплотворной способности положительного значения будем считать

$$h_{\alpha} = I_{\text{т}} - I_{\text{пр}}.$$

Порядок определения h_{α} следующий. Находят состав продуктов сгорания топлива при стандартной температуре; поскольку эта температура низка (20°С), то продукты сгорания не диссоциированы. Далее по известному составу определяют энтальпию продуктов сгорания при стандартной температуре по формуле (8.30) или (8.32). Если рассматривается рабочая (низшая) теплотворная способность (h_{α} или h_u), то все продукты сгорания берутся в газообразном состоянии. Если же рассматривается высшая теплотворная способность (h_0), то соединения, входящие в состав продуктов сгорания и имеющие температуру кипения или плавления выше 20°С, должны браться в конденсированном виде (в жидком или твердом), что учитывается величиной энтальпии.

Энтальпия топлива определяется по энтальпии компонентов; для двухкомпонентного топлива — по формуле (8.31). В общем случае их энтальпия берется при 20°С. Если какой-либо из компонентов является сжиженным газом, то его энтальпию следует брать при температуре кипения.

8.8. Термодинамический расчет процесса истечения из сопла

Расчет процесса в сопле обычно проводят в предположении его изэнтропичности и затем вводят необходимые поправки для определения действительных величин.

При изэнтропическом процессе в сопле

$$S_{\text{к}} = S_{\text{с}}, \quad (8.38)$$

где $S_{\text{к}}$ и $S_{\text{с}}$ — энтропия продуктов реакции в конце камеры сгорания и в выходном сечении сопла.

Уравнение (8.38) является исходным. Для расчета изэнтропического процесса в сопле необходимо знать значения энтропии раз-

личных соединений, входящих в состав продуктов сгорания. Значения энтропий приводятся в специальных таблицах при стандартном давлении $p^0 = 1 \text{ атм}$ (обычно в физических атмосферах).

Для газов из термодинамики известно

$$\left(\frac{\partial S}{\partial p}\right)_T = -\frac{AR}{p},$$

откуда*

$$S = S^0 - \frac{1,986}{\mu} \ln \frac{p}{p^0} \frac{\text{ккал}}{\text{кг} \cdot \text{град}}. \quad (8.39)$$

Здесь S^0 — энтропия газа при стандартном давлении p^0 и данной температуре **;

S — энтропия газа при произвольном давлении p и той же температуре.

Поскольку $p^0 = 1$, то

$$S = S^0 - \frac{1,986}{\mu} \ln p. \quad (8.40)$$

Для смеси газов

$$S = \sum g_i S_i,$$

или

$$S = \frac{1}{\mu_{\text{см}} p_{\text{см}}} \sum p_i (S_i^0 \mu_i - 1,986 \ln p_i) \frac{\text{ккал}}{\text{кг} \cdot \text{град}}. \quad (8.41)$$

Обычно при расчете задаются состав топлива, давление в камере и давление в выходном сечении сопла. Основной задачей расчета является определение скорости истечения, а также проходных сечений сопла.

Расчет изэнтропического истечения производится в следующем порядке:

1) для определенного состава топлива при заданном давлении находят состав и температуру продуктов сгорания в камере сгорания;

2) по известному составу и температуре вычисляют энтропию газов в камере;

3) для заданного давления p_c выбирают несколько (обычно три) значений температур T_1 , T_2 и T_3 в области ожидаемой температуры газов в выходном сечении сопла и для каждого значения находят состав продуктов сгорания методами, изложенными в данной главе; далее для каждого значения T по формуле (8.41) находят энтропию и строят график $S = f(T)$ (рис. 8.4);

* В данной главе формулы для энтальпии и энтропии построены исходя из того, что энтальпии и энтропии отдельных составляющих даны на 1 кг вещества. Часто в справочных таблицах эти величины относят на моль; это следует учитывать в расчетах.

** Данные по S^0 см. в литературе, указанной на стр. 165.

4) из условия (8.38) по известной величине S_K находят значение температуры $T_{c.ид}$ — температуры продуктов сгорания идеального процесса в выходном сечении сопла; для найденного значения температуры определяют состав газов и энтальпию смеси на основании уравнения (8.32):

$$I_c = \frac{1}{p_{см} \mu_{см}} \sum I_i p_i \mu_i,$$

где I_i для каждого газа берется при температуре T_c ;

5) определяют идеальную скорость истечения; эта величина может быть найдена из уравнения энергии, написанного для входного и выходного сечений сопла:

$$w_{ид} = \sqrt{\frac{2g}{A}(I_z - I_c)}.$$

Учитывая, что $I_z = I_0$,

$$w_{ид} = 91,53 \sqrt{I_0 - I_c}. \quad (8.42)$$

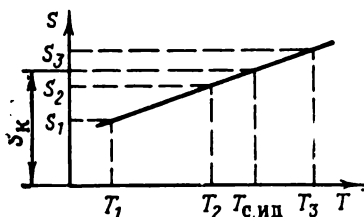


Рис. 8.4. К определению температуры в выходном сечении сопла

Для определения параметров потока и площади сечения в произвольном месте по длине сопла необходимо знание p и T вдоль сопла. Точное определение этих величин

возможно по изложенной выше методике. Задача облегчается, если действительный процесс расширения газов в сопле заменить процессом, имеющим средний постоянный показатель, хотя решение в этом случае получается приближенным.

Приняв, что процесс расширения в сопле подчиняется уравнению $pv^k = \text{const}$, определим показатель k из выражения

$$k = \frac{\lg \frac{p_K}{p_c}}{\lg \frac{v_c}{v_K}},$$

где v_K , v_c — удельные объемы газа соответственно в начале и в конце сопла.

Средний показатель изэнтропического процесса, идущего с изменением состава и теплоемкости газов, меньше показателя адиабаты с постоянными составом и теплоемкостью газов. Это естественно, так как процесс равновесного расширения продуктов сгорания вследствие рекомбинации сопровождается превращением химической энергии в тепловую, что эквивалентно подводу тепла к газу постоянного состава. Чем сильнее диссоциирован газ перед соплом, тем при прочих равных условиях, меньше средний показатель k .

Перейдем к определению действительных величин реального процесса течения. Скорость истечения и удельная тяга на расчетном режиме сопла, равны

$$w_c = \varphi_c \varphi_k w_{ид};$$

$$P_{уд} = \frac{w_c}{g}.$$

Средний показатель действительного процесса должен отличаться от среднего показателя изэнтропы k вследствие влияния гидравлических потерь, теплообмена со стенками и неоднородности состава по сечению потока. Отдельные из указанных факторов влияют в разные стороны на величину показателя процесса (например, теплоотдача в стенки и гидравлические потери). Будем считать, что показатель действительного процесса равен среднему показателю изэнтропы k . Температура газа в выходном сечении равна

$$T_c = T_k^* \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \frac{R_k}{R_c} = \varphi_k^2 T_z \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \frac{R_k}{R_c}. \quad (8.43)$$

Следовательно:

$$T_c = \varphi_k^2 T_{с.ид}. \quad (8.44)$$

Площадь выходного сечения сопла

$$F_c = \frac{G_{ссек}}{\gamma_c w_c}, \quad (8.45)$$

где

$$\gamma_c = \frac{p_c}{RT_c}.$$

Площадь критического сечения сопла найдется из формулы (2.52)

$$F_{кр} = \frac{G_{ссек}^{\frac{1}{\beta}}}{p_k^*}. \quad (8.46)$$

На основании многочисленных расчетов установлены значения показателя изэнтропы k для многих топлив (см. ниже § 8.10).

Используя эти значения показателя k , можно приближенно рассчитать процесс истечения, если известны параметры газа (p_k^* , T_z , R). Температуру газа в этом случае находят по формуле (8.43), считая $R_k = R_c$, а скорость истечения w_c — по формуле (2.27). Проходные сечения определяют по формулам (8.45) и (8.46).

При пользовании I — S диаграммой для диссоциированных продуктов сгорания объем расчетов значительно сокращается, однако необходимо иметь заранее подготовленную диаграмму для данного топлива вполне определенного состава, т. е. определенного ко-

Если, как обычно, газообразные продукты заданы в парциальных давлениях, а конденсированные — в весовых долях, то

$$I = \frac{1 - \sum g_j}{p_{см} \mu_{см}} \sum p_i \mu_i I_i + \sum g_j I_j. \quad (8.47)$$

Исходным для расчета равновесного процесса течения в сопле является уравнение (8.38), причем при определении энтропии продуктов сгорания следует учесть энтропию конденсированной фазы, т. е.

$$S = \sum g_i S_i + \sum g_j S_j$$

или

$$S = \frac{1 - \sum g_j}{p_{см} \mu_{см}} \sum p_i (S_i^0 \mu_i - 1,986 \ln p_i) + \sum g_j S_j. \quad (8.48)$$

Значения парциальных давлений газообразных продуктов и весовых долей конденсированных в гетерогенной смеси определяются из расчета состава продуктов сгорания (см. § 8.5).

Следует иметь в виду, что доля конденсированных продуктов вдоль сопла может меняться, вследствие изменения температуры и давления.

Так же как и для гомогенных продуктов, в случае гетерогенной смеси можно рассчитать процесс истечения упрощенно с использованием среднего показателя процесса. При этом могут быть использованы положения § 7.5. Эти же материалы могут быть применены для расчетов истечения при отсутствии равновесия между фазами в процессе течения в сопле.

8.10. Результаты термодинамических расчетов и их анализ

На рис. 8.6 представлены результаты расчета состава продуктов сгорания, откуда видно, что с уменьшением коэффициента избытка окислителя уменьшаются доля продуктов полного окисления (из-за недостатка кислорода) и доля продуктов диссоциации. Уменьшение доли продуктов диссоциации объясняется, с одной стороны, уменьшением температуры сгорания из-за понижения теплотворной способности топлива, а с другой — увеличением доли продуктов неполного окисления; последние диссоциируют в меньшей степени, чем продукты полного окисления. Рост давления несколько уменьшает долю продуктов диссоциации.

На рис. 8.7—8.11 показаны зависимости $P_{уд}$, μ_k , T_z и k от коэффициента избытка окислителя для некоторых жидких топлив раздельной подачи при давлении в камере $p_k^* = 40 \text{ ата}$ и $p_c = p_n = 1 \text{ ата}$. При отсутствии диссоциации максимум температуры T_z должен совпадать с максимумом теплового эффекта, что соответствует $\alpha = 1$. Примером является топливо, состоящее из окислителя — 80% $\text{H}_2\text{O}_2 + 20\%$ H_2O и горючего — 50% $\text{N}_2\text{H}_4\text{H}_2\text{O} +$

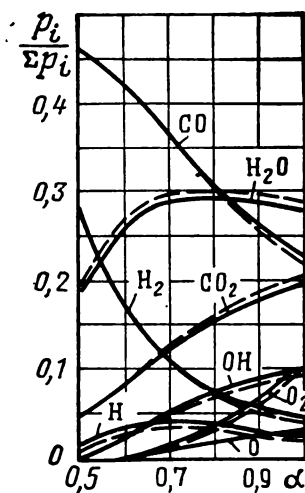


Рис. 8.6. Состав продуктов сгорания топлива азотная кислота — керосин:

— — — $p_{\text{см}} = 40$ ата;
 — — — $p_{\text{см}} = 20$ ата

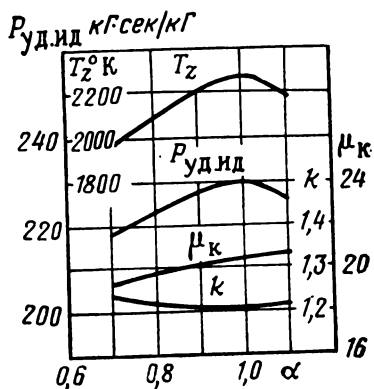


Рис. 8.7. Зависимости $P_{\text{уд}}$; μ_k ; T_z и k от α :

окислитель — 80% перекиси водорода + 20% воды; горючее — 50% гидразин-гидрата ($\text{N}_2\text{H}_4\text{H}_2\text{O}$) + 50% метилового спирта

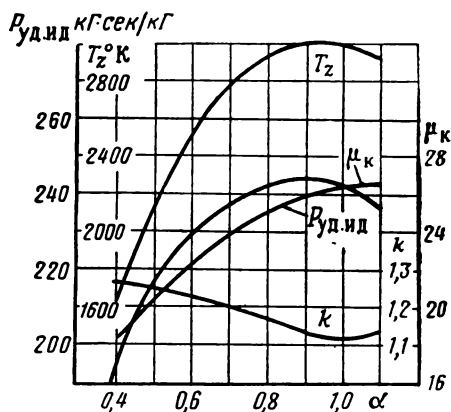


Рис. 8.8. Зависимости $P_{\text{уд}}$; μ_k ; T_z и k от α :

окислитель — азотная кислота; горючее — керосин

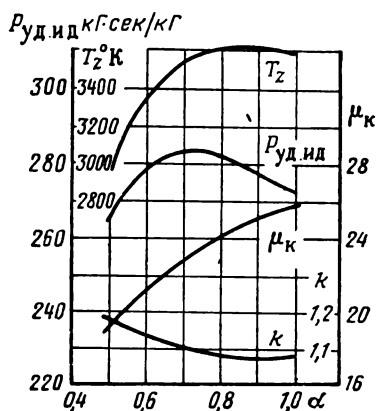


Рис. 8. 9. Зависимости $P_{уд.ид}$; μ_k ; T_z и k от α :

окислитель — жидкий кислород; горючее — керосин

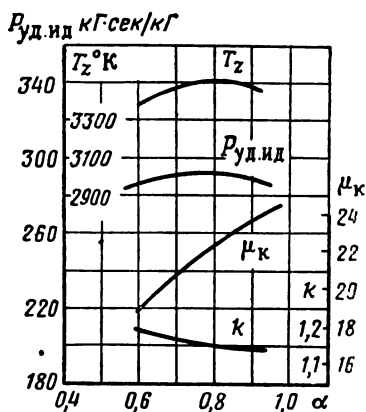


Рис. 8. 10. Зависимости $P_{уд.ид}$; μ_k ; T_z и k от α :

окислитель — жидкий кислород; горючее — диметилгидразин

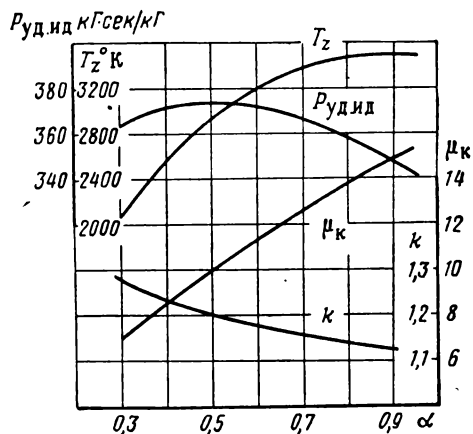


Рис. 8. 11. Зависимости $P_{уд.ид}$; μ_k ; T_z и k от α :

окислитель — жидкий кислород; горючее — жидкий водород

+50% CH_3OH (рис. 8.7); температура горения этого топлива невелика и продукты сгорания не диссоциированы.

При наличии диссоциации максимум температуры смещается обычно в сторону $\alpha < 1$. Некоторое смещение максимального значения температуры в сторону богатых смесей объясняется понижением степени диссоциации при уменьшении коэффициента избытка окислителя.

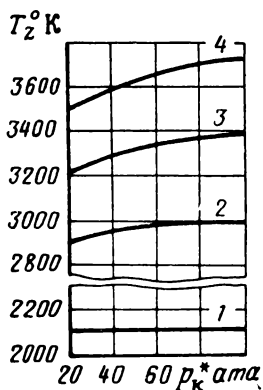


Рис. 8.12. Зависимость T_z от давления в камере ($\alpha=0,8$):

1—80% H_2O_2 +20% H_2O —
—50% $\text{N}_2\text{H}_4\text{H}_2\text{O}$ +50%
 CH_3OH ; 2— HNO_3 —керосин;
3—жидкий кислород— $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$; 4—жидкий кислород—керосин

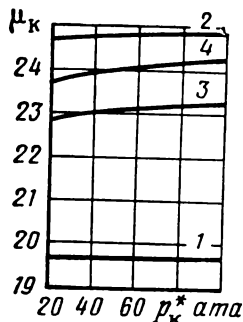


Рис. 8.13. Зависимость μ_k от давления в камере при $\alpha=0,8$; (номера кривых по рис. 8.12)

Увеличение давления несколько повышает температуру вследствие понижения степени диссоциации продуктов сгорания (рис. 8.12). Чем менее диссоциированы продукты сгорания, тем слабее влияние давления на температуру.

Рассмотрим влияние α на средний молекулярный вес продуктов сгорания в камере сгорания. С уменьшением α растет доля более легких продуктов неполного окисления, вследствие чего μ_k падает. С ростом давления молекулярный вес несколько растет (рис. 8.13) из-за уменьшения доли продуктов диссоциации.

Средний показатель изэнтропы k зависит от α (см. рис. 8.7—8.11), так как меняются состав и температуры продуктов сгорания. С уменьшением α (при $\alpha < 1$) уменьшается температура, а следовательно, и степень диссоциации, что ведет к уменьшению теплоемкости и поэтому к увеличению показателя k . Уменьшение коэффициента избытка окислителя α приводит к росту доли газов с меньшим числом атомов, что также способствует увеличению k . С ростом давления в камере величина k несколько растет из-за

уменьшения степени диссоциации. При данном p_k^* с увеличением степени понижения давления в сопле, т. е. с уменьшением p_c , величина k также несколько растет, так как при этом уменьшается влияние диссоциации на процесс расширения газа в сопле.

Изменение удельной тяги (или, что то же, скорости истечения) с изменением α определяется влиянием коэффициента избытка окислителя на теплотворную способность топлива и термический к. п. д. С уменьшением α (при $\alpha < 1$) h падает, но η_t растет, так как растет показатель k . Вследствие этого максимум удельной

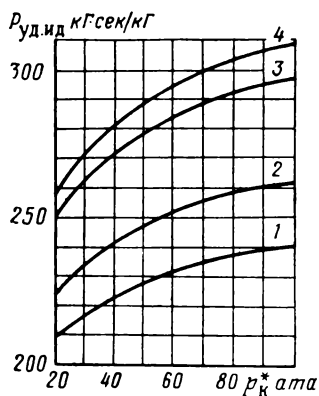


Рис. 8.14. Зависимость удельной тяги от давления в камере при $\alpha=0,8$; $p_c=p_n=1$ ата (номера кривых по рис. 8.12)

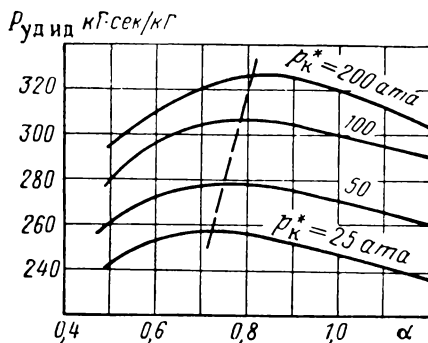


Рис. 8.15. Удельная тяга условного топлива $O_2-C_nH_{2n}$ при $p_c=p_n=1$ ата

тяги получается обычно при коэффициенте избытка окислителя, отличающемся от единицы, причем для большинства топлив при $\alpha < 1$. С ростом p_k^* удельная тяга растет (рис. 8.14—8.16) вследствие роста термического к. п. д., а величина $\alpha_{\text{опт}}$ приближается к единице. На рис. 8.15 и 8.16 пунктирная линия соединяет точки, соответствующие $\alpha_{\text{опт}}$.

На рис. 8.17 и 8.18 приведены расчетные значения комплекса $\beta_{\text{ид}}$ для ряда топлив. Видно, что $\beta_{\text{ид}}$ практически не зависит от давления в камере; величина его определяется главным образом составом топлива, т. е. типом компонентов и величиной коэффициента избытка окислителя.

На рис. 8.19 и 8.20 и в табл. 8.5 приведены результаты термодинамических расчетов для твердых ракетных топлив.

Из рис. 8.19 видно, что в двухосновном топливе с ростом содержания нитроглицерина и с увеличением доли азота в нитроцеллюлозе удельная тяга растет (главным образом из-за увеличения h_a). В табл. 8.5 приведены и другие данные, относящиеся к этому топливу.

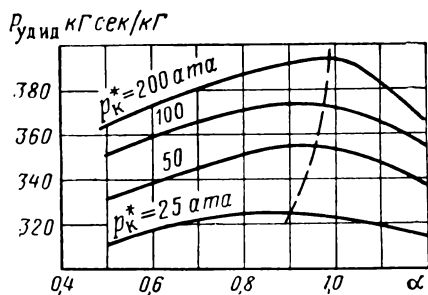


Рис. 8.16. Удельная тяга условного топлива $F_2-N_2H_4$ при $p_c = p_n = 1$ атм

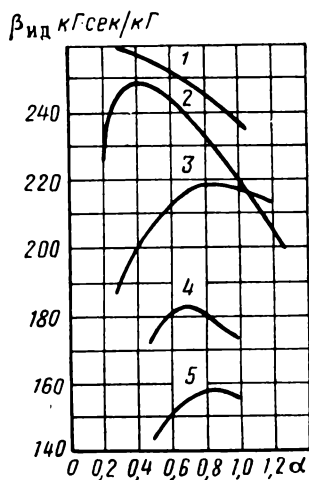


Рис. 8.17. Зависимость комплекса $\beta_{ид}$ от коэффициента избытка окислителя:

1— F_2-H_2 ; 2— O_2-H_2 ; 3— F_2-NH_3 ;
4— O_2 -керосин; 5— HNO_3 -керосин

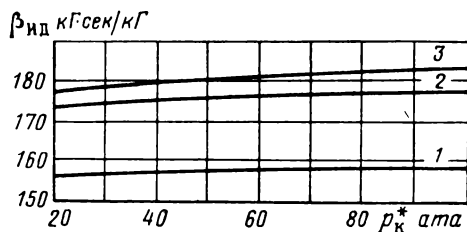


Рис. 8.18. Зависимость комплекса $\beta_{ид}$ от давления в камере:

1— HNO_3 -керосин; 2— $O_2-C_2H_5OH$; 3— O_2 -керосин

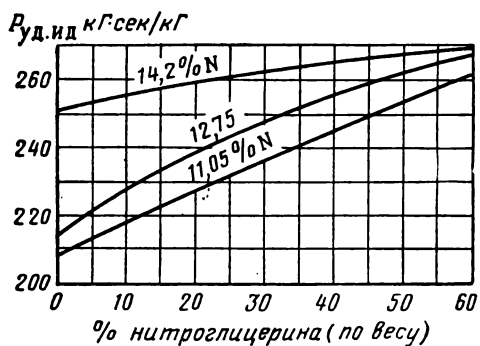


Рис. 8.19. Удельная тяга двухосновного топлива нитроглицерин—нитроцеллюлоза при различном процентном содержании азота в нитроцеллюлозе ($p_k=100$ ата; $p_c=p_n=1$ ата)

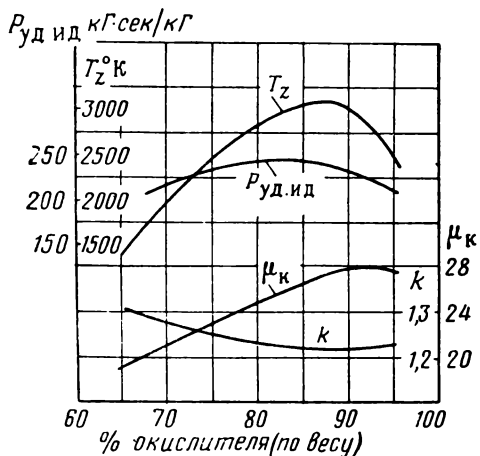


Рис. 8.20. Зависимости $P_{уд}$, μ_k , T_z и k от доли окислителя:

окислитель—перхлорат аммония; горючее—полиэфир ($p_k^*=70$ ата)

Таблица 8.5

Параметры продуктов сгорания двухосновных топлив
при $p_k^*=100 \text{ кг/см}^2$ и $p_c=1 \text{ кг/см}^2$

Содержание азота в нитроцеллюлозе	% нитроглицерина в топливе	$T_z^\circ \text{K}$	μ_k	k
11,05%	0	1750	19	1,26
	20	2420	20,3	1,25
	40	3000	22,3	1,22
	60	3215	24,6	1,18
12,75%	0	2640	21,0	1,22
	20	2960	22,5	1,19
	40	3180	23,8	1,18
	60	3310	26,2	1,15
14,12%	0	3090	23,0	1,21
	20	3230	24,3	1,19
	40	3340	25,6	1,16
	60	3380	27,3	1,12

Влияние доли окислителя в смесевом топливе на удельную тягу и параметры продуктов сгорания показано на рис. 8.20.

Глава IX

ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В процессе работы ракетного двигателя тяга его может меняться. При постоянной высоте это изменение вызывается изменением расхода продуктов сгорания из сопла. В ЖРД изменение расхода продуктов сгорания из сопла вызывается изменением подачи топлива в камеру из системы питания. В РДТТ расход продуктов горения в процессе работы двигателя может меняться из-за изменения поверхности горения заряда или скорости горения. Тяга и удельная тяга двигателя зависят также от давления внешней среды.

Для более полной оценки характеристик жидкостно-ракетных двигателей, имеющих турбонасосную систему питания, следовало

бы рассматривать суммарную тягу и эффективную удельную тягу, т. е. тягу и удельную тягу с учетом расхода рабочего тела на турбину и дополнительную тягу, создаваемой за ТНА. Однако это значительно усложняет рассмотрение характеристик двигателя, поскольку закон изменения расхода рабочего тела зависит от метода регулирования системы питания. Рассмотрение таких характеристик имеет смысл для конкретных конструкций. В теории ракетных двигателей для выявления главных закономерностей обычно рассматривают характеристики ЖРД без учета расхода рабочего тела на турбину. Такие зависимости представляют собой характеристики только камеры. Для ЖРД с дожиганием генераторного газа в основной камере сгорания, а также для двигателей с вытеснительной системой питания характеристики камеры и двигательной установки совпадают.

Характеристиками двигателя в общем случае будем называть зависимости тяги и удельной тяги от факторов, влияющих на них и определяемых внешними условиями или режимом работы двигателя.

В настоящей главе мы рассмотрим характеристику по давлению в камере и высотную характеристику ракетного двигателя; при этом сопло двигателя будем считать нерегулируемым.

9.1. Характеристика ракетного двигателя по давлению в камере

Данная характеристика представляет собой зависимость тяги и удельной тяги от давления в камере при постоянной высоте полета, а в случае ЖРД на двухкомпонентном топливе еще и при неизменном коэффициенте избытка окислителя. Для ЖРД эту характеристику называют также дроссельной. Иногда дроссельную характеристику строят по расходу топлива, однако величина давления в камере измеряется более просто и поэтому чаще за независимую переменную принимают именно этот параметр.

Следует иметь в виду, что для отдельной камеры расход топлива и давление в камере с достаточной точностью прямо пропорциональны друг другу в широком диапазоне изменения величины p_k^* . Поэтому характеристики по давлению в камере и по расходу топлива для однокамерного двигателя практически подобны одна другой. Это положение относится и к многокамерным ЖРД, у которых нет отдельного выключения отдельных камер и давление p_k^* в отдельных камерах меняется в одинаковой степени.

Если в многокамерном ЖРД на определенных режимах могут выключаться отдельные камеры и давление в различных камерах изменяется в разной степени, то в этом случае изменение расхода топлива для всего двигателя не пропорционально изменению давления в камерах. В таких двигателях характеристика по давлению в камере представляет интерес лишь для отдельных камер. Однако, имея характеристики отдельных камер по давлению и величине

p_k^* в них на некотором режиме, нетрудно найти тягу и удельную тягу всего двигателя на данном режиме.

Характеристика ЖРД по давлению в камере может быть получена путем испытания его на стенде; в этом случае необходимо измерять тягу, давление в камере и расход топлива. Мгновенный расход в РДТТ непосредственно не измеряется при испытании. Поэтому для этих двигателей путем испытания непосредственно можно получить лишь тягу и давление в камере. Ранее отмечалось, что применительно к РДТТ обычно текущую (мгновенную) величину удельной тяги не рассматривают, а пользуются средним ее значением за время работы.

Характеристику ракетного двигателя можно определить и аналитическим способом, если известны геометрические размеры сопла, параметры газа в камере, а также коэффициенты, учитывающие потери в камере сгорания и сопле.

Рассмотрим изменение тяги при изменении давления в камере. Будем считать, что двигатель работает при каждом p_k^* на стационарном режиме, а истечение продуктов сгорания из сопла происходит со сверхкритическим перепадом; последнее допущение является довольно точным в практическом диапазоне изменения давления в камере. Докритические перепады истечения могут быть при $p_k^*/p_n < (1,7-1,9)$; такие режимы имеют место лишь при запуске и остановке двигателя. Примем также истечение происходящим без отрыва газа от стенок сопла, а показатель k неизменным. Тяга двигателя может быть представлена в форме

$$P = P_n - F_c p_n. \quad (9.1)$$

Здесь

$$P_n = \frac{G_{\Sigma \text{сек}}}{g} w_c + F_c p_n$$

представляет собой тягу двигателя в пустоте, когда внешнее давление $p_n = 0$. Тяга в пустоте равна равнодействующей сил внутреннего давления и трения, а $F_c p_n$ — равнодействующей сил наружного давления.

Рассмотрим, как изменяется в зависимости от давления в камере тяга двигателя в пустоте. В гл. VII было показано, что при изменении давления в камере давление газа в любой точке сопла меняется прямо пропорционально изменению p_k^* . Следовательно, можно считать, что и тяга двигателя в пустоте также будет изменяться прямо пропорционально давлению в камере.

Действительно, последнее выражение можно с учетом уравнений (2.48) и (2.28) привести к следующему виду:

$$P_n = p_k^* F_{кр} \left\{ \varphi_c m \sqrt{\frac{2}{g} R \frac{k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \bar{f}_c \frac{p_c}{p_k^*} \right\}.$$

Согласно изложенному ранее, величина

$$m \sqrt{\frac{2}{g} R \frac{k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} = \varphi'(\bar{f}_c)$$

не зависит от давления в камере и определяется лишь геометрической характеристикой сопла; так как рассматривается регулируемое сопло, то $\varphi'(\bar{f}_c) = \text{const}$. По той же причине

$$\bar{f}_c \frac{p_c}{p_k^*} = \varphi''(\bar{f}_c) = \text{const}.$$

Следовательно:

$$P_{\Pi} = K_{\Pi} F_{\text{кр}} p_k^*, \quad (9.2)$$

где

$$K_{\Pi} = \varphi_c \varphi'(\bar{f}_c) + \varphi''(\bar{f}_c). \quad (9.3)$$

Величину $K_{\Pi} = P_{\Pi} / F_{\text{кр}} p_k^*$ называют коэффициентом тяги в пустоте. Величина K_{Π} показывает отношение равнодействующей внутренних сил в камере к равнодействующей сил давления, действующих на участок передней стенки камеры с площадью, равной $F_{\text{кр}}$, и зависит от показателя k , геометрии сопла ($\bar{f}_c$) и коэффициента φ_c . Для двигателя с нерегулируемым соплом K_{Π} есть величина постоянная. Зависимость коэффициента тяги в пустоте от $\bar{f}_c$ при $\varphi_c = 1$ показана на рис. 9.1. Пользуясь этой величиной, нетрудно оценить тягу двигателя в пустоте, если известны геометрические размеры сопла ($\bar{f}_c$ и $F_{\text{кр}}$) и давление в камере.

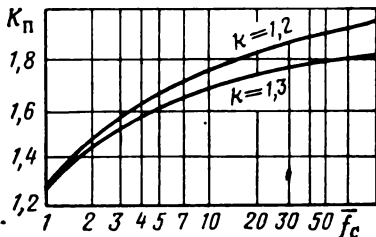


Рис. 9.1. Зависимость коэффициента тяги в пустоте от $\bar{f}_c$

Итак, в рассматриваемом случае P_{Π} меняется прямо пропорционально давлению в камере.

В итоге выражение для тяги двигателя получит вид:

$$P = K_{\Pi} F_{\text{кр}} p_k^* - F_c p_{\Pi}. \quad (9.4)$$

Из формулы (9.4) следует, что при сделанных допущениях зависимость тяги от давления в камере представляет собой прямую, проходящую через точку O' с координатами $p_k^* = 0$ и $P = -F_c p_{\Pi}$. Очевидно, что эта зависимость верна лишь до момента, пока верны сделанные допущения, т. е. до момента отрыва газов от стенок сопла. С понижением p_k^* уменьшается и p_c ; поэтому при некотором p_k^* давление на срезе сопла p_c будет меньше предельного,

и произойдет отрыв газа от стенок сопла; начиная с момента отрыва, кривая отойдет от прямой (рис. 9.2). При непрерывном понижении давления тяга двигателя дошла бы постепенно до нулевого значения при $p_k^* = p_n$. Однако имеется некоторое минимальное давление в камере (большее, чем p_n), ниже которого нормальная работа двигателя прекращается.

Обычно диапазон изменения давления в камере таков, что двигатель в основном работает на прямолинейном участке характеристики; особенно это относится к работе двигателя на больших вы-

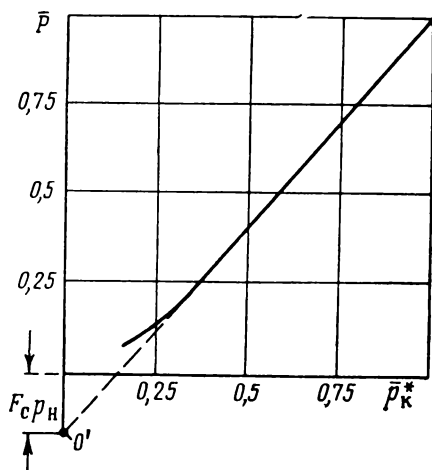


Рис. 9.2. Зависимость тяги от давления в камере

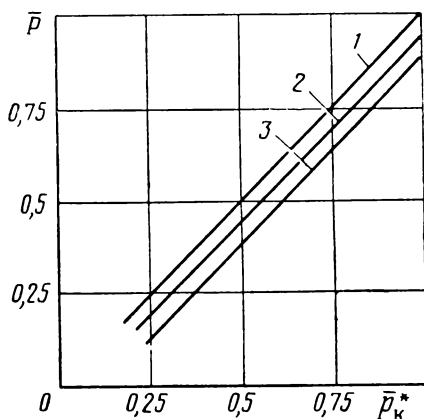


Рис. 9.3. Зависимость тяги от давления в камере на разных высотах:

1—в пустоте; 2—на высоте H_2 ; 3—на высоте $H_1 < H_2$

сотах. Исключение составляют режимы запуска и остановки двигателя. Следует отметить, что несмотря на фиктивный характер точки O' , она является удобной для построения характеристики. Действительно, достаточно иметь лишь одну достоверную точку на прямолинейном участке характеристики для того, чтобы построить ее на этом прямолинейном участке, если известны p_n и F_c .

Характеристики по давлению в камере, построенные для разных высот, будут иметь вид, показанный на рис. 9.3.

Рассмотрим зависимость расхода продуктов горения из сопла от давления в камере. В ЖРД расход через сопло на стационарном режиме равен количеству топлива, сгорающего в единицу времени, а также расходу топлива из системы питания в камеру. В РДТТ расход через сопло не строго равен секунднему количеству сгорающего топлива, поскольку в процессе работы двигателя изменяется количество газов в самой камере из-за увеличения свободного объема камеры и изменения давления в ней. Однако,

если не рассматривать режимы воспламенения заряда и окончания работы, то на остальных режимах, когда давление в камере изменяется не сильно, эти две величины (расход через сопло и секундное количество сгорающего топлива — расход топлива) можно считать с достаточной точностью равными.

Если пренебречь зависимостью φ_k и $\beta_{ид}$ от p_k^* , то зависимость $G_{\Sigma сек}$ от p_k^* представляет прямую, выходящую из начала координат (рис. 9.4); лишь при очень малых давлениях в камере, при докритических перепадах, не имеющих практического значения для ракетного двигателя, эта зависимость отклонится от прямой.

Перейдем к определению зависимости удельной тяги от давления в камере, приняв те же допущения, что и при рассмотрении тяги.

Выражение для удельной тяги можно написать так:

$$P_{уд} = \frac{P_{п}}{G_{\Sigma сек}} - \frac{F_c p_n}{G_{\Sigma сек}}. \quad (9.5)$$

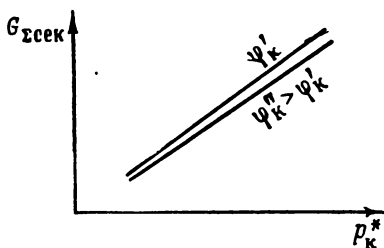


Рис. 9.4. Зависимость расхода от давления в камере

Отношение $P_{п}/G_{\Sigma сек}$ представляет собой удельную тягу двигателя в пустоте $P_{уд.п}$. Эта величина не зависит от давления в камере, так как и тяга в пустоте и расход прямо пропорциональны давлению p_k^* . Во втором члене формулы (9.5) числитель не зависит от давления в камере, а знаменатель прямо пропорционален p_k^* .

Поэтому можно записать

$$P_{уд} = P_{уд.п} - B \frac{p_n}{p_k^*}, \quad (9.6)$$

где

$$P_{уд.п} = \varphi_k \beta_{ид} K_{п}; \quad B = \bar{f}_c \varphi_k \beta_{ид}.$$

С учетом сделанных выше допущений и при неизменных $\beta_{ид}$ и φ_k можно считать, что величины $P_{уд.п}$ и B не зависят от давления в камере; тогда зависимость удельной тяги от p_k^* представляет собой гиперболу, определяемую уравнением (9.6).

Из рис. 9.5 видно, что с падением давления в камере удельная тяга уменьшается; чем больше высота полета, тем слабее это влияние. Удельная тяга ракетного двигателя в пустоте зависит от типа топлива, от геометрической характеристики сопла $\bar{f}_c$ или, что то же, от отношения давлений p_k^*/p_c и коэффициентов φ_c и φ_k . На рис. 9.6 показана для примера зависимость $P_{уд.п}$ от степени понижения давления в сопле p_k^*/p_c для топлива кислород—керосин при $\varphi_c = \varphi_k = 1$.

Рассмотрим влияние степени расширения сопла на протекание характеристики по давлению в камере. Пусть для данной камеры

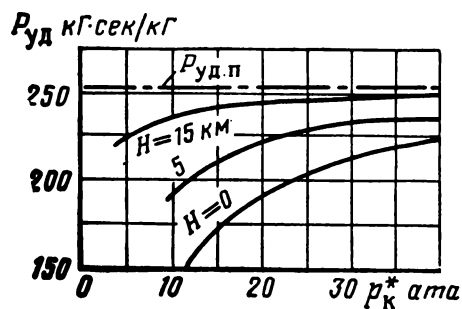


Рис. 9.5. Зависимость удельной тяги от давления в камере

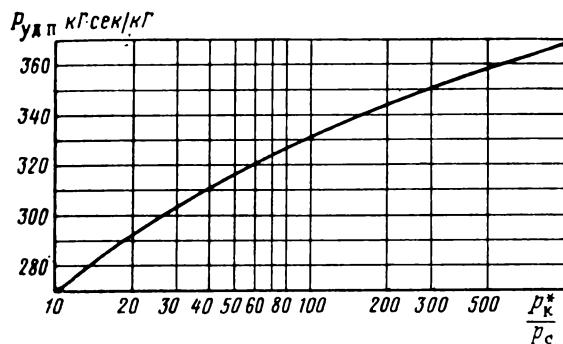


Рис. 9.6. Удельная тяга в пустоте для топлива: кислород—керосин ($\alpha=0,8$; $\varphi_k=\varphi_c=1$)

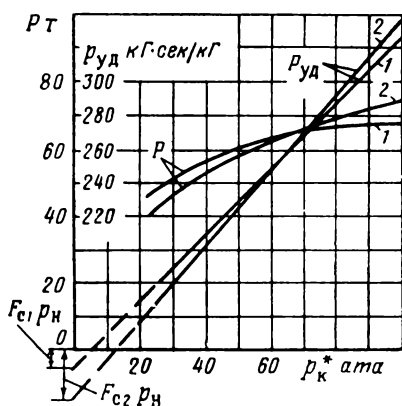


Рис. 9.7. Влияние степени расширения сопла на протекание характеристики по давлению в камере

с соплом, имеющим степень расширения $\bar{f}_{c1}$, характеристика имеет вид, показанный на рис. 9.7 линией 1. Расчетный режим работы сопла будет лишь при определенном давлении в камере; примем: $p_{кр1}^* = 40 \text{ ата}$. Если при прочих равных условиях увеличить выходное сечение сопла, т. е. повысить степень расширения сопла до $\bar{f}_{c2} > \bar{f}_{c1}$, то давление в камере $p_{кр2}^*$, соответствующее расчетному режиму во втором случае, будет больше $p_{кр1}^*$; пусть $p_{кр2}^* = 100 \text{ ата}$.

Здесь $p_{кр1}^*$ — давление в камере, при котором сопло со степенью расширения $\bar{f}_{c1}$ работает на расчетном режиме, т. е. обеспечивает полное расширение;

$p_{кр2}^*$ — то же для сопла со степенью расширения $\bar{f}_{c2}$.

Поскольку при данном давлении в камере наибольшую тягу развивает двигатель с соплом, обеспечивающим полное расширение, то при давлении $p_{кр1}^*$ большую тягу будет обеспечивать сопло со степенью расширения $\bar{f}_{c1}$, а при давлении $p_{кр2}^*$ — сопло со степенью расширения $\bar{f}_{c2}$.

С учетом сказанного протекание характеристики при $\bar{f}_{c2}$ будет таким, как это показано линией 2 на рис. 9.7. Таким же образом объясняется относительное протекание кривых удельных тяг при разных $\bar{f}_c$.

9.2. Высотная характеристика

Высотной характеристикой ракетного двигателя называется зависимость тяги и удельной тяги от высоты полета при постоянном значении давления в камере, а для ЖРД, кроме того, при неизменном коэффициенте избытка окислителя (если топливо двухкомпонентное). Расход при этом считается неизменным, поскольку давление в камере принято постоянным, а изменение наружного давления не может оказать влияние на расход газа через сопло, так как перепады в сопле всегда сверхкритические.

Расчетной высотой сопла H_p называют высоту, на которой при данном давлении в камере сопло работает на расчетном режиме ($p_c = p_H$).

В случае безотрывного течения газа по соплу зависимость тяги двигателя от высоты полета определяется формулой (9.4). Поскольку $p_k^* = \text{const}$, то и $P_H = \text{const}$ и изменение тяги с высотой полета будет иметь вид, показанный на рис. 9.8. Если расчетная высота сопла велика, то на малых высотах из-за сильного перерасширения газа может быть отрыв потока от стенок сопла. Это обстоятельство должно быть учтено при построении высотной характеристики.

Зависимость удельной тяги от высоты полета при безотрывном течении в сопле определяется формулой (9.6) и, как нетрудно видеть, имеет вид, подобный зависимости тяги от высоты полета.

Сравним высотные характеристики двигателя при разных давлениях в камере. Увеличение давления в камере при прочих равных условиях приводит к увеличению тяги в пустоте, а также к

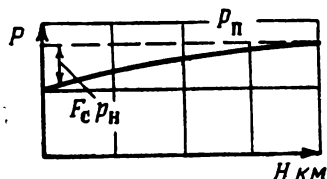


Рис. 9.8. Зависимость тяги от высоты полета

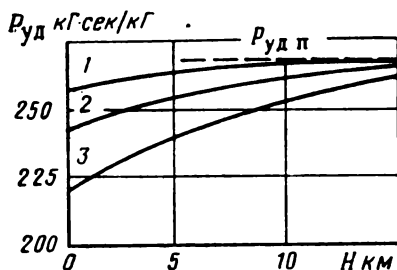


Рис. 9.9. Зависимость удельной тяги от высоты полета:

1— $p_k^*=100$ ата; 2— $p_k^*=40$ ата; 3— $p_k^*=20$ ата

уменьшению расчетной высоты сопла (так как рассматривается нерегулируемое сопло — $F_{кр} = \text{const}$, $F_c = \text{const}$).

В отличие от тяги удельная тяга двигателя в пустоте, как это было показано выше, не зависит от давления в камере. Поэтому зависимость удельной тяги от высоты при разных p_k^* имеет вид, показанный на рис. 9.9, откуда, в частности, видно, что чем выше давление в камере, тем меньше зависит удельная тяга от высоты полета.

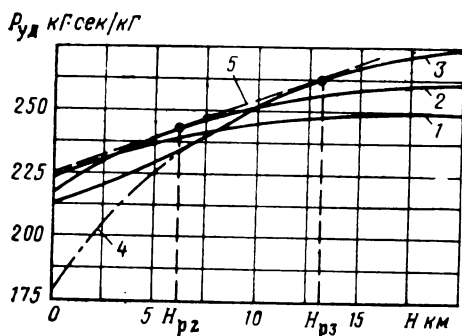


Рис. 9.10. Влияние степени расширения сопла на протекание высотной характеристики

вая 1); для этого сопла расчетная высота $H_{p1}=0$. Если увеличить выходное сечение сопла при постоянном $F_{кр}$, т. е. сделать $f_{c2} > f_{c1}$, то расчетная высота сопла будет выше, т. е. $H_{p2} > H_{p1}$. Поскольку на расчетном режиме удельная тяга двигателя имеет наибольшую величину, то, следовательно, на высоте H_{p1} удельная тяга

Рассмотрим относительное протекание высотных характеристик двигателя при разных значениях $\bar{f}_c$. Поскольку характер протекания тяги и удельной тяги по высоте одинаков, мы рассмотрим лишь удельную тягу. Пусть для камеры с соплом, геометрическая характеристика которого равна $\bar{f}_{c1}$, высотная характеристика имеет вид, показанный на рис. 9.10 (кривая 1);

$P_{уд1} > P_{уд2}$, а на высоте H_{p2} — наоборот: $P_{уд2} > P_{уд1}$. Поэтому зависимость удельной тяги от высоты для сопла, имеющего f_{c2} , будет иметь вид, показанный кривой 2. Для сопла, у которого $f_{c3} > f_{c2}$, зависимость удельной тяги от высоты показана там же кривой 3. Кривая 4 показывает протекание характеристики для f_{c3} на малых высотах без учета отрыва газа от стенок сопла. Из рис. 9.10 видно, что чем больше степень расширения сопла f_c , т. е. чем выше расчетная высота сопла, тем круче зависимость удельной тяги от высоты. Из графика следует также необходимость подбора степени расширения сопла при определенной высоте полета. В случае полета на разных высотах необходимо подобрать некоторое «компромиссное сопло», учитывая характер траектории полета. Из условия максимальной экономичности было бы желательно иметь регулируемое сопло, при котором на каждой высоте достигался бы расчетный режим; для случая $p_k^* = \text{const}$ и $G_{\text{век}} = \text{const}$ достаточно регулирование только выходного сечения сопла. Для такого «идеального» сопла высотная характеристика представляла бы огибающую высотных характеристик двигателя, построенных при разных f_c (кривая 5).

9.3. Особенности дросселирования тяги ЖРД

Выше указывалось, что изменение тяги ЖРД производится изменением расхода топлива. В случае однокамерного ЖРД при $F_{кр} = \text{const}$ при этом изменяются давление в камере и удельная тяга. Зависимость удельной тяги от силы тяги в этих условиях показана на рис. 9.11. Дросселирование однокамерного двигателя приводит к уменьшению удельной тяги, т. е. к уменьшению его экономичности. На больших высотах это влияние мало, а в пустоте полностью отсутствует.

Наиболее желательным способом дросселирования двигателя является такой, при котором удельная тяга двигателя остается неизменной. В случае однокамерного двигателя для этого необходимо регулирование проходных сечений сопла $F_{кр}$ и F_c (это важно при работе на малых высотах). Однако регулирование проходных сечений сопла ЖРД встречает значительные конструктивные трудности.

Создание однокамерного ЖРД с большим диапазоном изменения тяги усложняется главным образом по следующим обстоятельствам. Уменьшение расхода топлива, т. е. расходов окислителя и горючего, приводит к уменьшению перепада давления Δp_f на форсунках. Перепад Δp_f изменяется при этом в обычных форсун-

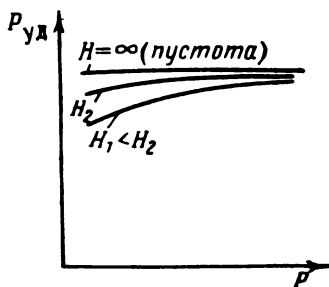


Рис. 9.11. Зависимость удельной тяги от тяги

ках пропорционально квадрату расхода. Следовательно, если перепад на максимальном режиме работы двигателя выбран в обычных пределах, то на малых режимах он будет недостаточным, что может привести к ухудшению процесса сгорания и к нарушению устойчивой работы двигателя. Нарушение устойчивой работы произойдет как из-за ухудшения условий сгорания топлива, так и из-за уменьшения демпфирующего влияния форсунок.

Если же делать Δp_f на минимальном режиме относительно высоким, то на максимальном режиме при большом диапазоне регулирования тяги перепад на форсунках может оказаться очень большим, что приведет к значительному увеличению давления подачи и к утяжелению двигателя.

Одним из способов обеспечения значительной степени изменения тяги является создание многокамерных двигателей; в этом случае возможны различные методы изменения тяги.

Одним из возможных методов изменения тяги у многокамерных ракетных двигателей является выключение отдельных камер без регулирования каждой камеры. В этом случае при изменении тяги двигателя давление p_* и перепад Δp_f работающих камер остаются неизменными. Другим методом является не только выключение отдельных камер, но и регулирование каждой камеры. Очевидно, что степень дросселирования каждой камеры будет меньше, чем в случае однокамерного ЖРД, при одном и том же диапазоне изменения тяги двигателя; следовательно, в меньшей степени будут изменяться давление в камере и перепад давления в форсунках.

Нужно отметить, что создание многокамерного ЖРД может быть целесообразно не только из условия его регулирования. В некоторых случаях многокамерными выполняются и двигатели с неизменной тягой. Так, многокамерная конструкция двигателей с большой тягой может облегчить экспериментальную доводку, поскольку доводка камеры малой тяги проще, чем камеры с большой тягой. Кроме того, применение нескольких малых камер, вместо одной большой, может привести к уменьшению веса и длины двигателя и к более благоприятным условиям с точки зрения устойчивой работы.

Небольшие изменения перепада давления на форсунках при относительно большом диапазоне изменения тяги (а следовательно, и расхода топлива) можно обеспечить и на однокамерном ЖРД. Это можно получить, например, выключением части форсунок на режимах с пониженным расходом. В этом случае расход через отдельную форсунку будет изменяться в меньшей степени, а следовательно, в меньшей степени будет изменяться и перепад давления. Однако выключение части форсунок в ряде случаев может привести к ухудшению процесса в камере сгорания из-за нарушения распределения топлива по сечению камеры. Возможно применение специальных регулируемых центробежных форсунок, у которых при понижении расхода топлива уменьшаются площадь f_f сечения сопла форсунки или коэффициент расхода μ_f . Уменьшение

коэффициента расхода обычно обеспечивают исключением нескольких входных каналов, что ведет к увеличению геометрической характеристики форсунок A , а следовательно, к уменьшению μ_f (см. рис. 4.5).

9.4. Эффективная удельная тяга ЖРД

Эффективная удельная тяга ЖРД оценивает эффективность двигательной установки в целом; в общем случае она равна

$$P_{уд.эф} = \frac{P + P_{доп}}{G_{зсек} + G_T}, \quad (9.7)$$

где P — тяга основных камер двигателя;

$P_{доп}$ — дополнительная тяга выхлопных патрубков ТНА;

G_T — расход рабочего тела на турбину;

$G_{зсек}$ — расход топлива в камеру сгорания.

Расход рабочего тела на турбину. Напор насоса равен

$$H = \frac{\Delta p_H}{\gamma}, \quad (9.8)$$

где $\Delta p_H = p_{под} - p_{вх}$ — повышение давления жидкости в насосе;

$p_{под}$ — давление подачи, равное давлению жидкости на выходе из насоса;

$p_{вх}$ — давление жидкости на входе в насос.

Мощность N_H , потребная насосу для создания напора H при расходе G , равна

$$N_H = \frac{GL_H}{75} = \frac{G\Delta p_H}{75 \cdot \gamma \cdot \eta_H}. \quad (9.9)$$

Здесь η_H — полный к. п. д. насоса.

Мощность турбины

$$N_T = \frac{G_T L_T}{75} = \frac{G_T L_{ад.т}}{75} \eta_T, \quad (9.10)$$

где η_T — эффективный к. п. д. турбины;

$L_{ад.т}$ — адиабатическая работа расширения газа в турбине, равная

$$L_{ад.т} = \frac{k}{k-1} RT_1^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right].$$

Здесь T_1^* , p_1^* — температура и давление рабочего тела перед сопловым аппаратом турбины;

p_2 — давление за турбиной.

Зависимость адиабатической работы от перепада $\pi_T = p_1^* / p_2$ показана на рис. 9.12. Турбина вращает насосы окислителя и горю-

чего; в некоторых случаях она сообщает мощность и вспомогательным агрегатам, в частности, насосу подачи рабочего тела в турбину, если последнее не является компонентом основного топлива. Обычно основную часть мощности потребляют насосы горючего $N_{нр}$ и окислителя $N_{нок}$; поэтому в дальнейшем мощностью вспомогательных агрегатов будем пренебрегать. Тогда

$$N_T = N_{нр} + N_{нок}. \quad (9.11)$$

Подставляя значения N_T и N_H в выражение (9.11) и решая относительно G_T , получим:

$$G_T = \frac{1}{L_{ад.т} \eta_T} \left(\frac{G_{ок} \Delta p_{нок}}{\gamma_{ок} \eta_{нок}} + \frac{G_r \Delta p_{нр}}{\gamma_r \eta_{нр}} \right). \quad (9.12)$$

Для оценки эффективности системы питания важное значение имеет относительный расход рабочего тела $g_T = G_T / \Sigma G$, где $\Sigma G = G_{зсек} + G_T$ — суммарный расход топлива в двигателе.

Для упрощения анализа примем

$$\Delta p_{нр} = \Delta p_{нок} = \Delta p_H \text{ и } \eta_{нр} = \eta_{нок} = \eta_H.$$

Тогда

$$G_T = \frac{\Delta p_H \Sigma G}{L_{ад.т} \eta_{ТНА} \gamma_T}, \quad (9.13)$$

где $\eta_{ТНА} = \eta_T \eta_H$ — коэффициент полезного действия турбонасосного агрегата;

γ_T — условная весовая плотность топлива.

Относительный расход тогда будет равен

$$g_T = \frac{\Delta p_H}{L_{ад.т} \eta_{ТНА} \gamma_T}. \quad (9.14)$$

Таким образом, относительный расход рабочего тела g_T зависит от напора насоса, величина которого определяется в основном давлением в камере, коэффициентом полезного действия ТНА, $L_{ад.т}$ и γ_T . Для повышения экономичности ТНА стремятся увеличить $L_{ад.т}$ и $\eta_{ТНА}$. Величина $L_{ад.т}$ зависит от параметров рабочего тела и перепада давления в турбине π_T .

В двигателях открытых схем обычно $\pi_T = 15 \div 30$, причем давление за турбиной равно 1,5—2 ата. Давление на выходе из турбины несколько повышают по отношению к атмосферному для

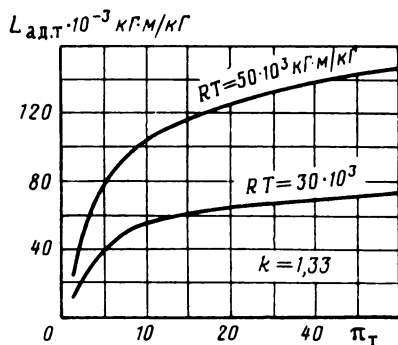


Рис. 9.12. Адиабатическая работа турбины

того, чтобы получить перепад давления в выходном патрубке турбины близким к критическому и таким образом сделать работу турбины независимой от изменения внешних условий. Это обстоятельство, кроме того, позволяет получить небольшую дополнительную тягу.

В двигателях с дожиганием генераторного газа перепад давления на турбине приблизительно может быть принят равным

$$\pi_t \approx \frac{p_{гг}^*}{p_k},$$

где $p_{гг}^*$ — давление газа в газогенераторе. В этих двигателях в силу высокого давления на выходе из турбины (равного примерно p_k) перепадение высокого перепада (более 1,5—2) на турбине нецелесообразно, так как это потребует больших давлений в газогенераторе. Поэтому в этих двигателях величина $L_{ад,т}$ будет относительно небольшой, а расход рабочего тела на турбину высоким и тем большим, чем выше давление в камере. Однако это не приводит к ухудшению экономичности двигательной установки, поскольку рабочее тело после турбины поступает в основную камеру и в дальнейшем участвует в создании тяги. При очень больших давлениях в камере может оказаться целесообразным подавать на турбину полностью один из компонентов; если турбина работает на продуктах сгорания топлива (двухкомпонентный газогенератор), то в газогенератор подается и второй компонент в таком количестве, чтобы обеспечить нужную температуру рабочего тела турбины.

Максимально возможный расход рабочего тела на турбину, если она работает на продуктах разложения (однокомпонентный газогенератор) или испарения и нагрева одного из компонентов, равен

$$G_{т\max} = G_{ок} \text{ или } G_{т\max} = G_r.$$

В качестве примера можно привести двигатель, использующий в качестве окислителя перекись водорода. В таком ЖРД перекись водорода может вначале поступать в газогенератор; продукты разложения из ГГ поступают на турбину и далее в камеру сгорания; очевидно, что в этом случае $G_{т\max} = G_{ок}$. Другим примером может служить ЖРД, использующий в качестве горючего водород. Водород используется для охлаждения камеры. Испаренный и нагретый он может быть далее использован как рабочее тело турбины, если температура водорода после охлаждающей рубашки достаточна для получения необходимой мощности турбины. После турбины H_2 поступает в камеру; в данном примере $G_{т\max} = G_r$.

Если используется двухкомпонентный газогенератор с избытком горючего, то

$$G_{т\max} = G_r + G_{окгг} = (1 + \kappa_{гг}) G_r.$$

Здесь G_r — полный расход горючего в двигателе;

$G_{окгг}$ — расход окислителя в газогенератор;

$\kappa_{гг}$ — соотношение компонентов в газогенераторе.

В этом случае в газогенератор подается все горючее и некоторая часть окислителя. В основную камеру подается газ после турбины и окислитель.

Если газогенератор работает с избытком окислителя, то

$$G_{\tau \max} = G_{\text{ок}} + G_{\text{гг}} = \left(1 + \frac{1}{\alpha_{\text{гг}}}\right) G_{\text{ок}},$$

где $G_{\text{ок}}$ — полный расход окислителя в двигателе;

$G_{\text{гг}}$ — расход горючего в газогенератор.

Так как максимальный расход рабочего тела через турбину ограничен величиной $G_{\tau \max}$, то имеется некоторое максимальное давление в камере, которое можно реализовать в двигателе. Правда, в большинстве случаев это предельное давление существенно выше обычного уровня давлений в камере ЖРД.

Эффективная удельная тяга. Если пренебречь величиной $P_{\text{доп}}$ в уравнении (9.7), то для открытых систем питания $P_{\text{уд.эфф}}$ будет равно

$$P_{\text{уд.эфф}} = \frac{P_{\text{уд}}}{1 + g_{\tau} \frac{G_{\Sigma \text{сек}}}{\Sigma G}},$$

где $P_{\text{уд}}$ — удельная тяга основных камер двигателя.

Учитывая, что в случае открытых систем питания величина g_{τ} мала, можно принять

$$P_{\text{уд.эфф}} = \frac{P_{\text{уд}}}{1 + g_{\tau}}.$$

Для двигателей с дожиганием после турбины рабочее тело подается в основную камеру сгорания и используется эффективно. В этом случае $\Sigma G = G_{\Sigma \text{сек}}$. Поэтому для двигательных установок с дожиганием

$$P_{\text{уд.эфф}} = P_{\text{уд}}.$$

На рис. 9.13 и 9.14 показаны зависимости g_{τ} , $P_{\text{уд}}$ и пунктиром $P_{\text{уд.эфф}}$ от давления в камере для установки с открытой системой питания. С увеличением давления в камере эффективная удельная тяга растет медленнее, чем удельная тяга основной камеры, из-за роста расхода рабочего тела турбины. Чем выше эффективность ТНА ($\eta_{\text{ТНА}}$, $L_{\text{ад.т}}$), тем меньше это влияние. Начиная с некоторого давления $p_{\text{к}}$, эффективная удельная тяга практически не растет и далее, особенно при малых $\eta_{\text{ТНА}}$, даже начинает падать. Увеличение давления в камере свыше 70—100 ата, как видно из рис. 9.14, или вообще не приводит к увеличению эффективной удельной тяги, или дает настолько малый рост $P_{\text{уд.эфф}}$, что последний не окупает утяжеления двигателя, вызванного ростом давления. Поэтому увеличение давления в камере ЖРД с открытой насосной системой питания свыше 70—100 ата нецелесообразно.

Для двигателей с дожиганием, поскольку $P_{уд} = P_{уд.эфф}$, пунктирная линия на рис. 9.14 характеризует одновременно и их эффективную удельную тягу. Как видно, преимущество двигателей с дожиганием особенно заметно при больших давлениях в камере (выше

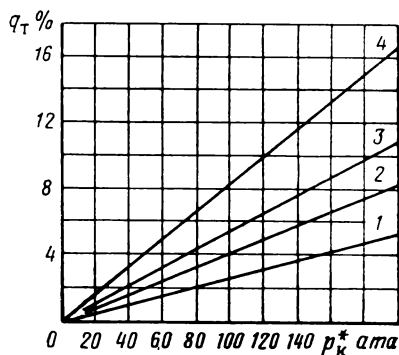


Рис. 9.13. Относительный расход рабочего тела турбины:

($\Delta p_n = 1,3 p_K^*$ и $\gamma_T = 1000 \text{ кг/м}^3$)
 1— $L_{ад.т} = 120 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м/кг}$, $\eta_{ТНА} = 0,4$;
 2— $L_{ад.т} = 120 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м/кг}$, $\eta_{ТНА} = 0,25$;
 3— $L_{ад.т} = 60 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м/кг}$, $\eta_{ТНА} = 0,4$;
 4— $L_{ад.т} = 60 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м/кг}$, $\eta_{ТНА} = 0,25$

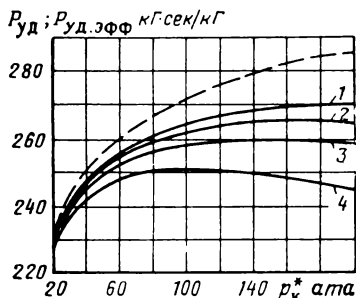


Рис. 9.14. Зависимость удельной и эффективной удельной тяги от давления в камере:

($\Delta p_n = 1,3 p_K^*$; $\gamma_T = 1000 \text{ кг/м}^3$; $p_c = \text{const}$)
 (номера кривых по рис. 9.13)

60 атм). Преимущество этих систем по экономичности является следствием, с одной стороны, того, что здесь нет выброса неиспользованного (или малоиспользованного) рабочего тела и, с другой, — возможности применения больших давлений в камере. Для этих систем нет ограничения давления в камере с точки зрения экономичности. Это ограничение может быть наложено условиями охлаждения и веса двигателя и, кроме того, располагаемым расходом рабочего тела на турбину ($G_{T \max}$).

Глава X

ТЕПЛООБМЕН В ЖРД

10.1. Теплообмен между газом и стенками двигателя

Передача тепла от горячих газов к стенкам камеры сгорания и сопла происходит путем конвективного теплообмена и лучеиспускания.

Конвективный теплообмен. Конвективный теплообмен в ЖРД характеризуется турбулентным состоянием потока газа.

В этом случае тепло в основной части потока переносится благодаря беспорядочному перемещению малых объемов газа. Вблизи же стенки, где находится тонкий ламинарный подслой, тепло передается путем молекулярной теплопроводности. Конвективный теплообмен между газами и стенкой описывается уравнением

$$q_{\text{кон}} = \alpha_r (T_r^* - T_{\text{ст}_r}), \quad (10.1)$$

где $q_{\text{кон}}$ — удельный конвективный тепловой поток от газа к стенке;

α_r — коэффициент теплоотдачи от газа к стенке;

T_r^* — температура адиабатически заторможенного потока газа;

$T_{\text{ст}_r}$ — температура поверхности стенки, омываемой газом.

Если по сечению камеры соотношение компонентов переменного (см. рис. 4.15), то теплообмен определяется температурой и составом газа в пристеночном слое. В этом случае α_r и T_r^* относятся к пристеночному слою. Сказанное верно при условии, что толщина пристеночного слоя больше толщины пограничного слоя (см. рис. 10.8). Это условие в ЖРД обычно выдерживается.

В ЖРД температура T_r^* на начальном участке камеры сгорания возрастает вследствие сгорания топлива, достигая к сечению, где сгорание практически закончено, максимального значения. На дальнейшей длине камеры, включая сопло, температура T_r^* практически остается неизменной.

Коэффициент теплоотдачи α_r может быть определен из критериального уравнения конвективного теплообмена. Для турбулентного потока в канале на стабилизированном участке при постоянных физических свойствах это уравнение имеет вид

$$\text{Nu} = A \text{Re}^m \text{Pr}^n. \quad (10.2)$$

Здесь $\text{Nu} = \frac{\alpha_r D}{\lambda}$ — критерий Нуссельта;

$\text{Re} = \frac{w D \gamma}{\eta}$ — критерий Рейнольдса;

$\text{Pr} = \frac{c_p \eta}{\lambda}$ — критерий Прандтля;

λ, η, c_p — соответственно теплопроводность, динамическая вязкость и теплоемкость продуктов сгорания;

A — постоянная, определяемая из опыта;

D — диаметр сечения.

Для m и n при турбулентном течении можно принять следующие значения: $m=0,8$; $n=0,4$.

В случае ЖРД физические свойства продуктов сгорания по сечению пограничного слоя не могут считаться постоянными из-за

значительного изменения температуры по сечению (от температуры потока T_r до температуры стенки $T_{ст_r}$).

Влияние переменности свойств на интенсивность конвективного теплообмена учитывают различными способами. Для этого часто в уравнение (10.2) вводят коэффициент K_t (коэффициент неизо-термичности).

Для газов, как известно, влияние переменного поля физических свойств можно учесть температурным фактором, равным $T_{ст_r}/T_r^*$. Тогда критериальное уравнение имеет вид

$$Nu = A Re^m Pr^n K_t, \quad (10.3)$$

где

$$K_t = \left(\frac{T_r^*}{T_{ст_r}} \right)^p.$$

Нужно отметить, что турбулентный поток полностью стабилизируется на длине канала L (отсчитанной от начала канала), равной $40D$. Сопло является каналом переменного сечения, а камера сгорания ЖРД имеет обычно $L/D \leq 3 \div 5$; поэтому поток газа в ЖРД не может быть полностью стабилизированным; в результате коэффициент теплоотдачи и удельный тепловой поток будут более высокими. Это обстоятельство можно учесть, если считать коэффициент A в формулах (10.2) и (10.3) переменным по длине камеры двигателя, т. е.

$$A = A(L/D). \quad (10.4)$$

Расчеты по обычным формулам конвективного теплообмена типа (10.1) и (10.3), даже с учетом переменности коэффициента A , иногда дают значительно меньшие величины удельного конвективного теплового потока, чем это следует из опытов, причем расхождение расчета с опытом возрастает с увеличением температуры газа и уменьшением давления. Как показали исследования, основная причина этого лежит в наличии диссоциированных продуктов сгорания. Вследствие большого градиента температур в пристеночном слое (температура стенки ЖРД в 3—5 раз меньше температуры газа) в частицах газа, попадающих из области высоких температур в область низких температур у стенки, происходит рекомбинация ранее диссоциированных молекул и соответственно выделяется химическая энергия. Поэтому частицы газа, попадающие к стенке из области высоких температур, переносят туда не только тепло, определяемое суммой энтальпии и кинетической энергии, но и энергию, выделяемую при охлаждении газа, вследствие его рекомбинации, что повышает теплоотдачу в стенку.

Теплоемкость диссоциированного газа при рекомбинации выше теплоемкости, вычисленной в предположении постоянного состава газа (т. е. отсутствия рекомбинации), из-за наличия теплового эф-

фекта, сопровождающего этот процесс (так называемая полная или равновесная теплоемкость).

На рис. 10.1 показано изменение полной теплоемкости диссоциированных продуктов сгорания топлива кислород—гептан; там же показана теплоемкость, вычисленная в предположении отсутствия рекомбинации.

На этом основании можно приближенно считать, что количество тепла, приносимое к стенке, пропорционально величине $c_p T_g^*$, где T_g^* — действительная температура газа, вычисленная с учетом диссоциации.

Если условно принять, что в процессе сгорания газы не диссоциируют, то очевидно, что теплоемкость такого газа c_{p_0} будет меньше, чем c_p . В результате такого условного процесса температура газа T_{g_0} будет больше, чем действительная температура T_g , вследствие меньшей теплоемкости.

Так как в обоих случаях рассматривается одна и та же затрата тепла, то можно считать

$$c_p T_g^* \approx c_{p_0} T_{g_0}^* \quad (10.5)$$

Следовательно, влияние диссоциации на процесс теплообмена можно учесть, если в соответствующие уравнения теплообмена подставлять c_p и T_g^* или c_{p_0} и $T_{g_0}^*$.

Однако в тех частых случаях, когда в пристеночном слое имеют место пониженные значения коэффициента избытка окислителя, а следовательно,

и низкие температуры, газ в этом слое не диссоциирован и данный дополнительный эффект не имеет места.

Теоретический расчет удельных тепловых потоков в ракетном двигателе, основанный на методах теории пограничного слоя, весьма трудоемок. Поэтому часто для определения $q_{\text{кон}}$ и α_g в ЖРД используют метод пересчета. При этом предполагается, что для некоторого исходного двигателя известно распределение удельных конвективных тепловых потоков вдоль камеры, что может быть получено из подробного теоретического расчета или из опыта. Кроме того, известны его геометрические размеры, а также давление, температура и состав газов. Требуется определить распределение $q_{\text{кон}}$ для проектируемого двигателя, для которого известны не только его геометрические размеры, но также давление, температура и состав газов.

Для пересчета воспользуемся уравнением вида (10.3).

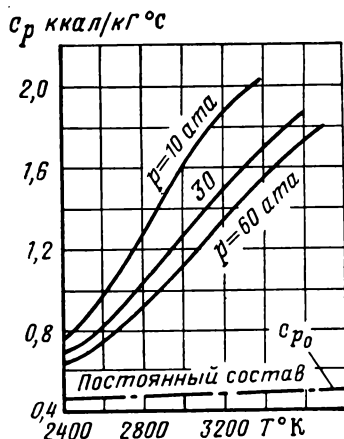


Рис. 10.1. Истинная теплоемкость продуктов сгорания топлива кислород—гептан при $\alpha = 1$

Раскрывая значения Re и Nu, получим

$$\alpha_r = A \left(\frac{\eta}{D} \right)^{1-m} c_p (\gamma w)^m \left(\frac{T_r^*}{T_{\text{сгг}}} \right)^p \text{Pr}^{n-1}. \quad (10.6)$$

В последней формуле удобно сделать замену

$$w\gamma = w_{\text{кр}} \gamma_{\text{кр}} \frac{F_{\text{кр}}}{F} = \frac{p_{\text{к}}^*}{\bar{f}\beta};$$

тогда

$$\alpha_r = \frac{A}{D_{\text{кр}}^{1-m}} \frac{c_p \eta^{1-m}}{\text{Pr}^{1-n} \beta^m} \frac{p_{\text{к}}^{*m}}{\bar{f}^{\frac{m+1}{2}}} \left(\frac{T_r^*}{T_{\text{сгг}}} \right)^p. \quad (10.7)$$

Обозначим величины, относящиеся к исходным данным, индексом 1, а к искомым — индексом 2.

Разделив α_{r1} на α_{r2} , считая $\text{Pr}_1 = \text{Pr}_2^*$ и имея в виду, что в обоих случаях рассматриваются сходственные сечения ($A_1 = A_2$; $\bar{f}_1 = \bar{f}_2$), получим:

$$\alpha_{r2} = \alpha_{r1} \left(\frac{D_{\text{кр}1}}{D_{\text{кр}2}} \right)^{1-m} \left(\frac{p_{\text{к}2}^*}{p_{\text{к}1}^*} \right)^m \frac{s_2}{s_1}, \quad (10.8)$$

где

$$s = \frac{c_p \eta^{1-m}}{\beta^m} \left(\frac{T_r^*}{T_{\text{сгг}}} \right)^p.$$

Поскольку $m=0,8$, то

$$\alpha_{r2} = \alpha_{r1} \left(\frac{D_{\text{кр}1}}{D_{\text{кр}2}} \right)^{0,2} \left(\frac{p_{\text{к}2}^*}{p_{\text{к}1}^*} \right)^{0,8} \frac{s_2}{s_1}. \quad (10.9)$$

Нетрудно видеть, что формула для пересчета удельных конвективных потоков будет иметь вид:

$$q_{\text{кон}2} = q_{\text{кон}1} \left(\frac{D_{\text{кр}1}}{D_{\text{кр}2}} \right)^{0,2} \left(\frac{p_{\text{к}2}^*}{p_{\text{к}1}^*} \right) \frac{S_2}{S_1}, \quad (10.10)$$

где

$$S = s(T_r^* - T_{\text{сгг}}).$$

Величина S для данного топлива зависит от коэффициента избытка окислителя, поскольку с его изменением меняются T_r^* , β , c_p , η , а также от температуры стенки. С ростом коэффициента избытка окислителя (в области $\alpha < 1$), величина S растет главным образом из-за роста температуры газа; с ростом $T_{\text{сгг}}$ величина S падает (рис. 10.2).

* Это допустимо, так как критерий Прандтля зависит от атомности (числа атомов в молекуле) газов, а средняя атомность продуктов сгорания различных топлив примерно одинакова. В среднем можно принимать $\text{Pr}=0,8$.

Следовательно, удельный тепловой поток $q_{\text{кон}}$ зависит от типа топлива, коэффициента избытка окислителя, давления в камере, температуры $T_{\text{стр}}$ и в некоторой степени от абсолютных размеров двигателя ($D_{\text{кр}}$).

Когда отсутствуют исходные данные, необходимые для определения $q_{\text{кон}}$ методом пересчета, можно воспользоваться приближенной методикой, рекомендованной в работе [60]. Здесь за исходное берется уравнение, аналогичное уравнению (10.7):

$$\alpha_r = \frac{0,026}{D_{\text{кр}}^{0,2}} \frac{c_p \eta^{0,2}}{P_r^{0,6} \rho^{0,8}} \frac{(P_k^*)^{0,8}}{\bar{f}^{0,9}} \sigma, \quad (10.11)$$

где

$$\sigma = \frac{1}{\left[0,5 \frac{T_{\text{стр}}}{T_r^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) + 0,5 \right]^{0,8 - \frac{\omega}{5}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\omega}{5}}}; \quad (10.12)$$

здесь ω — показатель степени в температурной функции вязкости; можно принимать $\omega = 0,6$.

Физические свойства в уравнении (10.11) берутся при температуре T_r^* . Коэффициент σ учитывает влияние переменности физических свойств на интенсивность теплообмена и изменение их по длине сопла. Изменение σ по длине сопла в зависимости от температурного фактора $T_{\text{стр}}/T_r^*$ показано на рис. 10.3.

Теплообмен лучеиспускающим. В силу высоких температур в камере ЖРД энергия, излучаемая продуктами сгорания на стенку, достаточно велика и ее приходится учитывать. Продукты сгорания обычных топлив ЖРД, не содержащих метал-

лические элементы, практически не имеют твердых частичек, и излучение их является газовым. При лучистом теплообмене между газом и твердой стенкой удельный тепловой поток может быть определен из уравнения

$$q_a = \epsilon_{\text{пр}} c_0 \left[\left(\frac{T_r}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{стр}}}{100} \right)^4 \right], \quad (10.13)$$

где $\epsilon_{\text{пр}}$ — приведенная степень черноты, зависящая от степени черноты стенки и газа;

$c_0 = 4,9 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{час} \cdot \text{°K}^4$ — коэффициент излучения абсолютно черного тела.

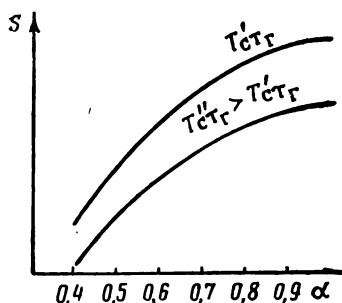


Рис. 10.2. Зависимость комплекса S от коэффициента избытка окислителя

Поскольку температура продуктов сгорания в ЖРД достигает величины 3000°C и более, а температура стенок не превосходит обычно 1000°C , то второй член выражения в скобках в формуле (10.13) составляет не более 3—5% от первого. Учитывая, что в ЖРД, особенно в сопле, на долю лучистого теплового потока приходится меньшая часть суммарного теплового потока, можно пренебречь величиной $(T_{\text{стГ}}/100)^4$ в формуле (10.13).

В этом случае

$$q_{\text{л}} = \varepsilon_{\text{г}} \varepsilon'_{\text{ст}} c_0 \left(\frac{T_{\text{г}}}{100} \right)^4, \quad (10.14)$$

где $\varepsilon'_{\text{ст}}$ — эффективная степень черноты стенки, приближенно равная $0,5(\varepsilon_{\text{ст}} + 1)$.

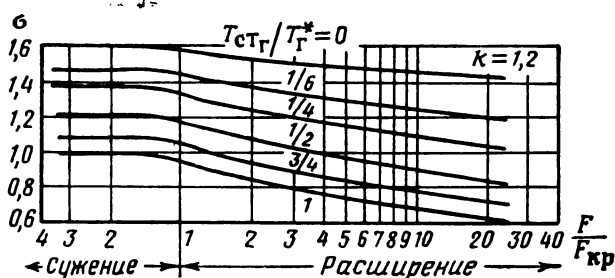


Рис. 10.3. Изменение σ по длине сопла

Излучение продуктов сгорания в современных ЖРД определяется практически излучением H_2O и CO_2 . В этом случае с достаточной точностью можно принимать

$$\varepsilon_{\text{г}} = \varepsilon_{\text{CO}_2} + \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}. \quad (10.15)$$

Степень черноты газа зависит от произведения $p_i l$ и температуры*:

$$\varepsilon_{\text{г}} = f(p_i l, T_{\text{г}}); \quad (10.16)$$

здесь p_i — парциальное давление газа;

l — эффективная длина луча.

Опыт показывает, что для CO_2 степень черноты действительно зависит от произведения $p_i l$, а не от каждой величины в отдельности. Что касается водяного пара, то для него зависимость (10.16)

* Излучение газов зависит не только от парциального давления, но и от абсолютного давления смеси газов. Однако литературных данных по этому вопросу недостаточно.

не вполне справедлива; в этом случае необходимо вводить еще поправку $\delta_{p_{H_2O}}$ на давление, т. е.

$$\epsilon_{H_2O} = \epsilon_{H_2O}^0 \cdot \delta_{p_{H_2O}}. \quad (10.17)$$

Расчет лучистых тепловых потоков в ЖРД ведется по формуле (10.14), для чего необходимо знание трех величин (T_r , ϵ_r и $\epsilon_{ст}$). Степень черноты стенки зависит от материала, а также от обработки и состояния ее поверхности, наличия окисной пленки, сажи и т. д. Степень черноты газа определяется формулой (10.15). Значения ϵ_{CO_2} и ϵ_{H_2O} , входящих в эту формулу, определяют из экспериментов, результаты которых приводят обычно в виде графиков [26]. Если такие данные в необходимом диапазоне параметров отсутствуют, то в первом приближении можно использовать следующие зависимости:

$$\epsilon_{CO_2} = 0,715 (p_{CO_2} l)^{0,33} \left(\frac{T_r}{100} \right)^{-0,5}; \quad (10.18)$$

$$\epsilon_{H_2O} = 0,715 (p_{H_2O})^{0,8} l^{0,6} \left(\frac{T_r}{100} \right)^{-1}; \quad (10.19)$$

здесь p_{H_2O} и p_{CO_2} — в кг/см^2 ; l — в м .

Парциальные давления p_{H_2O} и p_{CO_2} , необходимые для нахождения ϵ_{H_2O} и ϵ_{CO_2} , определяются из термодинамического расчета.

Величина $q_{л}$ на последнем участке камеры сгорания и в начальном сечении сопла определяется по параметрам продуктов сгорания в камере сгорания, полученным из термодинамического расчета. На участке сопла лучистый тепловой поток определяется по параметрам газа в данном сечении сопла.

Следует иметь в виду, что часть лучистого потока из камеры сгорания падает на докритическую часть сопла. Поэтому на начальном участке докритической части сопла лучистый поток выше, чем рассчитанный по параметрам газа в данном сечении.

Изменение удельных тепловых потоков вдоль камеры сгорания и сопла. Из изложенного выше нетрудно видеть, что изменение $q_{кон}$ вдоль двигателя определяется изменением температуры газа, коэффициента теплоотдачи α_r и температуры стенки $T_{ст}$. Для простоты рассуждений примем температуру стенки со стороны газа вдоль двигателя одинаковой; в действительности она неодинакова; изменение ее зависит от организации охлаждения двигателя, причем обычно она наибольшее значение имеет в области критического сечения сопла. Сделанное допущение не влияет на характер распределения конвективного удельного теплового потока.

Проследим за изменением α_r вдоль двигателя. Изменение его определяется главным образом изменением плотности тока $w\gamma$ (10.6) и (10.7); поэтому α_r вдоль камеры сгорания меняется мало;

вдоль сопла α_r до критического сечения растет (вследствие роста плотности тока), а затем падает. Температура T_r^* вдоль камеры сгорания вначале растет, вследствие развития процесса сгорания, а затем остается практически постоянной, так как теплоотвод в стенки мал по сравнению с полным теплосодержанием газа. В итоге распределение $q_{\text{кон}}$ по длине двигателя имеет вид, указанный на рис. 10.4. На начальном участке $q_{\text{кон}}$ растет вследствие роста температуры газа и затем до сопла остается почти неизменным. На докритическом участке сопла величина $q_{\text{кон}}$ резко растет, вследствие увеличения коэффициента теплоотдачи. На закритическом участке сопла удельные тепловые потоки уменьшаются главным образом вследствие понижения α_r .

Рассмотрим изменение лучистого теплового потока вдоль камеры ЖРД. Величина $q_{\text{л}}$ определяется главным образом температурой газа и степенью черноты ε_r . Температура газа на начальном участке камеры сгорания растет, а в сопле падает. Степень черноты газа также уменьшается вдоль сопла вследствие падения давления газа. В итоге распределение удельных лучистых тепловых потоков вдоль двигателя имеет вид, показанный на рис. 10.4. На начальном участке камеры сгорания $q_{\text{л}}$ растет вследствие роста температуры газа, затем вдоль камеры сгорания и на начальном участке сопла лучистый тепловой поток остается практически неизменным; на остальном участке сопла $q_{\text{л}}$ уменьшается, вследствие уменьшения температуры и степени черноты газа.

Полный удельный тепловой поток от газа в стенки q_r равен

$$q_r = q_{\text{кон}} + q_{\text{л}}.$$

Удельные тепловые потоки в ракетных двигателях могут достигать очень больших величин. Так, в ЖРД удельные тепловые потоки имеют примерно следующий порядок значений: в камере сгорания $1 \cdot 10^6$ — $5 \cdot 10^6$ ккал/м²·час и более, при этом на долю конвективного теплового потока приходится до 60—80%; в критическом сечении сопла — $5 \cdot 10^6$ — $30 \cdot 10^6$ ккал/м²·час и более, из них на долю конвективного приходится более 90%; в выходном сечении сопла на долю конвективного потока приходится еще большая часть (обычно более 95%).

Если рассматривать полное количество тепла, отдаваемое газом в стенки двигателя в единицу времени, то оказывается, что лучистый поток составляет примерно 10—25% от суммарного. Доля

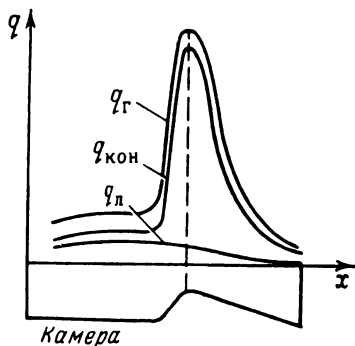


Рис. 10.4. Распределение удельных тепловых потоков вдоль камеры сгорания и сопла

лучистого потока зависит от состава топлива, а также от соотношения размеров камеры сгорания и сопла и абсолютных размеров двигателя.

Таким образом, основную роль в теплообмене между газом и стенкой в ЖРД играет конвективный теплообмен. Роль лучистого теплового потока относительно велика в камере сгорания. В закритической части сопла она мала и соизмерима с величиной точности определения тепловых потоков. Максимум полного удельного теплового потока приходится на область критического сечения сопла, поэтому эта часть двигателя является наиболее напряженной в тепловом отношении.

Влияние различных факторов на тепловой поток от газа к стенке. С ростом температуры продуктов сгорания растут как конвективные, так и лучистые тепловые потоки. Так, при применении жидкого кислорода и керосина удельные тепловые потоки на 60—70% выше, чем при применении азотной кислоты и керосина.

Коэффициент избытка окислителя через температуру газа и отчасти через его состав также оказывает влияние на величину тепловых потоков. На рис. 10.5 показана примерная зависимость удельного теплового потока от коэффициента избытка окислителя; там же приведено изменение удельной тяги.

С увеличением давления в камере сгорания растут тепловые потоки. Рост конвективных тепловых потоков связан с увеличением коэффициента теплоотдачи из-за увеличения плотности газа. Из формулы (10.10) следует, что коэффициент теплоотдачи пропорционален $(p_k^*)^{0.8}$.

Если при этом считать $T_{c_{тр}} = \text{const}$, то и тепловые потоки $q_{кон}$ можно принять пропорциональными $(p_k^*)^{0.8}$.

Лучистый тепловой поток также меняется при изменении давления вследствие изменения степени черноты газа, однако в несколько меньшей степени, чем конвективный.

Величина температуры стенки со стороны газа оказывает меньшее влияние на тепловые потоки, чем температура газа, поскольку она может меняться в меньших пределах. Не оказывая практически влияния на лучистый тепловой поток, $T_{c_{тр}}$ несколько влияет на конвективный тепловой поток и тем сильнее, чем меньше температура газа, как это нетрудно видеть из формулы (10.1). Если двигатель работает при коэффициенте избытка окислителя, близком к оптимальному значению, и имеет равномерное распределение соотношения компонентов по сечению, то обычно $T_{c_{тр}}$ составляет 0,2—0,3 от температуры газа, и влияние ее на тепловой поток относительно невелико: изменение $T_{c_{тр}}$ на 10% изменяет тепловой поток всего на 3—4%. Если же двигатель работает при пониженных значениях α или имеет неравномерное распределение компо-

нентов по сечению с малыми значениями α , а следовательно, и температуры T_T в пристеночном слое, то влияние $T_{стг}$ на тепловые потоки сильнее (рис. 10.6). Это обстоятельство может быть исполь-

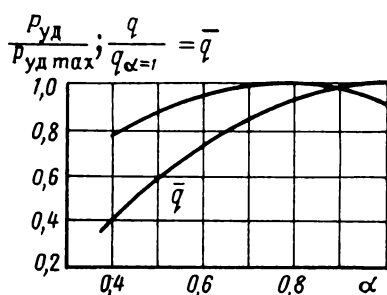


Рис. 10.5. Зависимость удельного теплового потока от коэффициента избытка окислителя

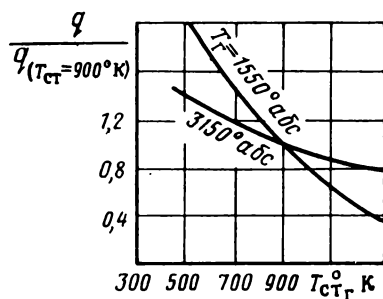


Рис. 10.6. Влияние температуры стенки $T_{стг}$ на удельный тепловой поток от газа в стенку

зовано, например, при внешнем охлаждении двигателя, когда для уменьшения количества тепла, отдаваемого в охлаждающую жидкость, повышают температуру стенки (если это допускает материал стенки).

10.2. Методы охлаждения ЖРД

Основная задача охлаждения двигателя заключается в том, чтобы в процессе работы температура стенок была не выше некоторого допустимого предела, определяемого свойствами материала стенки и ресурсом двигателя.

Отвод тепла от стенок камеры сгорания и сопла производится обычно окислителем или горючим. Такой метод охлаждения двигателя называется внешним проточным охлаждением.

Камеры с внешним проточным охлаждением снабжаются охлаждающей рубашкой. В зазоре между стенкой камеры и рубашкой протекает один из компонентов топлива, который затем поступает через головку в камеру сгорания.

Для охлаждения может быть использована также и жидкость, ненужная непосредственно для процесса в камере, но обладающая хорошими охлаждающими свойствами, например, вода (особенно в стендовых условиях).

Если удельные тепловые потоки невелики, то отвод тепла от стенок может обеспечиваться лучеиспусканием последних во внешнее пространство (радиационное охлаждение). Такие условия (невь-

сокие удельные тепловые потоки) имеют место на конечных участках сопла при малых давлениях газа на срезе. Удельный тепловой поток, отводимый от стенки во внешнюю среду лучеиспусканием, равен

$$q = \epsilon_{\text{ст}} c_0 \left(\frac{T_{\text{ст}}}{100} \right)^4.$$

Чем выше допустимая температура стенки и степень ее черноты, тем выше тепловой поток, снимаемый путем лучеиспускания (рис. 10.7).

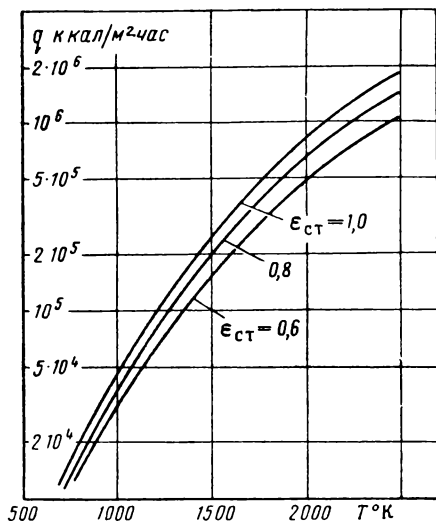


Рис. 10.7. Зависимость удельного теплового потока, снимаемого со стенки лучеиспусканием, от температуры и степени черноты стенки

Если нет постоянного отвода тепла от стенок, равного по величине притоку тепла от газа, то температура стенок не остается постоянной и повышается в процессе работы двигателя. Тепло, идущее от газа к стенке, в таком случае поглощается материалом стенок. Так как при этом используется аккумулирующая способность материала стенок, т. е. его тепловая емкость, то такой метод охлаждения называется емкостным. Длительность работы двигателя, определяемая условием нагрева стенок, в этом случае зависит от размеров и назначения двигателя, допустимой температуры стенок и аккумулирующей способности материала стенок.

В ЖРД применяется также внутреннее охлаждение. Под внутренним охлаждением понимаются различные методы понижения удельных тепловых потоков от газа к стенке путем создания у внутренней ее поверхности защитного слоя жидкости или слоя газа (пара) с пониженной температурой. Естественно, что понижение тепловых потоков во всех случаях облегчает решение задачи охлаждения двигателя. Наиболее широкое применение в ЖРД получило внешнее проточное охлаждение, обычно применяемое в сочетании с внутренним.

Для повышения эффективности защиты стенок ракетных двигателей от воздействия высоких температур используются жаропрочные тугоплавкие материалы, которыми покрывают внутренние поверхности стенок в наиболее теплонапряженных частях двигателя.

Для тепловой защиты стенок могут быть использованы и так называемые аблирующие покрытия, наносимые на огневую поверхность стенок. В этом случае поток газа, воздействуя на покрытие, вызывает в нем фазовые превращения (плавление, испарение, сублимацию) или эндотермические реакции; продукты этих превращений уносятся газом. Тепло, подводимое к стенке, расходуется в основном на указанные превращения, вследствие чего тепловой поток, отводимый вглубь стенки, невелик.

Эффект, обеспечивающий защиту стенок конструкций за счет фазовых и химических превращений с последующим уносом с поверхности покрытия продуктов этих превращений при воздействии на него газового потока, называют абляцией, а соответствующие покрытия — аблирующими.

10.3. Внутреннее охлаждение

Внутреннее охлаждение широко используется в жидкостных ракетных двигателях и является основным методом снижения удельных тепловых потоков. Принципиально, при соответствующем конструктивном выполнении, с помощью внутреннего охлаждения можно довести удельные тепловые потоки практически до нуля и таким образом поддерживать температуру стенки на необходимом уровне без дополнительных мер. Но в настоящее время внутреннее охлаждение применяют обычно в сочетании с другими видами защиты стенок, в частности, в сочетании с внешним проточным охлаждением. Наиболее часто для снижения удельных тепловых потоков от газа в стенку создают завесу низкотемпературного газа у стенки, что ведет к уменьшению конвективных тепловых потоков.

Низкотемпературный пристеночный слой поглощает также часть лучистой энергии, идущей от горящих газов в ядре потока, уменьшая таким образом и лучистый тепловой поток. Схема газовой завесы показана на рис. 10.8.

Низкотемпературный пристеночный слой создают обычно путем подачи у стенки избыточного количества горючего, что в итоге приводит к переменному по сечению камеры коэффициенту избытка окислителя с минимальным значением у стенки (см. рис. 4.15). Такой пристеночный слой можно создать специальным расположением форсунок на головке; в этом случае на периферии головки у стенки располагают главным образом форсунки горючего. Роль

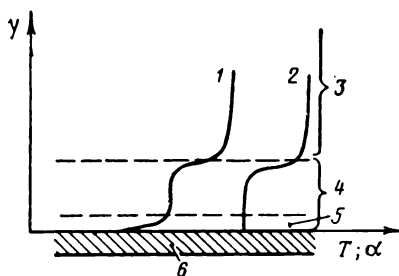


Рис. 10.8. Схема газовой завесы:

1—профиль температуры по сечению потока; 2—изменение коэффициента избытка окислителя по сечению потока; 3—ядро потока газа; 4—пристеночный слой; 5—пограничный слой; 6—стенка

дополнительных форсунок горючего может играть щель у стенки около головки.

На начальном участке камеры около головки стенка покрыта пленкой жидкости, обогащенной горючим. При дальнейшем движении к соплу пленка постепенно испаряется и выгорает, и у стенки образуется слой газа с малым значением коэффициента избытка окислителя ($\alpha_{ст}$) и потому — с пониженной температурой. Процесс сгорания в пристеночном слое, как отмечалось, происходит медленнее, чем в ядре потока, из-за более низких температур и поэтому затягивается на большую длину камеры.

Горючее для завесы подают и через стенку. В этом случае она вводится через щель или отверстия, выполненные в определенных сечениях камеры сгорания или сопла. Образовавшаяся на стенке пленка, воспринимая тепло от горючих газов, постепенно испаряется; пары, перемешиваясь с продуктами сгорания, образуют пристеночный газовый слой с низким коэффициентом избытка окислителя и поэтому с низкой температурой.

При рассмотренных способах организации внутреннего охлаждения можно выделить два крайних участка. Первый — участок вблизи места подачи жидкости*; здесь стенка покрыта жидкой пленкой. Температура стенки на этом участке близка к температуре кипения жидкости, поскольку отдаваемое газами, воспринимается в основном пленкой. Лишь часть лучистого потока (лучи с длинами волн, для которых пленка прозрачна), проходя пленку, попадает на стенку. Поэтому на этом участке тепловые потоки на стенку незначительны при условии, что стенка равномерно покрыта жидкостью. Второй — участок после испарения и выгорания пленки, где стенка омывается низкотемпературным пристеночным слоем — газовой завесой (см. рис. 10.8). Здесь тепловой поток определяется температурой и составом газа этого слоя. Зная коэффициент избытка окислителя пристеночного слоя $\alpha_{ст}$, можно оценить величину тепловых потоков на этом участке (см. рис. 10.5).

При значительном расстоянии от места ввода избыточного горючего до рассматриваемого сечения пристеночный слой в результате перемешивания с ядром потока размывается, температура его повышается, что снижает эффект внутреннего охлаждения. Поэтому место ввода избыточного горючего должно выбираться так, чтобы низкотемпературная завеса сохранилась до наиболее теплонапряженных частей двигателя (в частности, до критического сечения сопла). В одних двигателях ограничиваются организацией внутреннего охлаждения с помощью головки; в других устраивают дополнительные вводы через стенку, например, перед соплом.

Завеса, являясь эффективным методом понижения тепловых потоков, в то же время приводит к некоторым потерям в удельной

* В определенных случаях на завесу может вводиться не жидкость, а газ (пар), как например, в водородных ЖРД, в которых в полости охлаждения водород доводится до газообразного состояния.

тяге, поскольку скорость истечения газов, соответствующая коэффициенту избытка окислителя в пристеночном слое $\alpha_{ст}$, ниже, чем при $\alpha_{опт}$. При проектировании двигателя следует стремиться к уменьшению этих потерь. При данном значении $\alpha_{ст}$ это может быть достигнуто уменьшением количества вещества, идущего на газовую завесу, т. е. уменьшением слоя газа, имеющего пониженный коэффициент избытка окислителя. Однако в этом отношении имеются ограничения, так как чем тоньше этот слой, тем быстрее он перемещается с ядром потока и тем раньше перестает существовать.

Потери в удельной тяге $\Delta P_{уд}$, связанные с завесой, могут быть оценены в предположении отсутствия смешения между газовой завесой и ядром потока и полного сгорания смеси как в ядре потока, так и в пристеночном слое, следующим образом:

$$\Delta P_{уд} = P_{уд.опт} - P_{уд},$$

где $P_{уд.опт}$ — удельная тяга двигателя при одинаковом всюду значении $\alpha = \alpha_{опт}$;

$P_{уд}$ — удельная тяга двигателя с завесой.

Считая, что коэффициент избытка окислителя в ядре потока равен оптимальному значению $\alpha_{опт}$, а в пристеночном слое — $\alpha_{ст}$, получим:

$$\Delta P_{уд} = g_3 (P_{уд.опт} - P_{уд.ст}),$$

или в относительных величинах

$$\overline{\Delta P_{уд}} = \frac{\Delta P_{уд}}{P_{уд.опт}} = g_3 \left(1 - \frac{P_{уд.ст}}{P_{уд.опт}} \right). \quad (10.20)$$

Здесь $g_3 = \frac{G_3}{G_{зсек}}$ — относительное количество газов, образующих завесу;
 G_3 — расход топлива на газовую завесу;
 $G_{зсек}$ — суммарный расход топлива.

Если принять $\alpha_{опт} = 0,9$, то при принятых допущениях потери в удельной тяге будут иметь значения, приведенные на рис. 10.9.

Сравнение данных рис. 10.9 с данными рис. 10.5 показывает, что ценой сравнительно небольших потерь в удельной тяге можно существенно понизить теплоотдачу от газа в стенки двигателя. Следует, однако, иметь в виду, что данные рис. 10.9 получены при определенном расходе топлива на завесу. Задача конструктивного выполнения — обеспечить необходимый уровень снижения удельных тепловых потоков при возможно меньших расходах на завесу.

На эффективность внутреннего охлаждения большое влияние оказывает характер движения пленки вдоль стенки. Чем устойчивее движение пленки, тем длительнее ее существование и эффективнее внутреннее охлаждение. Для устойчивого движения пленка должна прилипнуть к стенке. Влияние некоторых факторов

на характер движения пленки показано на рис. 10.10, на котором нанесены граничные линии, разделяющие плоскость на области отрыва и прилипания. Чем больше ширина щели b , через которую жидкость подается на стенку, тем ниже располагается граничная кривая и тем уже область прилипания.

При данной скорости обтекающего газа для обеспечения прилипания пленки к стенке необходимо снижать скорость подачи жидкости и уменьшать ширину щели b . Очевидно, что, чем меньше угол β , тем благоприятнее условие для прилипания.

Но и при наличии прилипания пленка может потерять устойчивость из-за возмущений, появляющихся при ее движении. Было установлено, что при увеличении расхода охладителя длина пленки сначала увеличивается, но затем, начиная с некоторого критического расхода, рост этот замедляется или прекращается из-за потери устойчивости. Наиболее благоприятные

Рис. 10.9. Зависимость потерь $\Delta \bar{P}_{уд}$ от параметров газовой завесы при $\alpha_{опт}=0,9$

условия для устойчивого движения пленки, пока ее толщина не превосходит толщины ламинарного подслоя газового потока. Поэтому увеличение расхода на пленку эффективно лишь до некото-

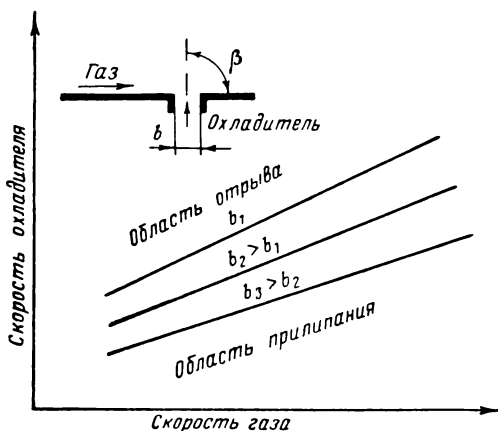
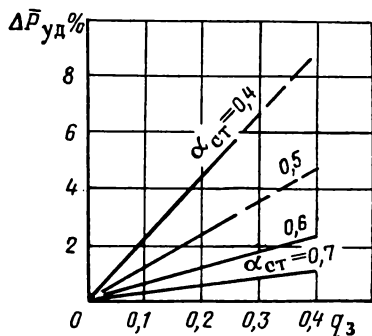


Рис. 10.10. Области отрыва и прилипания пленки

рых пределов. При дальнейшем увеличении расхода условия охлаждения уже не улучшаются, так как при этом уменьшается стабильность пленки и дополнительный расход жидкости уносится

газами. Это видно из графика рис. 10.11, построенного по результатам опытов.

Необходимый расход жидкости через отверстия в стенке $G_{ж}$ для снижения удельных тепловых потоков на заданную величину зависит от конструкции ввода жидкости на стенку, от свойств жидкости, а также от параметров газового потока и обычно находится экспериментально. Следует всегда стремиться к уменьшению этой величины с целью снижения потерь в удельной тяге.

В ЖРД потери в удельной тяге, связанные с организацией внутреннего охлаждения, находятся в среднем в пределах 1—5%; у двигателей больших тяг они должны быть меньше (при прочих равных условиях). Это связано прежде всего с тем, что периметр сечения камеры сгорания и сопла при увеличении тяги двигателя растет в мень-

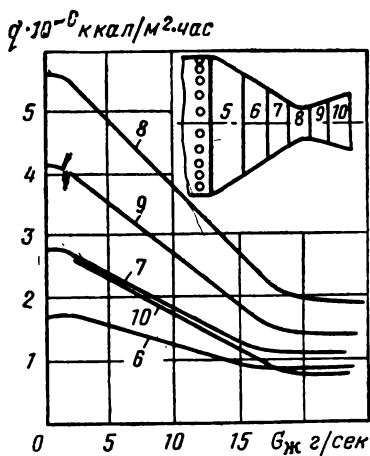


Рис. 10.11. Влияние внутреннего охлаждения на удельный тепловой поток

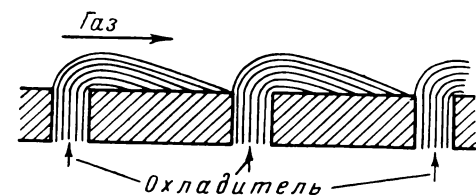


Рис. 10.12. Схема пленочного охлаждения

шей степени, чем расход топлива. Поэтому относительный расход охладителя на завесу уменьшается, поскольку для двигателей разных тяг можно считать, что потребный расход жидкости на единицу длины периметра примерно одинаков.

При подсчете удельной тяги эти потери учитываются величиной F_k и составляют основную долю потерь в камере.

Пористое охлаждение. Наибольшего снижения теплоотдачи в стенку можно добиться, если всю внутреннюю поверхность полностью покрыть пленкой жидкости. Для этого необходимо сблизить щели (отверстия), увеличив число их и понизив расход в каждой из них (рис. 10.12). Такой способ охлаждения называют пленочным. Близким к этому способу является так называемое пористое охлаждение. Стенка в этом случае изготавливается из пористого материала, охладитель через поры продавливается с внешней поверхности на внутреннюю, омываемую горячим газом, и таким образом снижает тепловой поток от газа в стенку; проникающее же в стенку тепло воспринимается охладителем, проходящим через ее поры (рис. 10.13).

Температура стенки при пористом охлаждении существенно зависит от расхода охладителя через нее. Если охладитель — жидкость, то имеется некоторый критический расход, при котором температура стенки становится равной температуре кипения жидкости. В этом случае и при больших расходах жидкости, проходя через стенку, не успевает испариться и, следовательно, стенка со стороны газа омывается жидкостью. При расходе ниже критического из-за увеличения тепла на единицу расхода охладителя жидкость, проходя через стенку, испаряется и внутренняя поверхность стенки уже не омывается жидким слоем, что приводит к росту $T_{стг}$. Такой режим охлаждения, хотя и связан с повышением температуры стенки, но является более выгодным, поскольку в этом случае уменьшается расход жидкости. При определенном расходе испарение будет происходить уже на внешней поверхности стенки и через поры стенки будет проходить пар. В этом случае уменьшение теплового потока от газа к стенке происходит за счет вдувания относительно холодного пара в пограничный слой газа. Попадающее на стенку тепло идет на нагрев паров, проходящих через стенку, и на нагрев и испарение жидкости на внешней поверхности стенки. Такой режим работы позволяет обеспечить равномерное и экономичное охлаждение стенки.

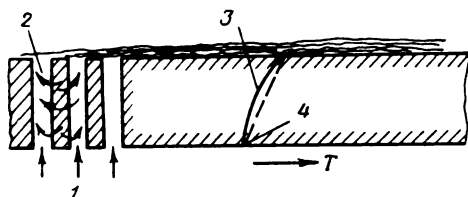


Рис. 10. 13. Схема пористого охлаждения:

1—охладитель; 2—тепло; 3—температура охладителя; 4—температура стенки

Одной из главных трудностей при использовании пористого охлаждения является получение материалов высокой прочности и с равномерной пористостью. Невыполнение последнего условия приводит к неравномерному расходу охлаждающей жидкости через поверхность стенки и к неравномерному полю температур стенки.

Хорошо организованное пористое охлаждение может обеспечить надежную защиту стенок от высоких температур при весьма малых расходах охладителя без внешнего охлаждения.

10. 4. Внешнее проточное охлаждение

Внешнее проточное охлаждение двигателя называют также регенеративным, поскольку при этом практически все тепло, отданное в стенки, возвращается обратно в камеру сгорания. Внешнее проточное охлаждение двигателя чаще применяется в сочетании с внутренним.

При внешнем проточном охлаждении тепловой поток от газа к стенке равен тепловому потоку через стенку и тепловому потоку от стенки к охлаждающей жидкости. Если пренебречь разницей

между величинами внутренней и внешней поверхностей стенки, то можно считать равными и удельные тепловые потоки:

$$q_{\Gamma} = q_{\text{ст}} = q_{\text{ж}} = q, \quad (10.21)$$

где q_{Γ} , $q_{\text{ст}}$, $q_{\text{ж}}$ — удельные тепловые потоки соответственно от газа к стенке, в стенке и от стенки в охлаждающую жидкость.

Известно, что

$$q_{\Gamma} = \alpha'_{\Gamma} (T_{\Gamma}^* - T_{\text{ст}\Gamma}); \quad (10.22)$$

$$q_{\text{ст}} = \frac{\lambda_{\text{ст}}}{\delta} (T_{\text{ст}\Gamma} - T_{\text{стж}}); \quad (10.23)$$

$$q_{\text{ж}} = \alpha_{\text{ж}} (T_{\text{стж}} - T_{\text{ж}}). \quad (10.24)$$

Здесь α'_{Γ} — некоторый эффективный коэффициент теплоотдачи, учитывающий кроме конвективного также и лучистый тепловой поток:

$$\alpha'_{\Gamma} = \alpha_{\Gamma} + \frac{q_{\lambda}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{ст}\Gamma}};$$

δ — толщина стенки;

$\alpha_{\text{ж}}$ — коэффициент теплоотдачи от стенки в охлаждающую жидкость;

$T_{\text{стж}}$ — температура поверхности стенки со стороны охлаждающей жидкости.

Решая совместно эти уравнения, получим:

$$q = \frac{T_{\text{ст}\Gamma} - T_{\text{стж}}}{\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda_{\text{ст}}} + \frac{1}{\alpha'_{\Gamma}}}.$$

Величину $\left(\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda_{\text{ст}}} + \frac{1}{\alpha'_{\Gamma}} \right)$ часто называют тепловым сопротивле-

нием. Следовательно, тепловое сопротивление складывается из сопротивления газа $1/\alpha'_{\Gamma}$, сопротивления стенки $\delta/\lambda_{\text{ст}}$ и сопротивления охлаждающей жидкости $1/\alpha_{\text{ж}}$. Следует отметить, что основной величиной является тепловое сопротивление газа. Действительно, для ЖРД характерен следующий порядок величин, входящих в формулу (10.25):

$$\alpha'_{\Gamma} = 10^3 \div 10^4 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{час} \cdot \text{град};$$

$$\alpha_{\text{ж}} = 10^4 \div 10^5 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{час} \cdot \text{град};$$

$$\lambda_{\text{ст}}/\delta = 10^4 \div 2 \cdot 10^5 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{час} \cdot \text{град}.$$

Изменение температур при передаче тепла в ЖРД от газа через стенку в охлаждающую жидкость показано на рис. 10.14. Там же указаны примерные значения температур.

Температура охладителя на выходе из рубашки найдется из условия

$$(I_{ж_{вых}} - I_{ж_{вх}}) + A \frac{c_{вых}^2 - c_{вх}^2}{2g} = \frac{Q}{G_{ж}}, \quad (10.26)$$

где $I_{ж_{вх}}$, $I_{ж_{вых}}$, $c_{вх}$, $c_{вых}$ — энтальпия и скорость охладителя на входе и выходе из охлаждающей рубашки;

$G_{ж}$ — расход охладителя;

Q — суммарное количество тепла, переданное от стенки к охлаждающей жидкости (общий теплосъем).

Обычно изменение кинетической энергии мало по сравнению с изменением энтальпии и им можно пренебречь. Поскольку тепловые потоки вдоль двигателя переменны, то для удобства расчета поверхность двигателя разбивают по длине на участки; тогда

$$I_{ж_{вых}} - I_{ж_{вх}} = \frac{1}{G_{ж}} \sum F_i q_i. \quad (10.27)$$

Здесь q_i , F_i — средний удельный тепловой поток и поверхность стенки отдельного i -го участка.

Если охладитель не меняет своего агрегатного состояния в рубашке и зависимость теплоемкости от давления можно пренебречь, то можно записать

$$T_{ж_{вых}} - T_{ж_{вх}} = \frac{1}{C_{ж} G_{ж}} \sum q_i F_i, \quad (10.28)$$

Рис. 10.14. Характер изменения температуры при передаче тепла через стенку от газа в охлаждающую жидкость:

1 — стенка рубашки; 2 — охлаждающая жидкость; 3 — стенка камеры; 4 — газы

где $T_{ж_{вх}}$, $T_{ж_{вых}}$ — температура охладителя на входе и выходе из рубашки;

$C_{ж}$ — средняя теплоемкость охладителя.

Теплопередача от стенки в охлаждающую жидкость. При внешнем охлаждении двигателя необходимо обеспечить такую величину коэффициента теплоотдачи $\alpha_{ж}$ от стенки в жидкость, при которой температура стенки со стороны газа не превышала бы допустимых пределов. Нетрудно видеть, что для этого температура стенки со стороны жидкости $T_{ст_{ж}}$ должна иметь вполне определенное значение:

$$T_{ст_{ж}} = T_{ст_{г}} - \frac{\delta}{\lambda_{ст}} q. \quad (10.29)$$

В свою очередь обеспечение необходимой величины $T_{стж}$ сводится к получению вполне определенного значения $\alpha_{ж}$:

$$\alpha_{ж} = \frac{q}{T_{стж} - T_{ж}}. \quad (10.30)$$

Если величина коэффициента теплоотдачи от стенки к охлаждающей жидкости будет меньше необходимой, то это повлечет за собой рост $T_{стж}$, а следовательно, и $T_{стг}$.

Условия теплообмена между стенкой и охлаждающей жидкостью в значительной степени зависят от температуры поверхности стенки, омываемой жидкостью. При стабилизированном турбулентном течении в прямолинейных каналах, когда нет кипения на стенке, коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$ может быть найден из критериального уравнения

$$Nu = 0,023 Re^{0,8} Pr^{0,4} K_t. \quad (10.31)$$

В этом уравнении физические свойства при определении критериев берутся при температуре охладителя $T_{ж}$, коэффициент K_t , как отмечалось, учитывает влияние переменности физических свойств на интенсивность теплообмена.

Раскрывая критерии подобия в последнем уравнении, получим:

$$\frac{\alpha_{ж} d_{эКВ}}{\lambda} = 0,023 \left(\frac{c \gamma d_{эКВ}}{\eta} \right)^{0,8} \left(\frac{\eta \cdot C_{ж}}{\lambda} \right)^{0,4} K_t;$$

здесь c , γ , λ , η , $C_{ж}$ — соответственно скорость, плотность, теплопроводность, вязкость и теплоемкость охладителя;

$d_{эКВ}$ — эквивалентный диаметр.

Решая последнее выражение относительно $\alpha_{ж}$ и учитывая размерности

$\alpha_{ж}$ в $\text{ккал/м}^2 \cdot \text{час} \cdot \text{град}$; γ в кг/м^3 ; η в $\text{кг/м} \cdot \text{сек}$;

c в м/сек ; $d_{эКВ}$ в м ; $C_{ж}$ в $\text{ккал/кг} \cdot \text{град}$; λ в $\text{ккал/м} \cdot \text{час} \cdot \text{град}$,

получим:

$$\alpha_{ж} = 0,615 \frac{(c \gamma)^{0,8}}{d_{эКВ}^{0,2}} K_{ж} K_t, \quad (10.32)$$

где

$$K_{ж} = \left(\frac{C_{ж}}{\eta} \right)^{0,4} \lambda^{0,6}; \quad d_{эКВ} = \frac{4f}{\Pi};$$

f — площадь поперечного сечения канала;

Π — периметр сечения канала.

Таким образом, коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$ зависит от весовой скорости $c \gamma$, свойств охладителя и геометрии канала. Зави-

симость $K_{ж}$ от температуры для некоторых жидкостей представлена на рис. 10.15.

Характер влияния переменности физических свойств на интенсивность теплообмена, а следовательно, и на значение K_t зависит от целого ряда факторов (давление, температура, свойства охлаждаителя и т. д.). Для капельных жидкостей при докритических давлениях и отсутствии кипения на стенке ($T_{стж} < T_{кип}$) можно принимать

$$K_t = \left(\frac{\eta_{ж}}{\eta_{ст}} \right)^{0,14}, \quad (10.33)$$

где $\eta_{ж}$ — динамическая вязкость охлаждаителя при $T_{ж}$;

$\eta_{ст}$ — то же при $T_{стж}$.

Если охладитель находится в газообразном состоянии, то, как отмечалось, влияние переменности физических свойств описывается температурным фактором $T_{стж}/T_{ж}$; для случая подвода тепла к газу можно принимать

$$K_t = \left(\frac{T_{ж}}{T_{ст}} \right)^{0,5}. \quad (10.34)$$

Следует иметь в виду, что для некоторых жидкостей максимально допустимая температура $T_{стж}$ ограничивается. Так, для некоторых нефтяных горючих опыт показывает, что, начиная с некоторой температуры $T_{стж}$, в слое жидкости, прилегающем к стенке, начинают образовываться твердые соединения, откладывающиеся на стенке в виде нагара. Слой нагара повышает термическое сопротивление, ухудшая тем самым условия охлаждения двигателя. По данным опытов на керосине при давлении 35 ата образование нагара происходит при температуре стенки 430—480°С.

Особенности теплоотдачи при кипении жидкости на стенке. Слой жидкости, прилегающий к стенке, имеет температуру, превышающую температуру жидкости в основной части потока $T_{ж}$. Поэтому может иметь место случай, когда $T_{ж}$ ниже температуры кипения жидкости, а $T_{стж} > T_{кип}$, т. е. при отсутствии кипения жидкости в основной части потока у стенки жидкость кипит. Процесс конвективного теплообмена при этом отличается от случая, когда кипения у стенки нет. Известно, что если в этом случае удельные тепловые потоки не превышают критического значения $q_{кр}$, то возникает пузырьковое кипение: на стенке образуются пузырьки пара, которые, оторвавшись от стенки, устремляются

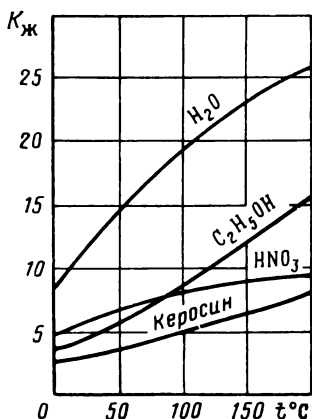


Рис. 10.15. Зависимость комплекса $K_{ж}$ от температуры

в ядро потока и конденсируются. Поперечное движение пузырьков вызывает перемешивание пограничного слоя, что интенсифицирует процесс теплоотвода от стенки и, следовательно, приводит к росту коэффициента теплоотдачи. Чем интенсивнее испарение жидкости с образованием отдельных пузырьков пара, перемешивающих пограничный слой, тем интенсивнее теплоотвод от стенки жидкости; поэтому с ростом теплового потока интенсивность теплообмена между стенкой и жидкостью возрастает и коэффициент теплоотдачи растет. Однако это справедливо лишь до определенного предела; когда удельный тепловой поток превышает $q_{кр}$, число создающихся пузырьков становится столь большим, что они сливаются и образуют сплошную паровую пленку, изолирующую жидкость от стенки. Возникает режим пленочного кипения; теплоотвод от стенки при этом падает.

Если при постоянной скорости движения жидкости в канале и постоянной температуре жидкости $T_{ж}$ изменять удельный тепловой поток, коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$ (рис. 10.16) с ростом q до определенного предела будет меняться мало (некоторое увеличение его вызвано ростом $T_{ст,ж}$). Температурный напор ($T_{ст,ж} - T_{ж}$) и температура стенки $T_{ст,ж}$ будут при этом увеличиваться в соответствии с уравнением (10.24). Когда температура стенки превысит величину температуры кипения, начнется пузырьковое кипение, которое интенсифицирует теплообмен. При дальнейшем увеличении q коэффициент теплоотдачи интенсивно растет, а температура стенки изменяется мало.

Наличие организованного течения жидкости влияет на теплообмен при пузырьковом кипении до тех пор, пока возмущения, вносимые процессом парообразования, не начинают играть решающую роль. Эта роль пузырькового кипения наступает по величине удельного теплового потока тем позже, чем больше скорость c жидкости в канале.

Если и дальше увеличивать удельный тепловой поток, то при достижении критического значения теплового потока $q_{кр}$ возникает режим пленочного кипения. Коэффициент теплоотдачи сильно падает, а температура стенки резко возрастает. Весьма возможным следствием этого обстоятельства может быть прогар стенки. Чем

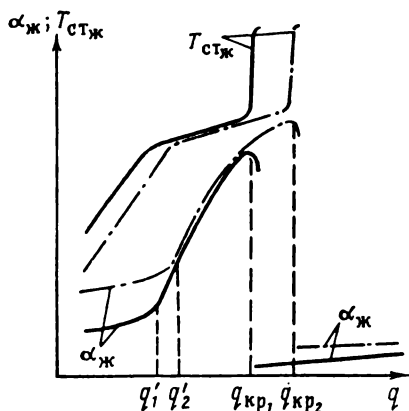


Рис. 10.16. Зависимость $\alpha_{ж}$ и $T_{ст,ж}$ от удельного теплового потока при кипении на стенке:

— c_1 ; - - - $c_2 > c_1$

выше скорость жидкости, тем больше значение $q_{кр}$. На рис. 10.16 картина представлена для двух значений скорости жидкости c_1 и c_2 .

Критический тепловой поток в общем случае зависит от свойств жидкости, давления, скорости движения, от величины недогрева жидкости до температуры кипения ($T_{кип} - T_{ж}$) и ряда других факторов.

Из изложенного следует, что если теплоотдача к охлаждающей жидкости происходит при кипении на стенке, то необходимо исключить возможность перехода к пленочному кипению. Для этого удельный тепловой поток должен быть меньше критического на величину, заведомо перекрывающую неравномерность теплового потока по периметру сечения камеры, а также влияние изменений режимов работы двигателя.

Особенности теплообмена при сверхкритическом давлении. Если давление жидкости превышает критическое давление $p_{кр}$, то кипение невозможно. Если же при этом $T_{стж}$ меньше критической температуры, то условия теплообмена такие же, как и без кипения на стенке при докритическом давлении, и коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$ может быть найден из уравнений (10.31) и (10.33). Если же температура стенки превышает критическую температуру $T_{кр}$, то теплообмен между стенкой и жидкостью имеет свои особенности. Физические свойства по сечению потока в этом случае монотонно меняются от величин, свойственных жидкости, до значений, характерных для газа; поток жидкости отделен от стенки тонким газообразным слоем, имеющим повышенное тепловое сопротивление. Поэтому с ростом $T_{стж}$ при $T_{стж} > T_{кр}$ интенсивность теплообмена, а следовательно, и коэффициент теплоотдачи понижаются. Исследования показывают, что величина K_i в этих условиях является функцией приведенных температур $\tau_{ж}$ и $\tau_{ст}$ и приведенного давления π .

Здесь

$$\tau_{ж} = \frac{T_{ж}}{T_{кр}}; \quad \tau_{ст} = \frac{T_{стж}}{T_{кр}}; \quad \pi = \frac{p}{p_{кр}}.$$

Для определенных параметров величину K_i приближенно можно определить из рис. 10.17*.

При некоторых условиях, как показывают опыты, процесс теплоотдачи в жидкость при сверхкритическом давлении и $T_{стж} > T_{кр}$ сопровождается колебательными явлениями, что существенно меняет характер процесса. Однако литературных данных исследований теплообмена в этих условиях пока недостаточно.

Факторы, влияющие на условия внешнего проточного охлаждения. Интенсивность охлаждения должна быть такой, чтобы температура стенки со стороны газа была бы

* Расчет теплообмена при сверхкритическом давлении см. в работе [31].

ниже температуры, допустимой для данного материала стенок, т. е. $T_{\text{стг}} < T_{\text{доп}}$.

В определенных случаях могут быть ограничения по температуре охладителя на выходе из рубашки, например: $T_{\text{жвых}} < T_{\text{кип}}$. Однако это условие не всегда обязательно. Могут быть и ограничения, связанные с температурой $T_{\text{стж}}$. Так, при докритических давлениях необходимо исключить возможность пленочного кипения на стенке. Для жидкостей, способных к нагарообразованию, температура $T_{\text{стж}}$ должна быть ниже температуры нагарообразования.

Подставим в уравнение (10.23) значение $T_{\text{стж}}$ из уравнения (10.24) и решим его относительно $T_{\text{стг}}$:

$$T_{\text{стг}} = T_{\text{ж}} + q \left(\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda_{\text{ст}}} \right). \quad (10.35)$$

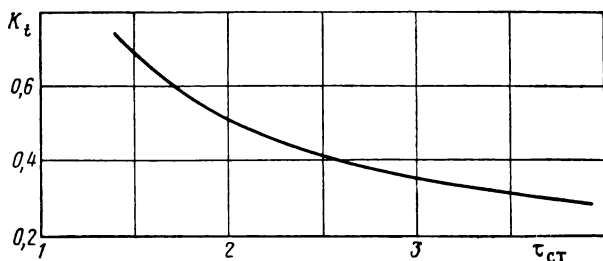


Рис. 10.17. Зависимость K_t от температуры стенки при сверхкритическом давлении ($\tau_{\text{ж}} < 1$; $\pi \approx 1,5 \div 2$)

Из уравнения (10.35) видно, что температура $T_{\text{стг}}$ при данной температуре жидкости и удельном тепловом потоке зависит от коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{ж}}$, толщины стенки δ и ее коэффициента теплопроводности $\lambda_{\text{ст}}$.

Уменьшение температуры $T_{\text{стг}}$ может быть достигнуто интенсификацией отвода тепла от стенок, т. е. увеличением коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{ж}}$, который зависит в значительной степени от весовой скорости охладителя. Если охладитель — жидкость, то плотность — величина практически постоянная, и в этом случае влиять на коэффициент теплоотдачи $\alpha_{\text{ж}}$ можно, лишь изменяя скорость движения жидкости в охлаждающем тракте. Чем выше скорость, тем больше коэффициент теплоотдачи и меньше температуры стенки.

Скорость охлаждающей жидкости при данном ее расходе зависит от площади сечения канала охлаждающего тракта. Если необходимая скорость жидкости при данном расходе велика и поэтому мала площадь сечения канала, то потребная высота канала, или зазор между рубашкой и внутренней стенкой камеры Δ , может

оказаться очень малой. Изготавливать двигатель с очень малой высотой канала технологически трудно. Обычно ее делают не меньше 1—1,5 мм. Когда скорость жидкости недостаточна, для того чтобы получить нужную скорость жидкости при приемлемой величине зазора, рубашку иногда выполняют с винтовыми каналами, так как при винтовом направлении канала и одной и той же высоте Δ площадь его сечения получается меньшей, чем при продольном (вдоль оси двигателя). Действительно, если считать, что расходы охлаждающей жидкости в обоих случаях равны, то

$$\frac{c_v}{c_{пр}} = \frac{f_{пр}}{f_v},$$

где c_v , f_v — скорость охладителя и площадь канала при винтовом движении;

$c_{пр}$, $f_{пр}$ — скорость охладителя и площадь канала при продольном движении.

Нетрудно видеть, если пренебречь толщиной ребер, образующих каналы, что $f_{пр} = \pi D \Delta$ и $f_v = \pi D \Delta \sin \varphi$, где φ — угол подъема винтовой нарезки; поэтому

$$c_v = \frac{c_{пр}}{\sin \varphi}.$$

Однако значительно увеличивать скорость движения охладителя в рубашке нецелесообразно, так как при этом возрастают потери давления жидкости (пропорциональные квадрату скорости), что может вызвать сильное увеличение потребной величины давления подачи.

Поскольку наибольшие значения удельного теплового потока приходится на область критического сечения сопла, то в этом месте необходимо иметь наибольшие скорости охлаждающей жидкости. Скорость жидкости в области критического сечения сопла равна 10—50 м/сек и более. Потери давления жидкости в охлаждающей рубашке в среднем равны 5—20 кГ/см². В отдельных случаях, при необходимости снять высокие удельные тепловые потоки, приходится значительно повышать скорость охлаждающей жидкости, а с ней и потери давления, которые могут достигнуть нескольких десятков атмосфер.

Сочетание изменения удельных тепловых потоков и коэффициента $\alpha_{ж}$ вдоль камеры определяет распределение температуры стенки по длине. В общем случае наибольшие значения температуры стенки приходится на область критического сечения сопла. На рис. 10.18 показана примерная картина изменения вдоль камеры температуры стенки и других параметров при внешнем охлаждении ЖРД.

Значительное влияние на величину $T_{стг}$ оказывает давление в камере. С ростом давления в камере увеличиваются удельные

тепловые потоки примерно пропорционально степени 0,8. Если рассматривается изменение давления в камере определенного двигателя ($F_{кр} = \text{const}$), то примерно в той же степени будет меняться и коэффициент $\alpha_{ж}$. Изменение $\alpha_{ж}$ в данном случае вызывается изменением расхода и скорости охлаждающей жидкости, если охлаждение производится одним из компонентов.

Поскольку тепловое сопротивление стенки $\delta/\lambda_{ст}$ при этом не меняется, то из уравнения (10.35) следует, что температура стенки $T_{стг}$ с ростом давления в камере должна увеличиваться.

В еще большей степени будет расти $T_{стг}$ с повышением p_k^* , если давление в камере увеличивается за счет уменьшения критического сечения при неизменном расходе газа, а следовательно, и охлаждающей жидкости; в этом случае сравниваются разные двигатели, имеющие разные $F_{кр}$ и равные расходы топлива. Большой рост $T_{стг}$ будет обусловлен тем, что при изменении давления в камере неизменным остается тепловое сопротивление не только стенки, но и охлаждающей жидкости, если зазоры в охлаждающих рубашках при разных p_k^* одинаковы. Итак, рост давления в камере затрудняет охлаждение двигателя с точки зрения величины $T_{стг}$ (рис. 10.19).

Изменение p_k^* приводит при $F_{кр} = \text{const}$ к пропорциональному изменению расхода охлаждающей жидкости, являющейся одним из компонентов. Количество тепла, отводимого через стенки в охлаждающую жидкость (общий теплосъем Q), изменяется в меньшей степени. Поэтому количество тепла, приходящееся на 1 кг топлива (удельный теплосъем Q_0), а следовательно, и на 1 кг охлаждающей жидкости, уменьшается (при неизменном коэффициенте избытка окислителя). Поэтому с ростом давления в камере температура охлаждающей жидкости на выходе из рубашки уменьшается. На рис. 10.20 показана зависимость от давления в камере общего теплосъема Q (ккал/сек), удельного теплосъема Q_0 (ккал/кг) и величины подогрева охладителя $\Delta T_{ж} = T_{ж\text{вых}} - T_{ж\text{вх}}$.

Увеличение толщины стенки приводит к росту теплового сопротивления стенки, а следовательно, и к некоторому понижению удельных тепловых потоков. Однако при этом увеличиваются пе-

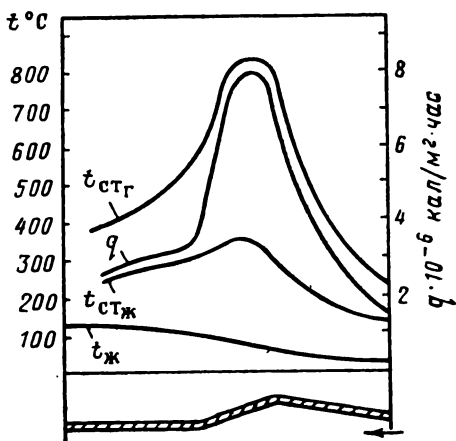


Рис. 10.18. Изменение параметров при внешнем проточном охлаждении

репад температуры на стенке и соответственно величина $T_{\text{стг}}$ (рис. 10.21). Последнее нетрудно видеть из формулы (10.35), если учесть, что изменение толщины стенки мало влияет на q . Увеличение коэффициента теплопроводности материала стенок уменьшает $T_{\text{стг}}$. Следовательно, применение более теплопроводных материалов и уменьшение толщины стенки при внешнем проточном охлаждении способствуют улучшению условий охлаждения двигателя с точки зрения $T_{\text{стг}}$. Однако при этом увеличивается количество тепла, отданного в охлаждающую жидкость, так как растет удельный тепловой поток; поэтому при неизменном $\alpha_{\text{ж}}$ увеличивается температура $T_{\text{стж}}$.

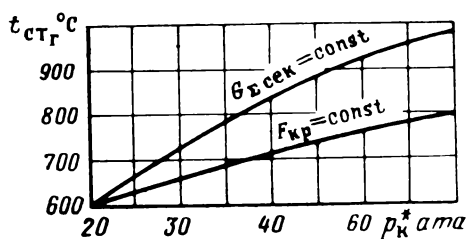


Рис. 10.19. Зависимость температуры $T_{\text{стг}}$ от давления в камере ($\lambda_{\text{ст}} = 40 \text{ ккал/м} \cdot \text{час} \cdot \text{град}$ и $\delta = 1 \text{ мм}$)

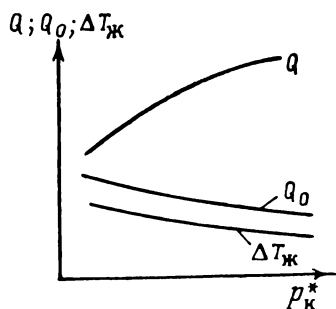


Рис. 10.20. Влияние давления в камере на общий теплосъем Q , удельный теплосъем Q_0 и на подогрев жидкости в рубашке

Положительное влияние на условия охлаждения двигателя может оказать применение тугоплавких термоизоляционных покрытий, обладающих низким коэффициентом теплопроводности и высокой допустимой температурой нагрева. Если внутреннюю поверхность стенки покрыть таким материалом, то общее термическое сопротивление стенки повысится, что уменьшит удельный тепловой поток, а поэтому и значения температуры стенок. На рис. 10.22 показано распределение температур в стенке при наличии и отсутствии термоизоляции, причем условия теплообмена со стороны газа и жидкости приняты одинаковыми.

О применении ребер. В некоторых конструкциях для повышения жесткости и улучшения охлаждения двигателя стенки снабжаются ребрами. Улучшение охлаждения связано с тем, что благодаря увеличению внешней поверхности стенки камеры один и тот же тепловой поток от стенки в охлаждающую жидкость будет передаваться в случае ребристой стенки при меньшей разности температур $T_{\text{стж}} - T_{\text{ж}}$. Поэтому температура стенки при данном значении $\alpha_{\text{ж}}$ будет ниже. Однако теплоотдача от стенки в охлаж-

дающую жидкость растет не пропорционально увеличению внешней поверхности ребристой стенки, а в меньшей степени. Это объясняется тем, что температура ребра по высоте не остается постоянной (рис. 10.23), а уменьшается вследствие отвода тепла от его граней. Поэтому заметное улучшение условий охлаждения двигателя наблюдается лишь до определенной высоты ребра.

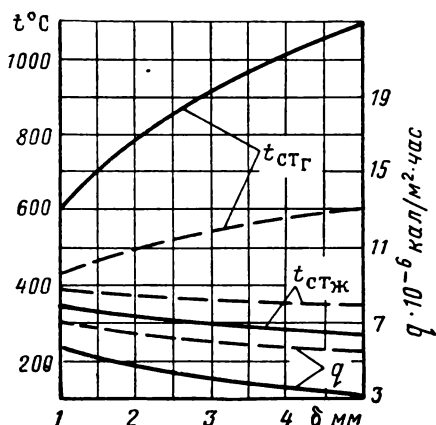


Рис. 10.21. Влияние толщины и теплопроводности стенки на температуру стенки и тепловой поток:

— $\lambda_{ст} = 30 \text{ ккал/м} \cdot \text{час} \cdot \text{град}$;
 --- $\lambda_{ст} = 150 \text{ ккал/м} \cdot \text{час} \cdot \text{град}$

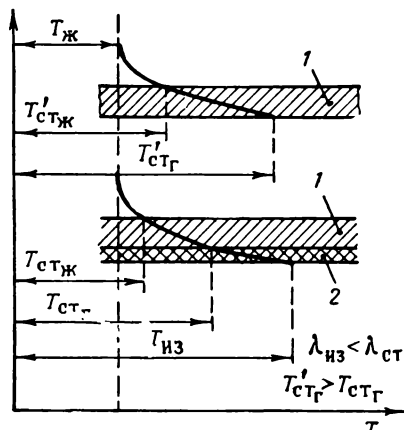


Рис. 10.22. Влияние теплоизолирующих покрытий на условия охлаждения:

1—стенка; 2—термоизоляция

Чем больше коэффициент теплопроводности материала стенки, тем ровнее профиль температуры по высоте ребра и, следовательно, тем больше эффект оребрения. По этой же причине относительное улучшение охлаждения двигателя при оребрении будет тем больше, чем меньше величина коэффициента теплоотдачи $\alpha_{ж}$.

Уменьшение толщины δ_p ребра также способствуют повышению его эффективности, так как при этом растет число ребер и, следовательно, общая поверхность стенки, омываемая жидкостью.

Рассмотрим неоребренную стенку, имеющую поверхность F и температуру $T_{стж}$, которая омывается охлаждающей жидкостью с температурой $T_{ж}$. Тепловой поток от стенки в охлаждающую жидкость в этом случае равен

$$Q = \alpha_{ж} F (T_{стж} - T_{ж}).$$

Пусть часть F_2 поверхности рассматриваемой стенки покрыта ребрами. Тогда тепловой поток от стенки в охлаждающую жидкость можно представить, как сумму:

$$Q' = Q_1 + Q_2,$$

где Q_1 — тепловой поток от поверхности $F_1 = F - F_2$ стенки, не занятой ребрами;

Q_2 — тепловой поток от части F_2 стенки, покрытой ребрами.

Примем, что в случае ребристой стенки величина $T_{стж}$ та же, что и для неоребрённой стенки. Тогда

$$Q_1 = \alpha_{ж} F_1 (T_{стж} - T_{ж});$$

$$Q_2 = \alpha_p F_2 (T_{стж} - T_{ж});$$

здесь α_p — некоторый эффективный коэффициент теплоотдачи, учитывающий повышение теплоотдачи на поверхности, имеющей ребра.

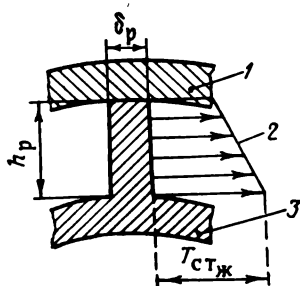


Рис. 10.23. Изменение температуры стенки по высоте ребра:

1—внешняя стенка; 2—профиль температуры; 3—внутренняя стенка

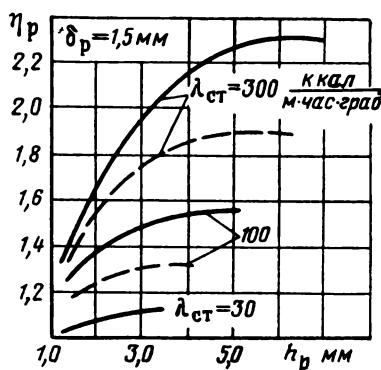


Рис. 10.24. Зависимость η_p от высоты ребра (при $F_1 = F_2$):

— $\alpha_{ж} = 30 \cdot 10^4$ ккал/м² · час · град;
 - - $\alpha_{ж} = 50 \cdot 10^4$ ккал/м² · час · град

Общий тепловой поток равен

$$Q' = (\alpha_{ж} F_1 + \alpha_p F_2) (T_{стж} - T_{ж}).$$

Эффективность применения ребер может быть оценена отношением

$$\eta_p = \frac{Q'}{Q} = \frac{\alpha_p F_2}{\alpha_{ж} F} + \frac{F_1}{F}. \quad (10.36)$$

Очевидно, что чем выше величина η_p , тем эффективнее ребрение.

Для плоского ребра постоянной толщины в предположении, что температура по толщине его постоянна и отвод тепла от верхнего

торца пренебрежимо мал, величина α_p может быть определена из выражения:

$$\alpha_p = \alpha_{ж} \sqrt{\frac{2}{Bi_p}} \operatorname{th} \left(\frac{h_p}{\delta_p} \sqrt{2Bi_p} \right), \quad (10.37)$$

где $Bi_p = \frac{\alpha_{ж} \delta_p}{\lambda_{ст}}$ — критерий Био, вычисленный по ширине ребра.

На рис. 10.24 приведены результаты расчета по формулам (10.36) и (10.37), показывающие зависимость η_p от высоты ребра и влияние на эту величину коэффициента теплопроводности стенки и коэффициента теплоотдачи $\alpha_{ж}$. Видно, что оребрение наиболее эффективно при использовании высокотеплопроводных материалов; причем, чем выше коэффициент $\alpha_{ж}$, тем меньше эффективность ребер. Следует иметь в виду, что при определенном сочетании параметров применение ребер может дать отрицательный эффект (малые $\lambda_{ст}$, большие $\alpha_{ж}$), т. е. может быть $\eta_p < 1$.

Глава XI

ПРИМЕНЕНИЕ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГИИ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

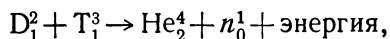
11.1. Основные сведения

В настоящее время имеется два основных метода освобождения ядерной энергии: 1) метод деления некоторых тяжелых ядер под влиянием бомбардировки их нейтронами и 2) метод синтеза ядер легких веществ под влиянием очень высоких температур. В обоих случаях освобождается огромное количество энергии.

Метод деления (расщепления) тяжелых ядер получил уже свое практическое применение на энергетических промышленных и военных установках (электростанции, подводные лодки, надводные корабли). Это оказалось возможным, как только был создан управляемый, спокойный процесс деления тяжелых ядер. Этот метод будет предметом дальнейшего рассмотрения.

Метод синтеза основан на слиянии ядер водорода с образованием гелия; процесс этот носит название термоядерной реакции. В природе термоядерные реакции осуществляются на Солнце и других звездах. Для осуществления термоядерной реакции пригоден тяжелый водород, но при этом необходимы чрезвычайно высокие температуры, чтобы кинетическая энергия сближающихся

легких ядер превышала энергию сил взаимного отталкивания. Для дейтерия D_1^2 * термоядерная реакция требует температур $(300—400) \cdot 10^6$ град. Если взять смесь из равных частей D_1^2 и трития T_1^3 , то термоядерную реакцию можно уже осуществить при $(40—50) \times 10^6$ град. Выделяющаяся в процессе синтеза энергия равна разности энергии связи ядер конечных и исходных продуктов. Например,



где n — символ нейтрона.

Освобождающаяся при термоядерной реакции энергия весьма велика — она больше, чем энергия при делении тяжелых ядер.

Для использования энергии термоядерных реакций на стационарных и транспортных силовых установках необходимо уметь управлять ходом этих реакций. В настоящее время эта цель еще не достигнута. В СССР, в Англии и в США ведутся исследования по созданию приборов и установок для управления термоядерной реакцией.

В современных электрических энергетических ядерных системах энергия деления тяжелых ядер используется для подогрева рабочего тела силовой установки взамен химической энергии топлива или для прямого преобразования тепла в электрическую энергию.

«Ядерным топливом» называют вещества, которые в результате деления или синтеза выделяют энергию. Прибор, в котором протекает спокойная управляемая ядерная реакция, называется реактором. Название «ядерное топливо» носит условный характер и связан с той ролью, которую выполняет делящееся вещество в современных энергетических системах, заменяя химическое топливо.

В реакторах, осуществляющих управляемый процесс деления, расщепляющимися материалами являются изотоп урана U_{92}^{235} (или U-235), плутоний Pu_{94}^{239} (или Pu-239) и изотоп урана U_{92}^{233} (или U-233) с периодами полураспада соответственно $8,8 \cdot 10^8$; $2,6 \cdot 10^4$ и $1,6 \cdot 10^5$ лет.

Изотоп урана U-235 содержится в природном уране в количестве 0,712%.

Плутоний Pu-239 образуется через цепь превращений из естественного урана U-238 под воздействием нейтронов. Изотопа U-238 в природном уране содержится 99,282%. Следовательно, весь природный уран, за исключением изотопа U-234 ($\sim 0,006\%$), может быть использован для получения энергии деления ядер либо непосредственно (U-235), либо через плутоний (U-238).

* Цифра внизу указывает число протонов в ядре (заряд), цифра сверху — общее число нуклонов (протонов и нейтронов).

Изотоп U-233 образуется через цепь превращений из природного тория Th_{90}^{232} (или Th-232) под воздействием нейтронов. Таким образом, исходным сырьем для получения топлива для реакторов деления служат природные уран и торий.

В ядерной технике для вычисления работы пользуются не величиной *эрг*, а величиной электронвольт (*эв*). Под электронвольтом понимается количество энергии, которое приобретает 1 электрон при прохождении разности потенциалов в 1 в. Следовательно,

$$1 \text{ эв} = 1,6 \cdot 10^{-19} \text{ кулон-вольт} = 1,6 \cdot 10^{-12} \text{ эрг};$$

здесь величина $1,6 \cdot 10^{-19}$ кулон представляет заряд электрона. Масса электрона равна $9,11 \cdot 10^{-28}$ г; она в 1837 раз легче массы атома водорода. Ввиду малости единицы *эв* при описании ядерных процессов пользуются чаще всего величиной *Мэв* — миллион электронвольт (или мегаэлектронвольт):

Энергию, освобождающуюся при делении тяжелых ядер, можно определить по уменьшению массы конечных продуктов, сравнительно с исходными, используя уравнение Эйнштейна

$$E = mc^2,$$

где *m* — уменьшение массы или дефект массы;

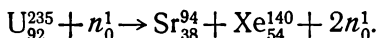
$$c \approx 3 \cdot 10^{10} \text{ см/сек} — \text{ скорость света.}$$

Если в 1 кг U-235 все ядра атомов будут подвергнуты процессу деления, то уменьшение массы будет $m \approx 1$ г; следовательно:

$$E = 1 \cdot 3^2 \cdot 10^{20} = 9 \cdot 10^{20} \text{ эрг} \approx 21 \cdot 10^9 \text{ ккал.}$$

При делении тяжелых ядер под воздействием нейтрона получают два осколка неравного веса. Зарегистрировано до 80 различных видов осколков от продуктов с массовым числом 71 до продуктов с массовым числом около 160. Чаще всего отношение весов двух осколков составляет приблизительно 2 : 3.

Например:



На рис. 11.1 дан график относительного количества продуктов деления U-235 , Pu-239 и U-233 . Большинство этих продуктов радиоактивно и приобретает стабильность через γ -излучение или ряд последовательных β -распадов с превращением избыточных нейтронов в протоны.

Выше мы указали случай образования наиболее вероятных осколков, а именно — стронция и ксенона с атомными числами 38 и 54 и массовыми числами 94 и 140. Эти массовые числа соответствуют максимумам на кривой рис. 11.1. Относительно много получается следующих пар: рубидий (Rb_{37}^{85}) и цезий (Cs_{55}^{133}); ниобий (Nb_{41}^{93}) и сурьма (Sb_{51}^{121}); бром (Br_{35}^{79}) и лантан (La_{57}^{138}); иттрий

(Y_{39}^{89}) и иод (I_{53}^{127}) и др. Эти радиоактивные осколки (неустойчивые в силу большого n/p , где n — число нейтронов, а p — число протонов ядра) представляют своеобразную «золу», которая меняет изотопический состав реактора и оказывают отрицательное влияние на ход реакции деления со временем. Как говорят, в результате ядерных реакций происходит постепенное «отравление» реактора

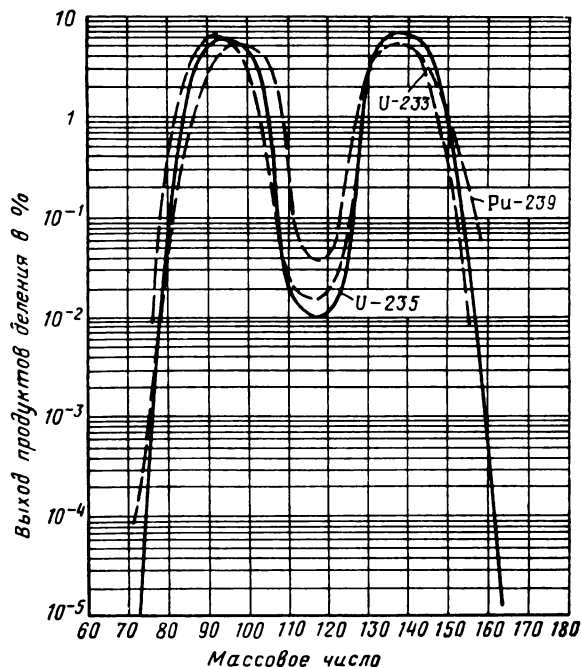


Рис. 11.1. Относительное количество продуктов деления U-235, Pu-239 и U-233

«золой» — осколками деления («отравление» ксеноном, самарием, стронцием и др.). Развитие этого процесса может привести к прекращению деления в реакторе, а следовательно, к прекращению выделения в нем энергии. Из-за накопления продуктов деления в реакторе и изменения в силу этого его свойств удастся использовать для деления только незначительную часть делящегося вещества (например, урана), заложенного в реактор.

Исследования показали, что наибольшее количество ядерной энергии выделяется в виде кинетической энергии электрически заряженных осколков деления, обладающих огромными скоростями вследствие электростатического отталкивания. Кроме того, необходимо считаться с энергией вновь образовавшихся нейтронов, с γ -излучением и энергией β -частиц.

По опытным данным энергия, выделяющаяся при делении одного ядра U-235, составляет $190+5$ Мэв и распределяется приблизительно следующим образом в процентах:

кинетическая энергия осколков деления	86—87
кинетическая энергия нейтронов	2,5—3,0
энергия прямого γ -излучения	3,0—3,5
энергия γ -излучения и β -частиц при распаде осколков деления	6,0—7,0
энергия, не выделяющаяся в реакторе, и неучтенная энергия (энергия нейтрино)	остальное

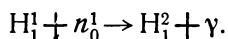
В современных реакторах кинетическая энергия осколков и нейтронов полностью превращается в тепло в результате торможения их в ядерных материалах и в конструктивных элементах. Энергия γ -излучения и β -частиц в значительной части также переходит в тепло. По данным исследований около 94% всей выделяющейся в реакторе энергии переходит в тепло и подлежит отводу из реактора тем или иным способом.

Не всякое столкновение нейтрона с ядром делящегося вещества приводит к делению. Для характеристики эффективности ядерных реакций пользуются понятием о поперечном сечении ядра.

При движении нейтронов в массе делящегося материала возможны два основных результата: 1) рассеяние нейтронов и 2) поглощение их ядрами. Возможно также прохождение отдельных нейтронов через массу без соударения («промах»). Рассеяние нейтронов возможно только при соударении нейтронов и ядер.

Рассеяние может быть «упругим» и «неупругим». Упругое рассеяние соответствует случаю столкновения с сохранением суммарной кинетической энергии и импульса нейтрона и ядра (аналогично удару двух шаров в механике); упругое рассеяние возможно в случае, когда кинетическая энергия нейтрона (при прямом соударении с ядром) меньше энергии возбуждения ядра, необходимой для излучения энергии. Упругое рассеяние, приводящее к замедлению скорости нейтрона, важно для реактора на медленных нейтронах, так как оно играет основную роль в замедлении. Неупругое рассеяние, наоборот, будет в том случае, когда кинетическая энергия нейтрона больше энергии возбуждения ядра; в результате, после столкновения скорость (энергия) рассеянного нейтрона уменьшится, а часть начальной энергии нейтрона будет сообщена ядру, которое будет излучать энергию, переходя вновь из возбужденного состояния в первоначальное.

Не всякое поглощение нейтрона ядром приводит к делению последнего. Поглощение нейтрона ядром в одних случаях приводит к делению ядра, а в других — к захвату нейтрона ядром без деления (к радиационному захвату). Примером реакции радиационного захвата является, например:



Радиационный захват является примером неупругого рассеяния. Поглощая нейтрон, ядро переходит в возбужденное состояние и образует непосредственно или через цепь превращений стабильный продукт с одновременным испусканием γ -лучей или β -частиц.

Важными в практическом отношении примерами радиационного захвата являются захват нейтрона ядром U-238 с образованием Pu-239 и захват нейтрона ядром тория Th-232 с образованием U-233.

Исключив из всех возможных столкновений промах, упругое рассеяние и радиационный захват, мы получим только такое число эффективных поглощений, которое приводит к делению ядра

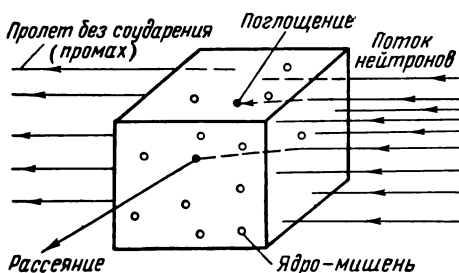


Рис. 11.2. Схема взаимодействия потока нейтронов с ядрами

Пусть поперечное сечение одного ядра-мишени, или микроскопическое сечение, есть σ см²/ядро. Если взять куб со сторонами 1 см, на боковую поверхность которого падает равномерно поток нейтронов (рис. 11.2), то полная площадь поперечного сечения всех ядер, находящихся в этом объеме, будет $N\sigma$ см², где N — число

всех ядер в 1 см³. Вероятность столкновения нейтронов с ядрами была бы равна

$$\frac{N\sigma}{1} = N\sigma.$$

В действительности, число эффективных столкновений, приводящих к делению, превышает это число.

Пусть σ_s — поперечное сечение рассеяния, учитывающее число столкновений при упругом рассеянии и при прохождении без соударения; σ_a — поперечное сечение поглощения, учитывающее все случаи столкновений, окончившихся делением и радиационным захватом. Величины σ_s и σ_a являются мерой вероятности реакций рассеяния и поглощения. Полная вероятность столкновения

$$\sigma_t = \sigma_s + \sigma_a.$$

Величины σ_s , σ_a и σ_t относятся, как указывалось, к одному ядру и одному нейтрону; это — микроскопические сечения и соответствуют они одному уровню энергии нейтронов или среднему уровню энергии нейтронов, участвующих в реакции.

Площади ядер имеют порядок 10^{-24} см². Для U-235 площадь ядра равна $\sigma = 2 \cdot 10^{-24}$ см².

Опыт показывает, что для U-235 полная вероятность столкновения с медленными нейтронами составляет $\sigma_t \approx 698 \cdot 10^{-24}$ см², т. е. величину в 349 раз бóльшую, чем площадь ядра. Именно в связи

с этим было сделано замечание об условности чисто геометрического определения вероятности столкновений.

Для упрощения записи величину 10^{-24} см^2 называют *барн*; в этом случае $\sigma_t \approx 698 \text{ барн}$.

В величине σ_a заключены вероятные поперечные сечения деления σ_f и вероятные поперечные сечения радиационного захвата $\sigma_a - \sigma_f = \sigma_r$.

В табл. 11.1 для некоторых веществ приводятся микроскопические сечения для медленных нейтронов.

Таблица 11.1

**Поперечные сечения некоторых веществ
(медленные нейтроны)**

Вещество	Поперечные сечения в <i>барн</i>			
	σ_s	σ_a	σ_f	σ_r
У-естественное	8,2	7,73	4,22	3,51
U-235	15,0	683 ± 3	582 ± 4	101,0
U-238	8,3	2,75	0	2,75
U-233	8,2	578 ± 4	525 ± 4	53,0
Pu-239	10,0	1028 ± 8	742 ± 4	286
H (газ)	38,0	0,33	—	0,33
Be	7,0	0,01	—	0,01
Cd	7,0	2400	—	2400
B	4,0	750	—	750
C	4,8	0,0032	—	—
Дейтерий	7,0	0,00046	—	0,00046

Если от одного нейтрона и одного ядра-мишени перейти к N ядрам, то $N\sigma = \Sigma$ относится уже к 1 см^2 и представляет макроскопическое сечение. Соответственно Σ_s , Σ_a , Σ_f — макроскопические сечения рассеяния, поглощения и деления.

Для различных уровней энергии нейтронов и для различных сред (ядер-мишеней) величины σ_s , σ_a и σ_f (и соответственно Σ_s , Σ_a и Σ_f) будут разные. Например, для быстрых нейтронов в уране U-235 по опытам поперечное сечение рассеяния равно $\sigma_s = 3,97 \text{ барн}$; поперечное сечение поглощения $\sigma_a = 0,33 \text{ барн}$, причем сечение деления равно $\sigma_f = 0,29 \text{ барн}$ и сечение радиационного захвата $\sigma_r = 0,04 \text{ барн}$.

Для урана в смеси с другими веществами эти величины будут иными.

Так как в 1 моле вещества содержится $N_a = 6,023 \cdot 10^{23}$ атомов (число Авогадро), то число ядер в 1 см^3 будет

$$N = \frac{\gamma N_a}{m},$$

где γ — весовая плотность $\text{г}/\text{см}^3$; m — атомный или молекулярный вес.

Например, для U-235 ($\gamma = 18,7 \text{ г}/\text{см}^3$ и $m = 235$) величина

$$N = 0,05 \cdot 10^{24} \text{ 1}/\text{см}^3.$$

В этом случае макроскопическое сечение поглощения для медленных нейтронов будет

$$\sum_a = N \sigma_a = 0,05 \cdot 10^{24} \cdot 683 \cdot 10^{-24} = 34,15 \text{ 1}/\text{см}.$$

Поперечные сечения σ_s и σ_a (или Σ_s и Σ_a) являются важнейшими характеристиками ядерных и конструкционных материалов в ядерной технике.

При делении ядер выделяются нейтроны. На каждый нейтрон, поглощенный ядром-мишенью делящегося материала, выделяется 2—3 нейтрона; именно это обстоятельство позволяет осуществить как цепную быстротекающую реакцию деления (бомба), так и спокойную, стационарную реакцию деления путем удаления лишних нейтронов (реактор).

Статистические исследования показывают, что на один исходный нейтрон при одном делении число полностью освобожденных нейтронов составляет:

для U-235	$\nu = 2,43 \pm 0,02$
„ Pu-239	$\nu = 2,89 \pm 0,03$
„ U-233	$\nu = 2,51 \pm 0,02$

Часть освободившихся нейтронов исчезает в результате радиационного захвата самим делящимся веществом. По опытным данным на каждое одно деление с учетом радиационного захвата испускается свободных нейтронов:

для U-235	$\eta = 2,07 \pm 0,01$
„ Pu-239	$\eta = 2,08 \pm 0,02$
„ U-233	$\eta = 2,28 \pm 0,02$
„ природного урана	$\eta = 1,34$

Следовательно, радиационный захват снижает свободное число нейтронов в системе. Статистически на одно деление U-235 путем радиационного захвата из системы исчезает $2,43 - 2,07 = 0,36$ нейтрона; отношение эффективного сечения радиационного захвата к эффективному сечению деления для U-235 будет

$$\alpha = \frac{0,36}{2,07} \approx 0,175.$$

Связь между v , η и α определяется формулой

$$\eta = v \frac{1}{1 + \alpha}. \quad (11.1)$$

Большинство ($>99\%$) нейтронов испускается осколками приблизительно в период 10^{-12} сек после деления; эти нейтроны называются мгновенными. Менее 1% всех нейтронов испускается от некоторых осколков за период $0,5\text{--}60,0$ сек после деления; это — запаздывающие нейтроны.

Мгновенные нейтроны имеют различный уровень энергии. Различают быстрые нейтроны с огромной энергией (>1000 эв) и медленные или тепловые нейтроны (<1 эв). В последнем случае энергия их сравнима с кинетической энергией молекул газа. Энергия быстрых нейтронов чаще всего >1 Мэв, тогда как энергия тепловых нейтронов чаще всего $\leq 0,025$ эв. Между тепловыми и быстрыми нейтронами имеются нейтроны с различными промежуточными уровнями энергии (от 1 до 1000 эв). Распределение скоростей (энергий) нейтронов имеет сходство с функцией распределения Максвелла. Хотя имеется и много нейтронов с энергией $2\text{--}8$ Мэв, но наиболее вероятный уровень энергии ~ 1 Мэв.

Быстрые нейтроны через ряд столкновений с ядрами некоторых веществ (замедлителей) теряют свою скорость и могут стать медленными нейтронами. Во многих ядерных процессах нужны именно медленные нейтроны. Для медленных или тепловых нейтронов также предполагается справедливость распределения скоростей по Максвеллу. Наиболее вероятная скорость составляет около 2200 м/сек; этой скорости соответствует температура $+25^\circ\text{C}$ нейтронного газа и энергия

$$E = \frac{1}{2} M_n v^2 = \frac{1}{2} 1,66 \cdot 10^{-24} (2,2 \cdot 10^5)^2 = 4 \cdot 10^{-14} \text{ эрг},$$

или

$$E = 0,025 \text{ эв};$$

здесь $M_n = 1,66 \cdot 10^{-24}$ — масса нейтрона.

Запаздывающие нейтроны имеют важное значение для управления реактором; энергия их составляет $0,25\text{--}0,70$ Мэв в зависимости от источника (осколка деления). Установлено шесть групп запаздывающих нейтронов с различным временем их выхода.

Медленные нейтроны делят ядро U-235, Pu-239 и U-233, хотя эти ядра способны делиться и под влиянием быстрых нейтронов. Ядра U-238 и Th-232 более способны делиться под влиянием быстрых нейтронов со значительной энергией (>1 Мэв). Так, например, для природного урана сечение деления составляет $\sim 0,015$ барн при уровне энергии нейтронов в 1 Мэв, тогда как на тепловых нейтронах поперечное сечение деления равно $4,22$ барн.

Переводя с помощью замедлителей быстрые нейтроны в тепловые, можно существенно уменьшить радиационный захват медленных нейтронов U-238.

Вещество, которое способно при небольшом числе столкновений снизить скорость быстрых нейтронов до уровня тепловых, называется, как указывалось, замедлителем. В качестве замедлителя могут быть использованы вещества, не способные к поглощению нейтронов или, по возможности, имеющие очень малое поперечное сечение поглощения. Главная задача — снизить скорость с помощью процесса упругого рассеяния.

Пусть M_n и M — массы нейтрона и ядра замедлителя; v_0 — начальная скорость нейтрона; скорость ядра замедлителя будем считать равной нулю. При центральном ударе (лобовом столкновении), если V и v — скорости ядра и нейтрона после удара, можно написать уравнения сохранения энергии и сохранения импульса и получить:

$$v = -v_0 \frac{M - M_n}{M + M_n}. \quad (11.2)$$

Если E_0 и E — энергия нейтрона до и после удара, то отношение этих величин после центрального удара будет

$$\frac{E}{E_0} = \frac{M_n v^2}{M_n v_0^2} = \left(\frac{M - M_n}{M + M_n} \right)^2,$$

или

$$\frac{E}{E_0} = \left(\frac{\frac{M}{M_n} - 1}{\frac{M}{M_n} + 1} \right)^2. \quad (11.3)$$

Масса нейтрона близка к единице. Чем ближе величина M к M_n , т. е. чем легче ядро замедлителя, тем меньше отношение (11.3) и, следовательно, тем большую энергию потеряет нейтрон при одном столкновении. Например, для графита

$$\frac{E}{E_0} = \left(\frac{12 - 1}{12 + 1} \right)^2 \approx 0,72;$$

для водорода

$$\frac{E}{E_0} = \left(\frac{1 - 1}{1 + 1} \right)^2 = 0,$$

т. е. нейтрон может потерять всю свою энергию при одном центральном столкновении с ядром водорода. Таким образом, чем легче замедлитель, тем он при прочих равных условиях эффективнее.

Мы рассмотрели наиболее простой случай центрального удара. В действительности будут случаи ударов под углом (боковых ударов), а также случаи пролета мимо ядра («промах»). В последнем

случае энергия нейтрона останется неизменной; при боковом ударе, под углом, нейтрон потеряет меньше энергии, чем в случае лобового столкновения. Ввиду этого для реального процесса необходимо оперировать величиной средней потери энергии. Эта величина статистическая, учитывающая все возможные виды встречи нейтрона с ядрами мишени. Пользуются величиной среднего логарифмического декремента энергии на одно столкновение, или величиной среднего изменения натурального логарифма энергии:

$$\xi = \overline{\ln \frac{E_0}{E}}.$$

Для приближенных расчетов можно считать

$$\xi = \frac{2}{M+1},$$

где M — масса ядра-мишени. Для легких ядер (малые M) потери энергии велики. В данном замедлителе при каждом столкновении нейтрон теряет одинаковую часть своей энергии практически независимо от уровня энергии.

Зная ξ , можно определить необходимое среднее число столкновений C для уменьшения энергии нейтрона до заданного уровня с помощью данного замедлителя. Пусть, например, быстрый нейтрон имеет энергию $E_1 = 2 \text{ Мэв}$; чтобы уменьшить эту энергию до величины $E_2 = 0,025 \text{ эв}$, необходимо среднее число столкновений

$$C = \frac{\ln \frac{E_1}{E_2}}{\xi}. \quad (11.4)$$

Для графита

$$\xi \approx \frac{2}{12+1} \approx 0,159;$$

$$C_C = \frac{\ln \frac{2 \cdot 10^6}{0,025}}{0,159} = 114;$$

для водорода

$$\xi \approx \frac{2}{1+1} = 1;$$

$$C_H = 18.$$

Здесь C_H много меньше C_C (так как $M_H < M_C$); но C_H много больше единицы, соответствующей случаю центрального удара; таким образом, лобовое столкновение реализуется редко.

Идеальным замедлителем будет такой, который не поглощает нейтроны ($\sigma_a = 0$; $\sigma_s = \infty$) и снижает энергию быстрых нейтронов до нужного уровня при одном столкновении и при наименьшем значении длины пробега (диффузии) быстрых нейтронов. О замед-

ляющей способности замедлителя можно судить — по среднему логарифмическому декременту ξ энергии на одно столкновение;

— по числу столкновений C ;

— по коэффициенту замедления, представляющему отношение $k_3 = \xi \Sigma_s / \Sigma_a$, т. е. отношение макроскопической замедляющей способности вещества к макроскопическому сечению поглощения; иными словами, коэффициент замедления показывает число эффективных (замедляющих) столкновений на одно поглощение.

В табл. 11.2 приведены значения величины ξ , C и k_3 для различных замедлителей. Величина ξ сама по себе недостаточна, ибо одинаковым значениям ξ может отвечать различная рассеивающая и поглощательная способность замедлителей.

Таблица 11.2

Замедляющие свойства некоторых веществ

Вещество	ξ	C	k_3	Вещество	ξ	C	k_3
Водород	1	18	66	Углерод	0,158	114	169
Вода	0,927	19	67	Азот	0,136	132	0,7
Дейтерий	0,725	25	>5820	Кислород	0,120	150	487
Тяжелая вода	0,510	35	5820	Фтор	0,102	177	>34
Гелий	0,525	43	94	Литий	0,268	67	Ничтожно мало
Бериллий	0,209	86	160	Бор	0,171	105	То же

Из табл. 11.2 следует, что с точки зрения размеров реактора наилучшим замедлителем является тяжелая вода, для которой $k_3 > 5820$, а число столкновений мало. Однако необходимо иметь в виду, что тяжелая вода, дейтерий и вода ограничивают максимально возможную температуру реактора даже при применении очень высоких давлений. Выбор замедлителя должен быть сделан с учетом требуемых в энергетической силовой установке температур рабочего тела, схемы атомной установки, веса и габаритов реактора.

Пусть n — число нейтронов в 1 см^3 , а скорость каждого нейтрона одинакова по величине и направлению и равна $v \text{ см/сек}$. Тогда число нейтронов, пересекающих в 1 сек площадь 1 см^2 в направлении, перпендикулярном скорости, будет

$$\phi = nv \text{ нейтрон/см}^2\text{сек}. \quad (11.5)$$

Величина ϕ представляет плотность нейтронного потока, или просто нейтронный поток. В действительности нейтроны имеют различные величины и направления скорости. Однако в любом направлении встреча нейтрона с ядром дает одинаковый результат. Это

позволяет величину Φ рассматривать как нейтронный поток в реальном случае, при условии, что берется средняя для нейтронов скорость или считаются нейтроны с одинаковыми скоростями.

Если принять для реального примера нейтронный поток $\Phi = 10^{13}$ нейтрон/см²сек, а для скорости медленных нейтронов $v = 2,2 \cdot 10^5$ см/сек, то число нейтронов в 1 см³ объема будет в этом случае

$$n = \frac{\Phi}{v} = 4,5 \cdot 10^7 \text{ нейтрон/см}^3.$$

Это число кажется очень большим, но оно в $6 \cdot 10^{11}$ раз меньше числа молекул (или атомов) газа в 1 см³ при нормальных условиях ($2,7 \cdot 10^{19}$).

В ядерной технике, кроме числа столкновений, необходимых для замедления быстрых нейтронов, интересуются также средним расстоянием по прямой, или средней длиной пробега, быстрого нейтрона с момента его образования до момента, когда он становится тепловым. Это среднее расстояние обозначается через L_f и называется длиной диффузии быстрых нейтронов, или длиной замедления.

Теоретически средняя длина свободного пробега нейтрона между двумя столкновениями с ядром мишени равна

$$\lambda_s = \frac{1}{\Sigma_s}, \quad (11.6)$$

где Σ_s — макроскопическое поперечное сечение рассеяния для данного вещества и для данного среднего уровня энергии нейтронов.

По статистической теории Ферми (теория «возраста») квадрат длины диффузии для быстрых нейтронов, или квадрат длины замедления, равен

$$L_f^2 = \frac{\lambda_{tr} \lambda_s C}{3}, \quad (11.7)$$

где λ_{tr} — действительная («транспортная») длина свободного пробега нейтрона.

Величина

$$L_f^2 = \tau \quad (11.8)$$

называется возрастом нейтронов (по Ферми). Если известен возраст тепловых нейтронов, тогда из уравнения (11.8) известна и длина диффузии, или длина замедления, быстрых нейтронов до тепловых.

В теории ядерных реакторов доказывается, что

$$d\tau = - \frac{\lambda_{tr} \lambda_s}{3\xi} \frac{dE}{E},$$

откуда, полагая (для вещества с большим числом столкновений)

$$dC = \frac{1}{\xi} \frac{dE}{E},$$

получается

$$d\tau = - \frac{\lambda_{tr} \lambda_s dC}{3}.$$

После интегрирования от 0 до полного числа столкновений C , необходимого для замедления, получается выражение (11.7), если принять λ_{tr} и λ_s постоянными, а возраст нейтронов в начальный момент $\tau=0$.

В выражении (11.7) произведение $\lambda_s C$ представляет спрямленную общую длину пробега нейтрона от заданного уровня энергии (например, в момент деления) до энергии теплового нейтрона.

Рассуждая так же, можно определить длину диффузии тепловых нейтронов — среднее расстояние по прямой, или среднюю длину пробега, теплового нейтрона с момента его образования до момента его захвата. Длина свободного пробега теплового нейтрона до его столкновения с ядром-мишенью (и поглощения последним), аналогично выражению (11.6), будет

$$\lambda_a = \frac{1}{\Sigma_a}, \quad (11.9)$$

где Σ_a — макроскопическое поперечное сечение поглощения для теплового нейтрона в данной среде. Аналогично уравнению (11.7), можно написать для квадрата длины диффузии тепловых нейтронов ($C=1$):

$$L_t^2 = \frac{\lambda_{tr} \lambda_a}{3}$$

или, считая $\lambda_{tr} = 3\lambda_a$,

$$L_t^2 = \lambda_a^2. \quad (11.10)$$

Т а б л и ц а 11.3

Возраст, длины и время диффузии

Среда	τ см ²	L_f см	t_f сек	t_t сек	L_t см
Вода	33	5,7	10 ⁻⁵	2,1·10 ⁻⁴	2,88
Тяжелая вода	120	11,0	4,6·10 ⁻⁵	0,15	171
Бериллий	98	9,9	6,7·10 ⁻⁵	4,3·10 ⁻³	24
Графит	350	18,7	1,5·10 ⁻⁴	1,2·10 ⁻²	50
Оксид бериллия	143	12,0	7,8·10 ⁻⁵	6,8·10 ⁻³	

Формулы (11.7) и (11.10) позволяют вычислить длины диффузии быстрых и тепловых нейтронов и среднее время t их жизни.

В табл. 11.3 приведены для некоторых сред (замедлителей) возраст нейтронов τ , длина замедления L_f и время замедления t_f быстрых нейтронов, длина L_t и время диффузии t_t тепловых нейтронов.

11.2. Основные сведения о реакторах

Процесс спокойного, управляемого деления тяжелых ядер осуществляется в реакторах. Ядерные реакторы можно классифицировать по следующим признакам:

1. По энергетическому уровню нейтронов, используемых для деления, реакторы могут быть на быстрых, тепловых и промежуточных нейтронах.

2. По роду делящегося вещества реакторы могут быть на естественном (природном) уране, на уране, обогащенном изотопом U-235, и на чистых делящихся материалах U-235, Pu-239 и U-233,

3. По роду охлаждающего вещества ядерные реакторы могут быть с водой, тяжелой водой, жидкими металлами (и их сплавами) и газами.

4. По роду замедлителя ядерные реакторы на тепловых нейтронах могут быть водяные, с тяжелой водой, графитом, бериллием и его окисью и др.

5. По характеру расположения делящегося вещества и замедлителя реакторы могут быть гетерогенные, когда делящийся материал размещен в корпусе реактора в виде отдельных блоков, и гомогенные, когда делящийся материал равномерно распределен во всем объеме реактора.

6. По назначению реакторы могут быть исследовательские (для проведения отдельных опытов), энергетические (для производства энергии), воспроизводящие (для получения Pu-239 или U-233) и комбинированные (для одновременного получения энергии и делящегося материала).

Реакторы на быстрых нейтронах в зависимости от назначения могут быть с замедлителем и без замедлителя. Реакторы на тепловых нейтронах всегда имеют замедлитель.

Внутренний объем реактора, занятый делящимся веществом и замедлителем, если он имеется, называется активной зоной. В активной зоне находятся также стержни, управляющие скоростью процесса деления и обеспечивающие безопасность реактора.

Гетерогенные реакторы получили к настоящему времени наиболее широкое применение на стационарных установках для выработки электроэнергии и для других целей.

Гетерогенные реакторы выполняются с металлическими оболочками для урановых элементов. Так как уран имеет три модификации (ромбическую, тетрагональную и кубическую) с точками перехода при 660 и 800°С, температуру урана, максимально допу-

стимулю для конструкции тонкостенных оболочек, приходится ограничивать. В связи с этим гетерогенные реакторы с металлическими оболочками элементов пригодны для относительно низкотемпературных энергетических установок. Для получения высокотемпературных гетерогенных реакторов требуются новые технологические приемы защиты тепловыделяющих элементов.

В гомогенном реакторе ядра делящегося вещества равномерно размещены в объеме активной зоны. Если в гомогенном реакторе имеется замедлитель, то ядерное топливо и замедлитель представляют сплав, химическое соединение, раствор или тонкую однородную суспензию. При определенной комбинации ядерного топлива и замедлителя и определенных температурах конструкционные материалы активной зоны гомогенного реактора могут не изменять своего агрегатного состояния; в этом случае тепло из реактора уносится с помощью того или иного охлаждающего агента. Материал активной зоны может быть доведен до плавления или кипения; тогда с помощью специальных насосов жидкий или парообразный материал активной зоны пропускается через теплообменник, в котором он отдает тепло в нужном количестве рабочему телу энергетической установки. Реактор по этой схеме называется также «кипящий реактор», если в нем все рабочее тело или одна его составная часть доводится до кипения. Гомогенный реактор, вообще говоря, имеет более простую конструкцию, чем гетерогенный.

Для получения высоких температур в активной зоне реактора не могут быть использованы в качестве замедлителей вещества с низкой температурой кипения или парообразования.

Гомогенный высокотемпературный реактор, в котором активная зона представляет твердое однородное тело с весьма высокой температурой плавления, с каналами для охлаждающей жидкости может быть использован для легких транспортных установок.

Из-за необходимости иметь значительное количество замедлителя активная зона в реакторах на тепловых нейтронах получается большой. Среднее количество тепла, выделяющееся на 1 л объема активной зоны, составляет $(1,7—6,0) \cdot 10^4$ ккал/час, что соответствует мощности 20—70 квт. В реакторах на быстрых нейтронах замедлителя меньше или вообще нет. Это позволяет повысить количество выделяющегося тепла на единицу объема активной зоны в 20 и более раз, сравнительно с реакторами на тепловых нейтронах. Главное здесь будет заключаться в возможности отвода тепла из реактора при сохранении максимальной температуры реактора на допустимом уровне. Для этого требуется развивать поверхности теплообмена в зависимости от свойств и состояния охлаждающего агента. Именно задача теплоотвода определяет размеры активной зоны реактора на быстрых нейтронах. Выполненные такие реакторы служат для исследовательских целей или в качестве источника быстрых нейтронов для получения плутония Pu-239 из изотопа U-238 или U-233 из тория Th-232.

Имеются реакторы на быстрых нейтронах с чистым изотопом U-235 или Pu-239 с охлаждением ртутью (температура плавления —39° С), натрием, калием, сплавом натрия — калий и др. Количество выделяющегося тепла на 1 литр объема активной зоны достигает $(10-12) \cdot 10^6$ ккал/час.

Нейтронный поток в реакторах с быстрыми нейтронами составляет максимально $10^{13}-10^{15}$ нейтрон/см²сек.

Коэффициент размножения нейтронов. Отношение числа вновь образовавшихся нейтронов к числу предшествующего поколения нейтронов, вызвавших процесс деления, называется коэффициентом размножения. Из опыта известны константы ν и η для делящихся веществ и связь между ними (11.1). На каждое деление приходится η свободных быстрых нейтронов с различными уровнями энергии.

Некоторое число быстрых нейтронов приводит к делению ядер, что учитывается коэффициентом размножения на быстрых нейтронах ϵ . Для реактора на тепловых нейтронах и для природного урана $\epsilon=1,03$; для обогащенного урана $\epsilon \approx 1,0$. Для гомогенных реакторов $\epsilon \approx 1,0$ из-за быстрого замедления нейтронов. Для реактора с чистым металлическим ураном без замедлителя максимальное значение $\epsilon=1,2$. Следовательно, общее число быстрых нейтронов на 1 эффективный (приведший к делению) тепловой нейтрон будет $\eta\epsilon$.

Пусть p — доля быстрых нейтронов, которые в процессе замедления не захватываются; иначе говоря, p — вероятность избежать радиационного захвата. Тогда количество быстрых нейтронов, замедленных до уровня тепловых нейтронов, на 1 акт деления будет $\eta\epsilon p$. Для реакторов с чистыми делящимися изотопами величина $p=1$. Для гетерогенных реакторов с природным ураном $p=0,85 \div 0,95$.

После процесса замедления часть $(1-f)$ тепловых нейтронов может быть поглощена конструктивными элементами реактора. Если f — доля тепловых свободных нейтронов, иначе f — вероятность для тепловых нейтронов избежать непроизводительного поглощения, то на каждый 1 акт деления остается свободных тепловых нейтронов $\eta\epsilon pf$.

Коэффициент f представляет отношение числа тепловых нейтронов, поглощенных в делящемся изотопе, ко всему числу тепловых нейтронов, поглощенных делящимся изотопом, замедлителем и конструкционными материалами. В случае гомогенного реактора без конструкционных материалов в активной зоне

$$f = \frac{\Sigma_{д.м}}{\Sigma_{д.м} + \Sigma_3},$$

где $\Sigma_{д.м}$ — поперечное сечение поглощения для делящегося материала;

Σ_3 — то же для замедлителя.

Для урана и графита, например:

$$\Sigma_U = 0,351 \text{ 1/см}; \quad \Sigma_c = 3,72 \cdot 10^{-4} \text{ 1/см};$$

поэтому

$$f \approx 0,904.$$

Рассматривая реактор бесконечно больших размеров и пренебрегая поэтому утечками нейтронов из системы, получим коэффициент размножения в бесконечной среде:

$$k_{\infty} = \eta \epsilon p f. \quad (11.11)$$

Пусть для примера в гетерогенном реакторе на тепловых нейтронах $\eta = 1,34$; $\epsilon = 1,03$; $p = 0,9$ и $f = 0,9$; для такого реактора бесконечно больших размеров

$$k_{\infty} = 1,1,$$

т. е. цепная реакция может развиваться, так как $k_{\infty} > 1$ и число нейтронов нового поколения превышает число нейтронов старого поколения.

Так как η и ϵ являются постоянными для ядерного топлива, то величина k_{∞} определяется значениями вероятностей p и f , которые зависят от многих факторов (состава среды реактора, геометрической формы решетки активной зоны и др.).

Для реактора с чистым U-235 и без замедлителя — $\epsilon = 1$, $p = 1$, $\eta = 2,08$; кроме того $\Sigma_s = 0$ и

$$f = \frac{\Sigma_U}{\Sigma_U + \Sigma_s} = 1,$$

поэтому

$$k_{\infty} = 2,08.$$

Переход к реактору конечных размеров требует дополнительного учета потерь быстрых и тепловых нейтронов во внешнюю среду через оболочку реактора. Для уменьшения этих потерь реактор снабжают материалом, непрозрачным для нейтронов. Оболочка из такого материала (графит, бериллий и др.) называется отражателем.

Полная вероятность избежать утечки в конечной среде

$$B = B_f B_t,$$

где B_f — вероятность избежать утечки быстрых нейтронов;

B_t — вероятность избежать потерь тепловых нейтронов.

Величины B_f и B_t зависят от геометрических размеров, формы и конструкции реактора, ядерных свойств материала отражателя и от характера движения нейтронов в реакторе.

В ядерной физике разработаны методы расчета величин B_f и B_t :

$$B_f = e^{-K^2 L_f^2}; \quad (11.12)$$

$$B_t = \frac{1}{1 + K^2 L_t^2}. \quad (11.13)$$

Здесь $L_f^2 = \tau$ — «возраст», или квадрат длины диффузии (замедления) быстрых нейтронов;

L_t — диффузионная длина тепловых нейтронов;

K^2 — геометрический параметр, учитывающий размеры и форму реактора.

Зная вероятности B_f и B_t и умея вычислять k_∞ по формуле (11.11), можно определить эффективный коэффициент размножения $k_{эфф}$ реактора конечных размеров с известной формой и размерами:

$$k_{эфф} = k_\infty B_f B_t. \quad (11.14)$$

Для возможности проведения стационарного процесса деления в реакторе конечных размеров необходимо иметь $k_{эфф} > 1$.

Приведем для наглядности схему, иллюстрирующую нейтронный баланс в реакторе конечных размеров, относя его к одному исходному нейтрону, приводящему к акту деления (рис. 11.3).

Нейтронный поток в реакторе неодинаков и зависит от типа реактора, его формы и конструкции. Если бы источник нейтронов был весьма мал и в непосредственной близости от него (в пределе — в центре источника) нейтронный поток был бы равен ϕ_0 , то на удалении от источника нейтронный поток будет меньше.

В реакторе с активной зоной конечных размеров потери нейтронов были бы велики, если не установить отражатель, задачей которого было бы отражать нейтроны обратно в активную зону без поглощения. Отношение числа отраженных нейтронов ко всему числу нейтронов, попадающих на поверхность отражателя, называется коэффициентом отражения A или альбедо. Величина A яв-

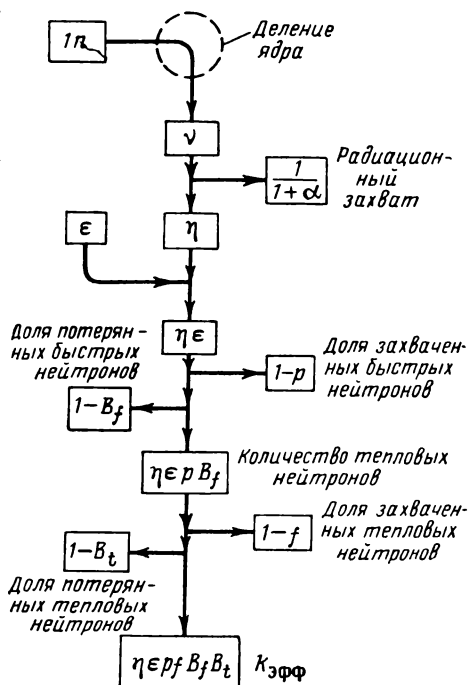


Рис. 11.3. Схема нейтронного баланса

ляется функцией длины диффузии и транспортной длины свободного пробега; кроме того, альbedo зависит от материала, формы и размеров отражателя. Для отражателя неограниченных размеров величина альbedo дана в табл. 11.4.

Т а б л и ц а 11.4

Коэффициент отражения		
Вещество	Весовая плотность $\Gamma/\text{см}^3$	Коэффициент отражения (альbedo)
Вода	1,00	0,82
Тяжелая вода	1,10	0,97
Бериллий	1,84	0,89
Оксид бериллия	2,80	0,93
Графит	1,60	0,93

Если ограничить толщину отражателя, то величина коэффициента отражения уменьшится сравнительно с данными табл. 11.4. Однако при толщине отражателя в 2—3 раза больше длины диффузии нейтронов относительное уменьшение альbedo будет небольшим. Отражатель дает еще то преимущество, что, уменьшая потери быстрых и тепловых нейтронов из системы, возвращает нейтроны на периферийные участки активной зоны; благодаря этому изменение нейтронного потока в поперечном и продольном сечениях реактора уменьшается, что очень важно для практических целей. На рис. 11.4 показано, как принципиально изменится нейтронный поток в реакторе без отражателя и с отражателем.

Критической массой активной зоны всякого реактора называется такое количество массы, которое при данных размерах и форме активной зоны и при данных соотношениях различных веществ в ней, а также при конкретных размерах и материале отражателя обеспечивает эффективный коэффициент размножения $k_{\text{эфф}}=1$.

Как уже указывалось, применение отражателей обеспечивает условия критичности реактора при меньших размерах активной зоны, сокращая или устраняя потери нейтронов; кроме того, отражатели выравнивают нейтронный поток внутри реактора, увеличивая отношение среднего нейтронного потока в реакторе в целом к максимальному нейтронному потоку.

Относительное изменение нейтронного потока по относительному расстоянию от центра активной зоны вдоль оси реактора, имеющего форму сферы, цилиндра и параллелепипеда, показан на рис. 11.5. Практически для этих трех различных форм реакторов закон изменения по оси реактора одинаков и выражается законом косинуса. Установка отражателя, как указывалось, приводит к тому, что на периферии активной зоны реактора $\varphi > 0$.

Неравномерность нейтронного потока в поперечном и продольном сечениях нежелательна, особенно в тех случаях, когда необходимо равномерное поле температур нагреваемого в реакторе рабочего тела. Кроме того, уменьшение нейтронного потока в конечной части реактора (по течению нагреваемого газа) делает эту часть мало эффективной. Исправить этот недостаток можно или неравномерным распределением делящегося материала или поглотителя нейтронов в объеме активной зоны, или изменением проходных сечений для охлаждающего агента. Эти решения влекут за собой увеличение веса и размеров реактора.

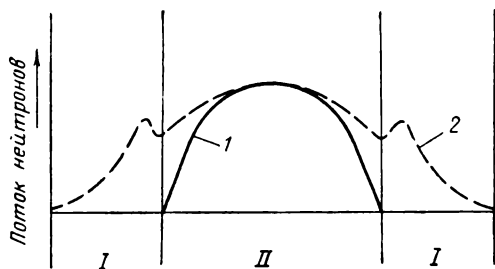


Рис. 11.4. Изменение нейтронного потока в реакторе с отражателем и без него:

I—отражатель; II—активная зона;
1—без отражателя; 2—с отражателем

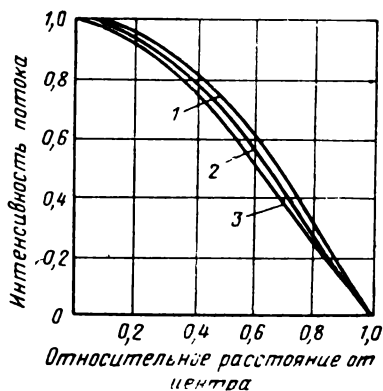


Рис. 11.5. Относительное распределение нейтронного потока в реакторах:

1—параллелепипед; 2—цилиндр; 3—сфера

Критическую массу определяют многие факторы.

1. Размеры и форма реактора. Так как потери нейтронов пропорциональны поверхности F_a активной зоны реактора, а выделение нейтронов пропорционально ее объему V_a , то при прочих равных условиях чем больше размеры реактора, тем меньше относительные потери нейтронов через поверхность.

Чем меньше отношение F_a/V_a при заданной массе активной зоны, тем меньше потери нейтронов. Минимальное отношение F_a/V_a достигается у сферического реактора; следовательно, при прочих равных условиях сферический реактор будет иметь минимальную критическую массу.

Для цилиндра или, например, плиты существуют такие соотношения между высотой и площадью основания, когда потери нейтронов чрезмерно велики и нельзя достигнуть критической массы. Например, на рис. 11.6 показано изменение критической массы и высоты для цилиндрического реактора. Видно, что при относительно малых диаметрах основания или, наоборот, при относительно небольших высотах цилиндра критическая масса достигает беско-

нечности. На этом основано хранение ядерного топлива, с учетом соседства других масс делящегося вещества.

2. Соотношение изотопов делящегося вещества. Радиационный захват, или поглощение, нейтронов без деления производится изотопом U-238 (или торием); следовательно, от количества этих изотопов в активной зоне зависят размеры реактора. Критическая масса реактора уменьшается с обогащением урана изотопом U-235 и становится минимальной для чистого U-235 (или Pu-239).

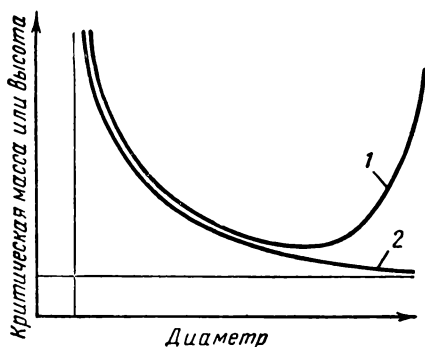


Рис. 11.6. Изменение критической массы и высоты цилиндрического реактора в зависимости от диаметра:

1—критическая масса; 2—высота



Рис. 11.7. Изменение критической массы сферического реактора в зависимости от относительного количества замедлителя

3. Замедлитель. От наличия или отсутствия замедлителя, от относительного количества его и типа замедлителя также зависит критическая масса реактора. Если реактор выполняется на тепловых нейтронах, то введение замедлителя ускоряет процесс снижения уровня энергии нейтронов и в известных пределах уменьшает критическую массу реактора, а также необходимую концентрацию делящегося вещества. Чем эффективнее замедлитель, тем меньше его нужно иметь и тем меньше размеры реактора. При заданном типе замедлителя есть граница, дальше которой увеличение концентрации замедлителя сначала уже не оказывает влияния на критическую массу реактора, а затем даже увеличивает ее. Чрезмерное количество замедлителя увеличивает поглощение им нейтронов. При некоторой концентрации замедлителя захват им нейтронов может полностью компенсировать размножение нейтронов в результате деления. В этом случае критическая масса растет до бесконечности.

На рис. 11.7 для иллюстрации показано изменение критической массы сферического реактора в зависимости от относительного количества замедлителя.

4. Конструкция реактора. Элементы конструкции, необходимые для прочности, охлаждения, управления и контроля, могут в боль-

шей или меньшей мере поглощать нейтроны; вследствие этого будет меняться критическая масса реактора. В понятие конструкции здесь входят не только размеры и форма конструктивных элементов, но и материалы, из которого они выполнены.

5. Материал и размеры отражателя. Они оказывают прямое влияние на нейтронный баланс реактора и, следовательно, на его критическую массу.

6. Длительность непрерывной работы. Это влияние объясняется тем, что осколки деления «отравляют» реактор, постепенно снижая его коэффициент реактивности. Наиболее вредны те осколки, которые образуются в большем количестве и при том склонны к радиационному захвату нейтрона (например, ксенон — «ксеноновое отравление»). Начальный коэффициент реактивности должен быть назначен так, чтобы с учетом длительности непрерывной работы, особенно в условиях эксплуатации, когда доступ к реактору исключен, к концу работы иметь $k_{эфф} \geq 1$.

Реакторы с частыми остановками процесса должны иметь дополнительный запас реактивности, что будет понятно из дальнейшего.

Размеры реактора зависят также от уровня энергии нейтронов, приводящих к делению (быстрые, тепловые, промежуточные).

Коэффициентом реактивности, или реактивностью, реактора называется величина

$$\rho = k_{эфф} - 1 = k_{изб}. \quad (11.15)$$

Для реактора на стационарном режиме $\rho = 0$; на режиме увеличения мощности реактора $\rho > 0$, а на режиме снижения мощности $\rho < 0$.

Эффективный коэффициент размножения $k_{эфф}$ и, следовательно, коэффициент реактивности реактора зависит от температуры, т. е. $\rho = \alpha T$, где величина α — температурный коэффициент реактивности.

При $\alpha > 0$ с увеличением температуры в активной зоне реактор разгоняется, т. е. его мощность непрерывно растет, так как увеличивается нейтронный поток. При $\alpha < 0$, наоборот, с увеличением температуры активной зоны мощность реактора уменьшается из-за уменьшения нейтронного потока. В гомогенных реакторах увеличение температуры расширяет вещество в активной зоне, вследствие чего уменьшается концентрация делящегося материала и замедлителя и коэффициент реактивности уменьшается. Для обеспечения устойчивости процесса реактора при $\alpha > 0$ и $\alpha < 0$ необходимо управление реактором.

Реакторы с $\alpha > 0$ при нарушении системы управления в эксплуатации склонны к увеличению коэффициента реактивности при увеличении температуры. Вследствие этого такие реакторы могут перейти границу допустимых значений максимальных температур, что в результате саморазгона реакции деления приведет к аварии

реактора с возможным выбросом опасных радиоактивных продуктов в любой фазе, включая газообразную.

Чем больше реактивность реактора, тем быстрее размножаются нейтроны, тем ответственнее процесс запуска и регулирования мощности реактора. Величина начальной реактивности реактора при выбранных материалах и конструкции зависит от назначения реактора, длительности его работы, режима работы, частоты и режима остановок.

Пусть $\bar{\tau}$ — среднее время жизни нейтронов одного поколения в сек; тогда относительное приращение числа нейтронов в 1 сек, или приращение числа нейтронов в 1 сек на n израсходованных для деления нейтронов, будет

$$\frac{dn}{d\tau} = \frac{nq}{\tau} \quad \text{или} \quad \frac{dn}{n} = \frac{q}{\tau} d\tau.$$

После интегрирования, считая $n=n_0$ для $\tau=0$:

$$n = n_0 e^{\frac{q}{\tau} \tau}. \quad (11.16)$$

Пренебрегая временем замедления быстрых нейтронов как малым сравнительно со временем диффузии медленных нейтронов (см. табл. 11.3), можно для мгновенных нейтронов время жизни считать равным времени диффузии тепловых нейтронов и определить это время по формуле

$$\bar{\tau} = \frac{\lambda_a}{v} = \frac{1}{v \sum_a},$$

где λ_a — средняя длина свободного пробега теплового нейтрона до его поглощения;

v — средняя скорость движения нейтрона.

Если подсчитать осредненное для всего реактора макроскопическое сечение поглощения с учетом утечек и поглощения нейтронов конструкционными материалами, то время $\bar{\tau}$ жизни мгновенных нейтронов можно вычислить по написанной выше формуле. Это время близко к 0,001 сек. Но мгновенные нейтроны составляют около 99,25% всех нейтронов одного поколения, так как имеется еще около 0,75% запаздывающих нейтронов со средним для всех этих нейтронов времени жизни около 12,24 сек. Поэтому время жизни одного поколения нейтронов (мгновенных и запаздывающих) будет

$$0,9925 \cdot 0,001 + 0,0075 \cdot 12,24 \approx 0,094 \text{ сек.}$$

Следовательно, наличие запаздывающих нейтронов увеличивает время жизни одного поколения почти в сто раз.

Периодом реактора T называется время, в течение которого

нейтронный поток или число нейтронов в реакторе увеличивается в e раз. Из выражения (11.16) это будет при

$$\frac{\rho}{\tau} \tau = 1,$$

откуда

$$T = \tau = \frac{\bar{\tau}}{\rho}. \quad (11.17)$$

При $\rho = 0,02$; $v = 2200$ м/сек и $\lambda_a = 40$ см, величина

$$\bar{\tau} = \frac{0,40}{2200} \approx 2 \cdot 10^{-4} \text{ сек}$$

и

$$n = n_0 e^{100\tau}.$$

Через 1 сек ($\tau = 1$) нейтронный поток (или число нейтронов) возрастет в

$$e^{100} = 2,66 \cdot 10^{43} \text{ раз.}$$

Как видно, уже при такой реактивности нейтронный поток через 1 сек очень резко возрастает. Этот пример указывает на важность надежного регулирования и управления реактором. Период реактора для этого случая определится из формулы (11.17) и будет равен

$$T = \frac{2 \cdot 10^{-4}}{0,02} = 0,01 \text{ сек.}$$

Период T , определенный по формуле (11.17), не является точной величиной. Отклонение обусловлено неучетом времени замедления быстрых нейтронов и, особенно, влияния запаздывающих нейтронов. Если учесть влияние запаздывающих нейтронов и принять

$$\bar{\tau} = 100 \cdot 2 \cdot 10^{-4} = 2 \cdot 10^{-2} \text{ сек,}$$

то период реактора в рассмотренном примере будет уже не 0,01 сек, а

$$T = \frac{2 \cdot 10^{-2}}{0,02} = 1 \text{ сек.}$$

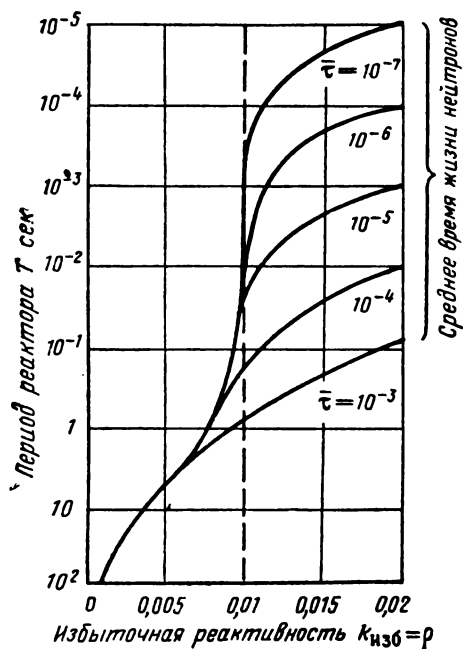


Рис. 11.8. Зависимость периода реактора от реактивности и среднего времени жизни нейтронов

На рис. 11.8 приведен график зависимости периода реактора от его реактивности и от среднего времени жизни нейтронов с учетом влияния запаздывающих нейтронов. Видно, что период реактора сильно уменьшается с уменьшением τ , особенно при $\rho > 0,01$.

11.3. Мощность реактора. Управление. Экранировка. Пуск

Под мощностью реактора понимается максимальное количество тепла, выделяемое реактором на стационарном режиме в единицу времени (например, в час). Мощность реактора применительно к энергетическим установкам выражается также в киловаттах.

Пусть $\bar{\varphi}$ — средний нейтронный поток в *нейтрон/см² сек*;

σ_f — микроскопическое сечение деления в *барн*;

N — число ядер делящегося вещества в 1 *см³*.

Одно деление дает ~ 195 *Мэв* энергии; но 1 *Мэв* = $1,6 \cdot 10^{-13}$ *кулон-вольт*; поэтому 195 *Мэв* $\approx 3,2 \cdot 10^{-11}$ *кулон-вольт*.

Так как 1 *вт* = 1 *кулон-вольт* в 1 *сек*, то число делений ядер, соответствующее мощности в 1 *вт*, будет

$$c = \frac{1}{3,2 \cdot 10^{-11}} \approx 3 \cdot 10^{10}.$$

Число делений в 1 *сек* в объеме V_a активной зоны равно $\bar{\varphi} \Sigma_f V_a$, где $\Sigma_f = \sigma_f N$. Поэтому мощность реактора будет

$$N_p = \frac{\bar{\varphi} \Sigma_f V_a}{c} 10^{-3} \text{ кВт}. \quad (11.18)$$

Тепловая мощность реактора в час будет равна

$$Q_p = 860 N_p \text{ ккал} \quad (11.19)$$

или

$$Q_p = 2,86 \cdot 10^{-11} \bar{\varphi} \Sigma_f V_a \text{ ккал/час}. \quad (11.20)$$

Если объем активной зоны выражен в *м³*, то

$$Q_p = 2,86 \cdot 10^{-5} \bar{\varphi} \Sigma_f V_a. \quad (11.21)$$

Если известны Σ_f и $\bar{\varphi}$, можно определить V_a по заданному значению Q_p или, наоборот, Q_p по известному V_a .

Средний нейтронный поток $\bar{\varphi}$ всегда задается. Величина $\bar{\varphi} = 10^{13} - 10^{15}$ *нейтрон/см²сек*.

Величина Σ_f зависит от типа и соотношения изотопов, а также от наличия замедлителя и относительного количества его в реакторе. Так как на тепловых нейтронах для изотопа U-235 величина $\sigma_f = 582$ *барн*, то для него

$$\Sigma_f = 582 \cdot 10^{-24} N_U,$$

где N_U — число ядер изотопа U-235 в 1 *см³*.

Если гомогенный тепловой реактор получен на основе UO_2 и BeO (как замедлителя), то при отношении $N_{\text{BeO}}/N_{\text{UO}_2}=1000$ число ядер UO_2 в 1 см^3 будет

$$N_{\text{UO}_2} = \frac{N_{\text{BeO}}}{1000} = \frac{0,675 \cdot 10^{24}}{1000} = 6,75 \cdot 10^{20} \text{ ядер/см}^3,$$

где

$$N_{\text{BeO}} = \frac{\gamma_{\text{BeO}} N_a}{m_{\text{BeO}}} = 0,675 \cdot 10^{24} \text{ ядер/см}^3;$$

Полагая чистый изотоп U-235 , получим

$$\Sigma_f = 582 \cdot 10^{-24} \cdot 6,75 \cdot 10^{20} = 3,92 \cdot 10^{-1} \text{ 1/см};$$

при $\bar{\phi} = 10^{14}$ и $\Psi = 0,6$ (где Ψ — учитывает свободное сечение для протекания охлаждающего реактор агента), для $V_a = 1 \text{ м}^3$ количество тепла, выделяемого за 1 час будет

$$Q_p = 2,86 \cdot 10^{-5} \cdot 10^{14} \cdot 3,92 \cdot 10^{-1} (1 - 0,6) \approx 4,5 \cdot 10^8 \text{ ккал/м}^3 \text{ час}.$$

Мощность реактора будет равна

$$N_p = \frac{4,5 \cdot 10^8}{860} \approx 525 \text{ 000 квт/м}^3.$$

Число молей двуокиси урана будет

$$\frac{N_{\text{UO}_2}}{N_a} = \frac{6,75 \cdot 10^{20}}{6,023 \cdot 10^{23}} 10^6 (1 - 0,6) = 4,48 \cdot 10^2 \text{ молей}$$

или ($m_{\text{UO}_2} = 267$)

$$4,48 \cdot 10^2 \cdot 267 \approx 11,8 \cdot 10^4 \text{ г} = 118 \text{ кг}.$$

На 1 кг UO_2 мощность реактора в данном случае, очевидно, будет составлять

$$\frac{525 \text{ 100}}{118} \approx 4430 \text{ квт/кг}.$$

Управление мощностью реактора. Как было показано, для стационарного процесса $k_{\text{эфф}} = 1$ и $\rho = 0$. Нельзя иметь неуправляемый энергетический реактор, в котором расчетный эффективный коэффициент размножения был бы точно равен единице. В случае $k_{\text{эфф}} = 1$ нельзя было бы обеспечить стационарный процесс во времени в таком неуправляемом реакторе. Действительно, после пуска реактора изменяется температура его активной зоны и, следовательно, изменяется коэффициент размножения и коэффициент реактивности. При положительном температурном коэффициенте реактивности реактор с увеличением T имел бы все возрастающее значение $k_{\text{эфф}}$, что привело бы к непрерывному увеличению нейтронного потока, мощности и температуры реактора вплоть до разрушения его из-за перегрева. После разрушения реактор будет представлять опасность ввиду излучения нейтронов и γ -лучей, однако взрыва реактора не будет, так как реактор станет подкритическим из-за изменения нейтронного баланса, вызванного утечками. При отрицательном температурном коэффициенте реак-

тивности уменьшение температуры против расчетной делает реактор подкритическим.

Нельзя сделать $k_{эфф}=1$ в неуправляемом реакторе еще и потому, что количество делящегося вещества в реакторе с течением времени уменьшается и, наоборот, возрастает количество продуктов деления, «отравляющих» реактор.

Для поддержания во времени мощности реактора на заданном уровне и для регулирования мощности соответственно с потребностями необходимо сделать реактор с $k_{эфф}>1$. На стационарном режиме избыточное количество нейтронов должно удаляться из активной зоны до достижения $k_{эфф}=1$. Удаление нейтронов осуществляется путем поглощения их специальными управляющими, или регулировочными, стержнями, выполненными из материалов с большим поперечным сечением захвата тепловых нейтронов. Такими материалами являются бор, кадмий и гафний. Бор сам по себе хрупок, поэтому стержни делаются из бористых сталей. Бор предпочтительнее кадмия, так как последний при захвате нейтрона является источником γ -излучения.

Если нужно увеличить мощность реактора, то регулировочные стержни устанавливаются на меньшей глубине; наоборот, при необходимости уменьшить мощность реактора стержни вводятся в активную зону глубже, вследствие чего нейтронный поток в реакторе уменьшается. Управляющие или регулировочные стержни делаются двух типов — для грубой и тонкой регулировки, т. е. с большей и меньшей массой для поглощения нейтронов. Имеются также стержни, играющие ту же роль, что и управляющие, но специально предназначенные для компенсации эффекта отравления реактора.

Кроме каналов для регулировочных стержней, в активной зоне предусматриваются также каналы для аварийных стержней из тех же материалов. При тех или иных дефектах в реакторе или в системе его управления и контроля аварийные стержни автоматически быстро вводятся внутрь реактора и делают его подкритическим. Аварийные стержни остаются внутри активной зоны и при остановке реактора; предусматривается блокировка, благодаря которой аварийные или предохранительные стержни не могут быть удалены из активной зоны, пока не будут введены полностью регулировочные стержни.

Переход с одного уровня мощности на другой, более высокий, должен быть постепенным с учетом свойств охлаждающего реактор агента, иначе возможен перегрев реактора и выход его из строя. Изменение мощности реактора происходит быстро; ограничителем является инерционность системы охлаждения. Поэтому, во избежание перегрева и аварии, на энергетических реакторах устанавливаются специальные приборы, регистрирующие нейтронный поток (нейтронные детекторы).

В управлении реактором роль запаздывающих нейтронов велика; эффективный коэффициент размножения должен быть назна-

чен с учетом запаздывающих нейтронов. В процессе увеличения мощности число мгновенных нейтронов растет пропорционально мощности, но число запаздывающих нейтронов возрастает значительно медленнее, так как их образование связано с прежним уровнем мощности, вследствие длительности периода их испускания из осколков деления. Общее число нейтронов благодаря этому растет медленнее, чем мощность реактора, что оказывает задерживающее влияние на рост мощности реактора.

Для U-235 доля запаздывающих нейтронов составляет 0,73%; для Pu-239 эта доля равна 0,364% и для U-233 всего 0,242%. Таким образом реактор с U-235 более удобен с точки зрения управления. В этом случае, если $k_{эфф}$ не превышает 1,0073, увеличение мощности реактора не опасно; для Pu это значение составляет уже только 1,00364, а для U-233 — еще меньшую величину — 1,00242.

Если в реакторе эффективный коэффициент размножения равен для U-235 1,0073, для Pu-239 — 1,00364 и 1,00242 для U-233, то реактор находится в состоянии «мгновенной критичности», т. е. стационарная реакция способна поддерживаться на одних мгновенных нейтронах.

Отравление реактора. Осколки деления, образующиеся во время работы реактора, и продукты их радиоактивного распада имеют большие поперечные сечения захвата тепловых нейтронов. Вследствие этого с течением времени начальный нейтронный баланс нарушается. В начале работы реактора идет возрастание вредных продуктов, поглощающих нейтроны; с другой стороны, в результате радиоактивного распада осколков и образования изотопов, прозрачных в отношении нейтронов, уменьшается количество вредных поглотителей нейтронов. С течением времени устанавливается некоторая равновесная концентрация вредных поглотителей нейтронов, при которой скорость образования новых поглотителей нейтронов и скорость их исчезновения равны. Если учесть этот фактор при назначении величины эффективного коэффициента размножения, то реактор будет работать на стационарном режиме и будет доступен управлению до тех пор, пока в результате деления ядерного топлива и постепенного отравления реактор не станет подкритическим.

Наибольшее поглощение нейтронов свойственно изотопам ксенона Xe-135 ($\sigma_a \approx 2 \cdot 10^6$ барн) и самария Sm-149. Ксенон образуется как непосредственно, так и в результате распада осколка деления иода J-135. При нейтронных потоках $\phi < 10^{13}$ накопление ксенона нарастает медленно и только около 0,7% тепловых нейтронов поглощается в ксеноне при равновесной концентрации. Если $\phi > 10^{13}$ — количество ксенона на равновесном режиме его образования и распада увеличивается; при $\phi > 10^{15}$ ксенон поглощает уже до 5% всех тепловых нейтронов. Ксеноновое отравление, зависящее от ϕ , ограничивает максимальное значение нейтронного потока. При равновесной концентрации ксенона для стационарной ра-

боты реактора необходимо увеличивать реактивность максимально на 0,05, чтобы устранить вредное влияние ксенона.

Равновесная концентрация самария, являющегося продуктом радиоактивного распада прометея Рm-149, образующегося непосредственно как продукт деления, в противоположность ксенону практически не зависит от нейтронного потока. При стационарной работе реактора для устранения вредного влияния самария необходимо увеличивать реактивность на 0,012. Отравление реактора, хотя и в меньшей степени, получается и при других продуктах деления (другие изотопы ксенона, иода, стронция и др.).

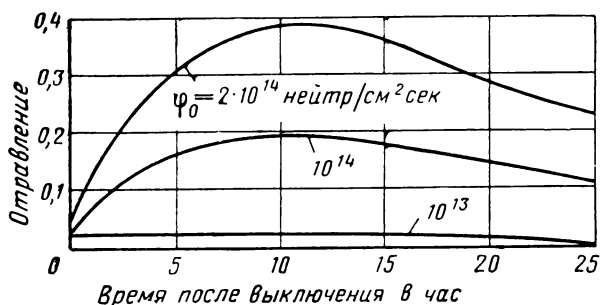


Рис. 11.9. Отравление реактора после остановки со временем и в зависимости от нейтронного потока к моменту выключения

Отравление реактора усиливается после его остановки. Объясняется это тем, что период полураспада для иода J-135 равен 6,7 час, а период полураспада прометея Рm-149 равен 47 час; поэтому после остановки концентрация устойчивых продуктов распада ксенона и самария растет, достигая максимума через много часов после выключения реактора. Количество иода и прометея зависит от режима остановки реактора. Чем медленнее выключается реактор, тем меньше нейтронный поток перед и в момент остановки, тем меньше иода и прометея и, следовательно, тем меньше будет концентрация ксенона и самария. На рис. 11.9 показано изменение величины, характеризующей отравление реактора, со временем при различных величинах нейтронного потока. Отравление представляет отношение числа тепловых нейтронов, поглощаемых продуктами деления, к числу тепловых нейтронов, поглощаемых в делящемся веществе. При $\varphi_0 = 10^{13}$ отравление меньше 0,05; при $\varphi_0 = 2 \cdot 10^{14}$ максимум концентрации ксенона достигается через 10—12 час после выключения, и отравление уже равно 0,35—0,40. Для повторного запуска такого реактора понадобится реактивность больше 0,35—0,40. При $\varphi_0 = 10^{14}$ отравление составляет максимум 0,2. Отравление реактора после остановки сильно уменьшает реактивность реактора.

Медленное выключение реактора существенно уменьшает ϕ_0 и требуемую для повторного запуска реактивность.

Общая продолжительность возможной работы реактора зависит от режима непрерывной работы, от числа, режима и длительности остановок и от начального значения реактивности.

Осколки деления, претерпевая те или иные цепи радиоактивного распада, образуют различные устойчивые изотопы («зола» или «шлаки»).

Одни из них имеют большие поперечные сечения поглощения (7000—50 000 *барн*) и образуются уже вскоре после начала работы реактора. Другие, хотя и слабее поглощают нейтроны, но их количество относительно большее. Шлаки, поглощая нейтроны (тепловые и отчасти замедляющиеся), с течением времени уменьшают реактивность реактора и могут сделать его подкритическим, если своевременно не принять мер к их удалению. В реакторах с Pu-239 поглощение нейтронов осколками деления относительно больше, чем в урановых реакторах.

Отвод тепла от реактора. В энергетических реакторах основной целью является нагрев рабочего тела до необходимой для термодинамического цикла максимальной температуры. Охлаждение может осуществляться как непосредственно рабочим телом энергетической установки, так и другими агентами, выполняющими роль промежуточных тел (теплоносителей) в системе теплообмена. Основными задачами охлаждения реактора являются:

- 1) отвод количества тепла, соответствующего энергии, освобождаемой в реакторе при делении ядер на максимальном и любом промежуточном уровне мощности;

- 2) распределение циркуляционных каналов охлаждения так, чтобы температура материала активной зоны нигде не превышала максимально допустимого значения;

- 3) обеспечение минимальных затрат энергии на процесс охлаждения (приводы насосов промежуточных теплоносителей и др.).

В случае непосредственного подогрева в реакторе рабочего тела силовой установки, находящегося в газообразном состоянии, в некоторых схемах возникает задача получения достаточно равномерного температурного поля перед турбиной или соплом.

В этой работе не приводится расчет теплопередачи от реактора к циркулирующему через реактор охлаждающему агенту. Эти вопросы рассматриваются в книгах по теплопередаче. Укажем лишь, что особенностью данного случая является неравномерное тепловыделение в объеме реактора из-за непостоянства нейтронного потока в поперечном и продольном сечениях реактора.

Важно подчеркнуть, что расчет поверхностей, нужных для отвода тепла из реактора при известном поле температур в его активной зоне и при принятом охлаждающем агенте, является ответственной частью проектирования реактора. Во многих случаях, а при охлаждении газом всегда, потребные поверхности для отвода тепла

и проходные сечения для циркуляции охлаждающего тела определяют габариты и конструкцию реакторов (в особенности реакторов транспортных силовых установок).

В качестве охлаждающих жидкостей могут быть использованы:

— газы (воздух, азот, углекислый газ, гелий);

— жидкости (вода, тяжелая вода, углеводороды и др.);

— жидкие металлы (ртуть, калий, натрий, свинец, висмут, растворы $K-Na$ и $Pb-Bi$ и др.).

Выбор охлаждающего агента зависит от назначения и схемы силовой установки и оказывает влияние на конструкцию и размеры реактора и других элементов энергетической системы. В ядерном ракетном двигателе реактор отдает тепло рабочему телу непосредственно.

Охлаждение реактора воздухом может оказаться целесообразным для силовых установок, где основным рабочим телом служит воздух. Использование гелия может быть эффективным на стационарной энергетической установке при сравнительно невысоких температурах цикла и при надежном выполнении коммуникаций горячего газа. Гелий (как и воздух, азот, углекислый газ) инертен, но в смысле теплоотвода он обладает лучшими свойствами. Гелий также обладает наименьшим поперечным сечением поглощения.

Вода и тяжелая вода пригодны для энергетических установок с относительно невысокими температурами цикла. Например, $360^{\circ}C$ сухого насыщенного пара воды отвечает уже давление ~ 190 ат.

Углеводороды и другие вещества могут быть рассмотрены как охладители реакторов некоторых специальных энергетических систем.

Жидкие (расплавленные) металлы могут быть использованы в схемах, в которых рабочее тело силовой установки нагревается в теплообменнике, получая тепло от нагретых в реакторе жидких металлов. Последние циркулируют в замкнутой системе реактор — теплообменник — реактор с помощью реакторных насосов. Промежуточный металлический теплоноситель уменьшает размеры необходимых поверхностей охлаждения в реакторе, но требует насосов и трубопроводов и, кроме того, дополнительного теплообменника.

Необходимо иметь в виду, что многие охлаждающие вещества после реактора становятся радиоактивными (воздух, натрий, калий и др.) или способствуют переносу материала стенок системы циркуляции из областей с высокой температурой в области меньших температур (например, чистая ртуть).

Калий и натрий, проходя через реактор, образуют изотопы, излучающие γ -лучи большой энергии с периодами полураспада соответственно 12 и 15 час. Висмут образует изотоп, излучающий α -частицы. Литий — элемент, химически весьма агрессивный. Гелий не приобретает никакой радиоактивности, но его применение при высоких температурах и давлениях требует еще изучения.

Необходимо учитывать коррозию стенок системы охлаждения при применении агрессивных веществ. Следует также иметь в виду,

что использование щелочных металлов требует специальных мер для полной герметизации системы и устранения опасности контакта щелочных металлов с воздухом и парами воды.

Охладители в той или иной степени непрозрачны для нейтронов; они не только поглощают нейтроны, но и замедляют их скорость путем упругого рассеяния. Это следует учесть в расчете реактора. Изменение состояния охлаждаителя при замкнутой системе охлаждения, вследствие растворения металлов и других веществ, меняет его поперечное сечение поглощения. Это обстоятельство необходимо также иметь в виду при выборе охлаждаителя и назначении срока его непрерывной службы.

Применение расплавленных металлов создает значительные эксплуатационные трудности, так как температура плавления их высокая. В табл. 11.5 приведены температуры плавления некоторых металлов и их растворов.

Таблица 11.5

Температура плавления некоторых металлов

Вещество	Pb	Bi	Li	K	Na	56% Na+ +44% K
Температура плавления в °C	327	271	179	62	98	19

Пуск и выключение установок с металлическими теплоносителями являются сложным делом и требуют большой аккуратности.

В табл. 11.6 приводятся поперечные сечения поглощения, а также средний логарифмический декремент на одно столкновение для ряда охлаждаителей. Как видно из таблицы, наименьшим поперечным сечением поглощения обладает атомарный кислород, а затем гелий, который, вместе с тем, имеет относительно большое ξ , но меньшее, чем H.

Требования к охлаждаителю могут быть сформулированы следующим образом: охлаждаитель должен быть стабильным; он не должен быть агрессивным по отношению к материалам системы циркуляции (ни в смысле коррозии, ни в смысле переноса материала); его весовая плотность и теплоемкость должны быть высокими; он должен быть максимально прозрачен для нейтронов; циркуляция его через реактор должна быть сопряжена с минимальными затратами энергии; он должен допускать подогрев до высоких температур и должен быть удобен и прост в эксплуатации.

Экранировка реактора. При делении ядер в реакторе, как указывалось, испускаются нейтроны, излучаются γ -лучи, возникают β и α -частицы.

Задача сохранения нейтронов внутри реактора является важной для его процесса и требует постановки отражателей. Незави-

симо от этого, ввиду биологической опасности нейтронов, реакторы должны иметь не только отражатели, но за их пределами также и оболочки из материалов, поглощающих нейтроны. Только реакторы однократного использования, эксплуатируемые без помощи людей и вне населенных пунктов, могут быть свободны от требований биологической нейтронной защиты.

Таблица 11.6

**Ядерные свойства охладителей
(при медленных нейтронах)**

Вещество	H	O	Воздух	He	Na	K	56% Na+ +44% K	Pb	Bi	44,5% Pb+ +55,5% Bi	Li
Поперечное сечение поглощения в барн	0,33	0,0002	14	0,008	0,45	1,97	1,1	0,2	0,032	0,17	71
Поперечное сечение рассеяния в барн	38	42	8,82	0,8	4,0	1,5	3,2	11,0	9,0	9,9	1,4
ξ	1,0	0,12	0,13	0,525	0,083	0,03	0,0774	0,0096	0,60958	0,0096	0,268

α -частицы представляют ядра гелия (два протона и два нейтрона); они испускаются радиоактивными тяжелыми элементами и осколками деления. Хотя α -частицы обладают и большой энергией (скорость $\sim 20\,000$ км/сек), однако проникающая их способность незначительна. Так, слой воздуха толщиной в 1 см уменьшает энергию α -частицы на величину порядка 2 Мэв; лист бумаги задерживает большинство α -частиц. Таким образом, α -частицы в реакторе задерживаются полностью благодаря отражателю.

β -частицы представляют электроны, испускаемые радиоактивными осколками, при этом уровни энергии их различны. Наряду с этим имеются положительные β^+ -частицы, что связано с освобождением позитронов продуктами радиоактивного распада. Наконец, при присоединении к ядру электрона из оболочки (K-захват) также освобождаются β -частицы. Хотя проникающая способность β -частицы больше α -частицы, однако уже алюминий толщиной в несколько мм полностью задерживает β -частицы. Излучение β -частиц не требует специальных забот при экранировке реактора.

Наибольшее внимание, наряду с нейтронами, должно привлечь глубоко проникающее γ -излучение, весьма опасное для человека. О свойствах среды и о толщине ее судят по интенсивности ослабления γ -лучей.

Если I_0 — начальная энергия, I — энергия γ -лучей на расстоянии x , то связь между I и I_0 записывается в виде:

$$I = I_0 e^{-\mu x},$$

где μ — линейный коэффициент ослабления γ -лучей; он зависит от энергии γ -лучей и от среды, через которую они проходят.

На рис. 11.10 дается график, который показывает необходимую толщину различных материалов для уменьшения интенсивности γ -лучей в 10 раз (слой десятикратного ослабления). По оси ординат цифра 1 соответствует толщине ~ 25 мм. Чтобы уменьшить энергию γ -лучей в 100 раз, нужны два слоя десятикратного ослабления. Толщина экрана реактора, находящегося под наблюдением эксплуатационного персонала, должна быть такова, чтобы за пределами реактора интенсивность γ -лучей была абсолютно безвредна.

В случае, когда через реактор непрерывно протекает рабочее тело силовой установки, особенно необходимо считаться с утечками нейтронов и с γ -излучением через входные и выходные отверстия системы циркуляции.

Пуск и контроль процесса реактора.

Хотя в атмосфере всегда имеются свободные нейтроны, которые могут быть использованы для пуска реактора, однако в реакторе предусматривается источник нейтронов для обеспечения контроля и управляемости. Место установки источника нейтронов внутри активной зоны определяется конструкцией реактора. Источник нейтронов выполняется из полония и бериллия или радия и бериллия и др. Нейтронный источник из Po—Be имеет то положительное свойство, что почти не дает γ -излучения. Используются (США) сурьмянобериллиевые источники (брусок) из Sb-124 в чашечке из бериллия, испускающие нейтроны одинакового уровня энергии. При пуске плотность нейтронного потока составляет 10^5 — 10^6 нейтрон/см²сек.

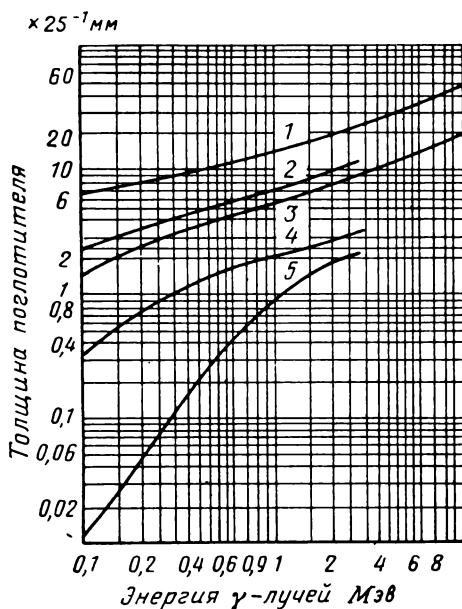


Рис. 11.10. Зависимость толщины десятикратного ослабления γ -излучения от энергии для различных материалов:

1—вода; 2—бетон; 3—алюминий; 4—железо; 5—свинец

При пуске и при работе реактора и изменении его мощности большую роль играют счетчики нейтронного потока. Они необходимы, чтобы избежать опасности чрезмерного увеличения нейтронного потока или чрезмерного уменьшения периода реактора и роста его мощности. Нейтронные счетчики должны быть установлены таким образом и в таком количестве, чтобы гарантировать надежное управление процессом пуска, управления и выключения реактора без опасения за перегрев и другие неполадки.

Реактор должен быть снабжен различными приборами, контролирующими температуры, давления и другие величины в характерных точках реактора.

Особое значение имеет вопрос теплоотвода в период пуска, работы и выключения реактора, а также после его выключения. Процессы в реакторе после выключения (распад продуктов деления) связаны с выделением энергии и требуют заботы об отводе тепла. Схема энергетической установки должна позволять циркуляцию охлаждающего агента через реактор на всех указанных стадиях и контроль за циркуляцией и за параметрами охладителя.

Управление реактором на всех режимах от пуска до выключения и последующее обслуживание его после выключения выполняются дистанционно. Система управления должна быть автоматической, гарантирующей необходимую программную последовательность всех операций. Особенно ответственны задачи управления и контроля за реакторами на быстрых нейтронах.

11.4. Схемы ядерных ракетных двигателей

В ракетных двигателях вполне реальной задачей является использование ядерных реакторов для нагрева подходящих рабочих тел. Рабочее тело для этой цели должно обладать следующими главными свойствами: оно должно давать низкоатомные легкие продукты (с высоким значением газовой постоянной) и с малой величиной $k=c_p/c_v$; должно обладать высокой стабильностью теплосъема в реакторе; для уменьшения размеров баков (и ракет) должно, по возможности, иметь высокую весовую плотность; рабочее тело не должно замедлять или поглощать нейтроны и не должно приобретать радиоактивность при течении через реактор. Одновременное выполнение всех этих условий практически не обеспечивается.

В ядерных ракетных двигателях (ЯРД), как правило, в баках должно быть одно рабочее тело, за исключением газофазного реактора и случаев, когда предполагается комбинированное использование ядерной энергии для нагрева компонентов топлива, а затем химической энергии этого топлива.

При нагреве жидкого рабочего тела в реакторе оно проходит следующие стадии: нагрев и испарение; перегрев паров и переход в газообразное состояние с диссоциацией молекул при высоких температурах и с ионизацией атомов при весьма высоких температурах.

рах. Первоначальный нагрев рабочего тела до реактора осуществляется в рубашке двигателя при охлаждении его стенок. Если рабочее тело обладает способностью замедлять или поглощать нейтроны, то эти его свойства должны быть учтены при расчете реактора. Расчет реактора в этом случае сложнее, чем при нагреве жидкого вещества или газа, так как на некоторой длине реактора меняется агрегатное состояние рабочего тела, а затем возможно изменяется и состав продуктов нагрева из-за диссоциации и ионизации.

На рис. 11.11 дан график примерной зависимости теоретической удельной тяги ракетного двигателя от температуры нагрева рабочего тела перед выходным соплом для четырех веществ.

Химическое топливо в перспективе может позволить получить максимальную удельную тягу порядка $450 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. Из рис. 11.11 видно, что такая величина удельной тяги достигается для аммиака (весовая плотность $0,677 \text{ кг}/\text{л}$ при -30°C) при температуре нагрева 2500°C , а для метана (весовая плотность в жидкой фазе $0,43 \text{ кг}/\text{л}$ при -164°C) при 2300°C . Наибольшую удельную тягу дает водород — около $900 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ при 3000°C и около $1400 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ при 5000°C . Недостатком водорода является его малая весовая плотность ($\sim 0,07 \text{ кг}/\text{л}$ в жидкой фазе) и очень низкая температура кипения ($-252,8^\circ\text{C}$), однако это не мешает успешному проведению работ по его использованию. Гидразин может дать удельную тягу порядка $500 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ при нагреве до 3500°C .

Нагрев в реакторе подходящих рабочих тел до температуры $2000\text{--}3000^\circ\text{C}$ позволяет получить большие удельные тяги, чем удельные тяги ракетных двигателей на химической энергии.

В качестве рабочего тела в ядерном ракетном двигателе может быть использована, например, и вода. Однако удельная тяга в этом случае получается меньше, чем при аммиаке, и близка к удельным тягам современных химических топлив. Так, при температуре нагрева до 3000°C удельная тяга ЯРД на воде достигает величины

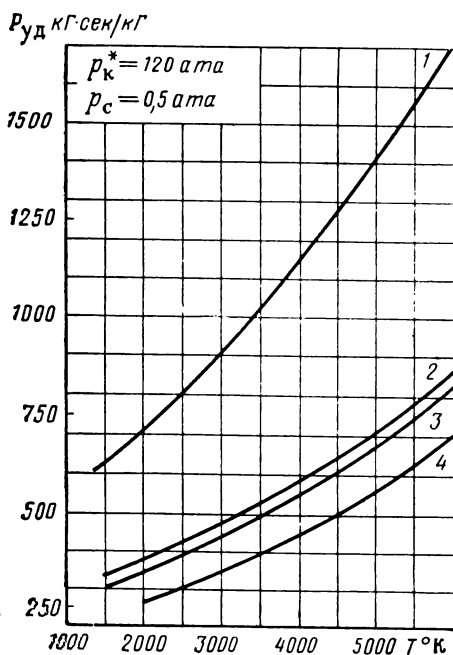


Рис. 11.11. Удельные тяги некоторых веществ в зависимости от температуры нагрева:

1—водород; 2—метан; 3—аммиак; 4—вода

около 310—330 $\text{кГ} \cdot \text{сек}/\text{кГ}$ при сравнительно высоком перепаде давлений. Преимуществом воды является ее относительно большая весовая плотность, распространенность в природе, крайне низкая стоимость, простота и безопасность обращения с ней; эти качества не могут идти в сравнение ни с каким другим рабочим телом. Эксплуатационным недостатком воды (в зимних условиях) следует считать ее высокую температуру замерзания. Сравнительно малая величина удельной тяги ядерного ракетного двигателя с водой в качестве рабочего тела делает такой двигатель мало подходящим для больших ракет.

Рабочими телами в ядерных ракетных двигателях в принципе могут быть твердые, газообразные и жидкие вещества. Однако методы введения твердого тела в реактор в процессе работы двигателя пока еще не разработаны, а емкости для хранения нужных количеств газообразных веществ столь велики даже при высоких давлениях, что в настоящее время можно предполагать возможность применения рабочих тел лишь в жидкой фазе. В этом случае в жидком веществе могут быть использованы также твердые тела, например, металлы в виде суспензий.

Мы упоминали уже о жидком водороде, аммиаке, гидразине, метане и воде. Можно рассматривать в качестве рабочих тел углеводороды, спирты и другие вещества. Наибольшую удельную тягу, при прочих равных условиях, можно получить при использовании жидкого водорода. Водород до температуры 2200° С остается двухатомным и диссоциирует при более высоких температурах. При нагреве водород вступает в восстановительную реакцию с углеродом, углеводородными соединениями и со многими металлами. Это может привести к коррозии и уносу поверхностных слоев твердофазного реактора, что приходится учитывать в конструкции.

Аммиак и гидразин разлагаются уже при температуре около 1400° С, образуя не только двухатомные, но и одноатомные водород и азот. В этом случае взаимодействие с графитом и рядом металлов будет такое же, как и в случае водорода.

Реакторы для ракетных двигателей могут быть следующих типов:

- 1) реактор с активной зоной в твердой фазе (твёрдофазный реактор);
- 2) реакторы, в которых соединения делящегося вещества находятся в жидкой фазе (жидкофазный реактор);
- 3) реакторы с газообразной активной зоной (газофазный реактор);
- 4) комбинированные реакторы, в которых активная зона содержит твердую и жидкую фазы урановых соединений или твердую и газообразную фазы.

На рис. 11.12 приведена схема ракетного двигателя с твердофазным реактором.

Твердофазный реактор в принципе ничем не отличается от реактора — теплообменника. Поскольку в ракетах продолжительность работы реактора весьма ограничена, можно повысить максимальную допустимую температуру элементов активной зоны. Наиболее тугоплавким соединением урана является двуокись урана ($t_{пл} \approx 2800^\circ \text{C}$). Тепловыделяющие элементы реактора на основе двуокиси урана или уран-вольфрамовых соединений могут позволить поднять температуру в активной зоне до $2750\text{—}2800^\circ \text{C}$ и обеспечить нагрев рабочего тела до 2500°C . В этом случае в качестве замедлителя для реактора на тепловых нейтронах придется использовать графит, температура плавления которого 3500°C , или в крайнем случае окись бериллия, температура плавления которого равна 2520°C . Наиболее тугоплавким материалом для стержней управления реактором является карбид бора B_4C ($t_{пл} \approx 2550^\circ \text{C}$).

Тепловыделяющие элементы могут быть выполнены на основе керамики из карбидов гафния и тантала ($t_{пл} \approx 3900^\circ \text{C}$). Необходимо учитывать относительно большие сечения поглощения нейтронов танталом и природным гафнием и вольфрамом.

На графитовом твердофазном реакторе с использованием в качестве рабочего тела жидкого водорода реально можно рассчитывать на максимальную удельную тягу $900 \text{ кг} \cdot \text{сек} / \text{кг}$.

Несмотря на кратковременность работы твердофазного реактора, создание работоспособной конструкции представляет значительную сложность. Плотность энерговыделения в таких реакторах $2000\text{—}3500 \text{ Мвт}$ на 1 м^3 активной зоны.

Полезное количество тепла, которое должно быть сообщено 1 кг жидкого рабочего тела в реакторе:

$$q \approx \lambda + \int_{T_{\text{кип}}}^{T_{\text{к}}} c_p dT \text{ ккал/кг}$$

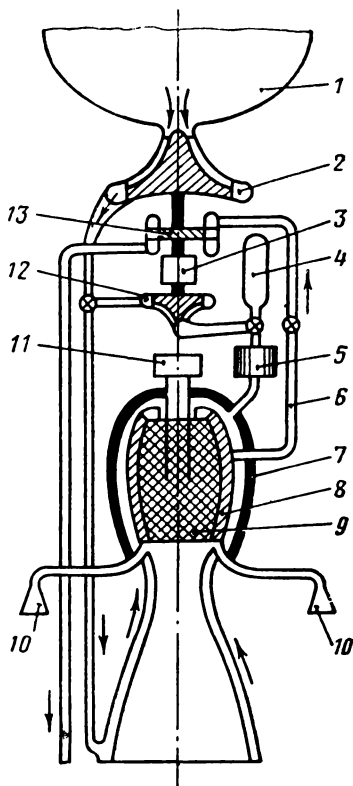


Рис. 11. 12. Схема ядерного ракетного двигателя с твердофазным реактором:

1—бак рабочего тела; 2—насос; 3—агрегаты; 4—аккумулятор давления; 5—теплообменник; 6—отвод газов для турбины; 7—корпус камеры с защитой; 8—отражатель; 9—реактор; 10—сопла для контроля полета; 11—регулирующее устройство реактора; 12—насос для замкнутой циркуляции; 13—турбина

или, полагая аналогично формуле (2. 8)

$$\int_{T_{\text{кип}}}^{T_{\text{к}}} c_p dT = \frac{A w_{\text{нд}}^2}{2g\eta_t},$$

$$q \approx \lambda + A \frac{w_{\text{нд}}^2}{2g\eta_t}$$

или

$$q \approx 4,186 \cdot 10^{-3} \left(\lambda + A \frac{w_{\text{нд}}^2}{2g\eta_t} \right) \text{ Мвт/кг},$$

так как $1 \text{ ккал/сек} = 4,186 \cdot 10^{-3} \text{ Мвт}$; здесь λ — теплота парообразования.

Одной из серьезных проблем твердофазного реактора является устойчивость процесса ядерного ракетного двигателя. По-видимому, эта проблема для ядерного двигателя будет более сложной, чем для ракетного двигателя на химическом топливе.

Если необходимо поднять температуру рабочего тела выше 2800°C , когда UO_2 переходит в жидкую фазу, приходится думать о жидкофазных реакторах, в которых соединения урана находятся в жидком состоянии. Можно предположить схему такого ядерного двигателя, в котором жидкий карбид урана удерживается на внутренних стенках реактора благодаря вращению пористого цилиндра и возникающим вследствие этого центробежным силам. Рабочее тело (например, H_2) проходит через пористые стенки цилиндра в расплавленную массу реактора, нагреваясь до нужной температуры, одновременно предохраняя цилиндр от перегрева. Ограничиваясь температурой расплавленной массы, существенно меньшей ее температуры кипения, можно иметь высокие температуры нагрева рабочего тела и удельные тяги на жидком водороде порядка $1000 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$.

Создание жидкофазного реактора представляет еще более сложную задачу сравнительно с реактором — теплообменником с твердой активной зоной.

Значительно более высокие температуры рабочего тела могут быть получены в газофазном реакторе. Простейшая схема ракетного двигателя с газофазным реактором приведена на рис. 11.13. Здесь в камеру реакции вводится через одну систему форсунок делящийся материал, находящийся в жидкой фазе или в виде взвеси в подходящем жидком веществе (например, замедлителе). Через другую систему форсунок вводится рабочее тело. Пока в камеру не будет введено определенное количество делящегося материала, реакция деления не будет иметь место. Лишь при достижении критической массы начнется процесс деления и выделение энергии. Величина критической массы зависит от свойств замедлителя и рабочего тела, от рода и свойств делящегося вещества, от размеров

камеры и от экранировки двигателя. Размер камеры определяется, кроме того, давлением в камере и абсолютной тягой двигателя. Энергия, выделяющаяся в результате управляемого процесса деления, повышает температуру рабочего тела до нужной величины.

Очевидно, объем активной зоны газофазного реактора будет всегда намного больше объема твердофазного реактора при одинаковых давлениях, несмотря на то, что в последнем случае необходимо развивать достаточные поверхности для теплопередачи. Для уменьшения объема газофазного реактора придется применить весьма высокие давления в камере, что может оказаться необходимым и по другим соображениям.

Газофазный реактор обладает двумя существенными преимуществами: с конструктивной точки зрения он прост, так как в активной зоне нет никаких деталей, однако эта простота искупается усложнением задачи организации процесса; отсутствие конструктивных элементов в активной зоне позволяет повысить температуру продуктов истечения до $10\,000^{\circ}\text{C}$ и выше, однако столь высокие температуры требуют специальных забот об охлаждении стенок камеры и сопла. Эта задача более трудная, чем в обычных ЖРД, так как удельные тепловые потоки выше. При таких высоких температурах рабочее тело и делящееся вещество ионизируются и превращаются в плазму, что позволяет специальными приемами исключить соприкосновение газов со стенками камеры.

Весьма сложным является процесс в газофазном реакторе. Если не принять специальных мер, делящееся вещество будет перемешиваться с рабочим телом, отдавая ему энергию деления, и будет вытекать вместе с ним через сопло. Хотя при этом незначительно возрастает тяга двигателя за счет массы делящегося вещества, однако потеря делящегося вещества нежелательна. Необходимо свести эти потери к минимуму; вместе с тем нужно найти подходящий способ передачи энергии рабочему телу. В настоящее время еще нет опубликованных конкретных решений проблемы организации процесса.

При вводе рабочего тела и делящегося вещества с замедлителем необходимо или максимально исключить возможность их сме-

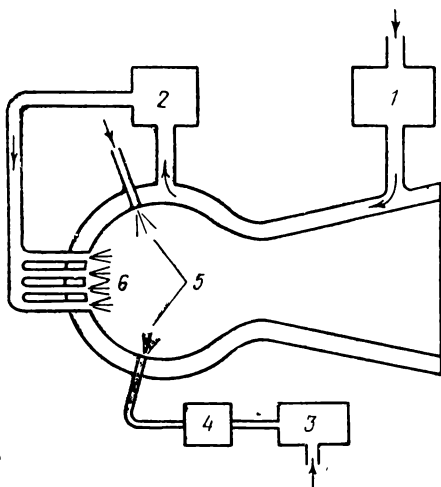


Рис. 11. 13. Схема ядерного ракетного двигателя с газофазным реактором:

1—насос рабочего тела; 2—регулирующее устройство; 3—насос ядерного топлива; 4—регулирующее устройство; 5—форсунки ядерного топлива; 6—форсунки рабочего тела

шения, или добиться полного их разделения, если смешение в начальной стадии необходимо. Следовательно, в камере должны быть зоны, занятые только (или преимущественно) делящимся веществом, и зоны, через которые протекает рабочее тело. Затем необходимо достаточно развить поверхности соприкосновения рабочего тела с делящимся веществом для передачи нужного количества тепла; при этом следует помнить, что оба вещества находятся в газообразной фазе. Очевидно, нельзя избежать некоторого обмена массами на поверхностях теплообмена и некоторой потери делящегося вещества.

В иностранной литературе указывается, например, что для удержания делящегося материала в камере можно создать вихревые потоки, вследствие чего радиальный градиент парциального давления тяжелого газа будет больше градиента легкого рабочего газа и концентрация урана на периферии будет повышенной. Однако для передачи тепла рабочему телу последнее должно переходить к центру через периферийное облако с высоким содержанием урана. Организация такого процесса подлежит еще разработке и изучению.

Для уменьшения потерь делящегося вещества можно воспользоваться и тем обстоятельством, что при высоких температурах рабочее тело и делящийся материал, как указывалось, ионизируются, т. е. молекулы и атомы освобождают один или несколько электронов. Степень ионизации делящегося вещества много выше, чем у рабочего тела, следовательно, электрические свойства плазмы рабочего тела и делящегося вещества будут различны. Благодаря этому с помощью электрического тока, протекающего через обмотку вокруг камеры, можно препятствовать утечке делящегося материала.

Необходимо указать еще на трудность управления газофазным реактором из-за возможного колебания давления в форсунках обеих систем и случайных колебаний величины потери делящегося вещества через сопло. Наконец, в таком реакторе более вероятны колебания давления различной частоты, вызванные системой подачи и самим процессом в камере. Проблема устойчивости процесса газофазного ядерного ракетного двигателя будет, по-видимому, одной из наиболее важных.

В газофазном реакторе для надежного регулирования процесса целесообразно использование тепловых нейтронов. При подборе замедлителя придется считаться с температурой и давлением в камере и с замедляющими свойствами самого рабочего тела. После достижения условий критичности в камере необходимо точно выдерживать соотношение всех компонентов (делящегося вещества, рабочего тела и замедлителя).

Комбинированный реактор может быть выполнен различным образом. Возможно представить себе часть активной зоны, заполненной твердофазным реактором, в каналах которого протекает рабочее тело, нагревающееся до максимально возможной темпе-

ратуры. Через другие, специальные, каналы поступает делящееся вещество, подача которого, после достижения условий критичности, регулируется так, чтобы компенсировать потери через сопло. В зависимости от соотношения масс делящегося материала в твердой и газообразной фазе будут изменяться общий объем активной зоны и температура газов перед соплом. Чем больше доля твердой фазы, тем меньше размеры камеры реакции, но и меньше температура газов. Для облегчения задачи охлаждения стенок может оказаться полезным обложить стенки камеры и части сопла твердофазным веществом с высокой температурой плавления и с малой теплопроводностью, в котором находится только замедлитель или замедлитель с делящимся веществом и которое омывается рабочим телом. Так как основная доля объема активной зоны обусловлена замедлителем, количество которого в реакторе больше, чем делящегося материала, а плотность меньше, то такое решение может привести к заметному уменьшению общего объема камеры.

Применение газодвухфазных и комбинированных реакторов требует такой организации хранения делящегося вещества в баках, которая исключает возможность самопроизвольного возникновения реакции деления.

Использование в ракетных двигателях реакторов (особенно газодвухфазных и комбинированных) делает продукты истечения радиоактивными; поэтому ядерные ракетные двигатели могут быть безопасно применены во второй и следующих ступенях ракеты, запускаемой с Земли, или на ракетах, запускаемых с орбиты искусственного спутника.

Изложенное выше показывает, что в первую очередь следует ожидать ввода в эксплуатацию твердофазного реактора. В США в течение последних лет проводились испытания нескольких модификаций ядерного твердофазного реактора «Киви». В начале 1966 г. были проведены успешные наземные испытания ядерного ракетного двигателя NERVA на жидком водороде; расчетная мощность реактора около 1000 Мвт; удельная тяга двигателя около $750 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$. На основе этих опытов создается графитовый реактор «Феб» 1, аналогичный «Киви», но позволяющий получить бóльшую тягу при таком же значении удельной тяги. Более поздний вариант реактора «Феб» 2 должен иметь значительно бóльшую мощность.

В ракетном двигателе возможно применение твердофазного реактора для нагрева двух веществ — окислителя и горючего с последующей химической реакцией между ними за реактором. В этом случае температура продуктов сгорания будет выше температуры максимально допустимой для конструктивных элементов реактора. Хотя тепловой эффект реакции уменьшается с увеличением начальной температуры из-за возрастающего влияния диссоциации продуктов реакции, однако можно ожидать, что в этом случае температура перед соплом будет выше температуры сгорания без предварительного подогрева в реакторе. Нагрев в реакторе можно

осуществить до 2000°C . Выбор температуры должен быть связан со свойствами компонентов, чтобы устранить, в частности, отложение на стенках каналов реактора нежелательных продуктов разложения. Повышение максимальной температуры перед соплом полезно еще и потому, что при этом газовая постоянная продуктов сгорания возрастает.

Использование ядерных реакторов с их высокой энергоемкостью позволяет поставить вопрос о применении в составе рабочих тел металлов, нагрев и испарение которых при химических процессах, уменьшает заметно тепловой эффект реакции. Такими металлами могут быть Li, Al, Mg, Be и другие. Теплота испарения 1 кг лития, магния и алюминия равна соответственно 4680, 1137 и 3050 ккал.

В одной из иностранных работ сделаны сравнительные приближенные расчеты данных химических, ядерных и комбинированных ядерно-химических ракетных двигателей при степени расширения газов в сопле, равной 34. При комбинированном использовании ядерной и химической энергии температура нагрева рабочих тел в реакторе принималась 1500°C . При сравнительных расчетах наибольшая удельная тяга получается при использовании только ядерной энергии для нагрева водорода. При химическом и ядерно-химическом процессах удельная тяга получается меньше, хотя максимальные температуры продуктов сгорания достигают больших значений. Аммиак при химической реакции с кислородом и фтором позволяет иметь удельные тяги такого же порядка, что и при нагреве его в реакторе до температуры 2230°C . Следовательно, необходимо разработать реакторы, которые могут допустить подогрев рабочих тел до более высоких температур, если предполагается применение не только водорода. Имеющиеся материалы пока еще недостаточны для суждения о сравнительной эффективности ядерно-химических двигателей.

11.5. Сравнение ракет на химической и ядерной энергии

Для полного сравнения химических и ядерных ракет необходимо выполнить детальные расчеты с определением весов всех элементов при заданном полезном грузе и дальности ракеты. Здесь мы ограничимся лишь некоторыми общими данными для иллюстрации относительных свойств ракет, использующих химическую и ядерную энергию.

Пусть на химической энергии удельная тяга ракетного двигателя равна $P_{\text{уд1}} = 300\text{ кг} \cdot \text{сек} / \text{кг}$, а доля топлива в начальном весе ракеты составляет 0,85 для ракет до 500 T весом и 0,9 для ракет большего начального веса. Количества топлива и суммарный импульс будут определяться начальным весом ракеты. В табл. 11.7 приведены соответствующие величины для ракет различного начального веса.

Таблица 11.7

Начальный вес ракеты в T	100	250	500	1000	2000
Вес топлива в T	85	212,5	425	900	1800
Суммарный импульс в $T \cdot \text{сек}$	$25,5 \cdot 10^3$	$63,4 \cdot 10^3$	$127,5 \cdot 10^3$	$270 \cdot 10^3$	$540 \cdot 10^3$

С переходом на использование ядерной энергии удельная тяга в зависимости от температуры активной зоны и свойств рабочего тела может иметь значения от 400 до 1200 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. Пусть удельная тяга при использовании ядерной энергии имеет значения $P_{\text{уд}2}$, равные 450, 600, 750, 900 и 1200 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. Таким образом, отношения удельных тяг ядерного ракетного двигателя составляют

$$\frac{P_{\text{уд}2}}{P_{\text{уд}1}} = 1,5; 2,0; 2,5; 3,0 \text{ и } 4,0.$$

В табл. 11.8 приведены количества G_{T2} рабочего тела, необходимые для того, чтобы при различных отношениях удельных тяг получить в ракете с ядерным двигателем такой же суммарный импульс, как и на химическом топливе.

Таблица 11.8

Начальный вес ракеты в T Отношение удельных тяг	100	250	500	1000	2000
1,5	56,7	141,6	283,2	600,0	1200,0
2,0	42,5	106,3	212,5	450,0	900,0
2,5	34,0	84,5	169,0	360,0	720,0
3,0	27,3	70,8	141,6	300,0	600,0
4,0	21,3	53,1	106,2	225,0	450,0

На рис. 11.14 дан график, показывающий на какое количество тонн уменьшается вес рабочего тела в ядерной ракете сравнительно с химической в зависимости от начального веса ракеты и отношения удельных тяг ядерного и химического ракетных двигателей.

Например, для ракеты с начальным весом 500 T экономия в весе рабочего тела при отношении удельных тяг 2,0 составляет 42,5%, а для ракеты весом в 2000 T , при том же отношении удельных тяг, экономия в весе рабочего тела составляет уже 45%.

Для того, чтобы ракета с ядерным двигателем оказалась эффективнее ракеты с химическим топливом, вес реактора с защитой и системой контроля и управления должен быть меньше того веса, который удастся сэкономить при переходе от химической энергии к ядерной. Эта возможность будет тем реальнее, чем больше начальный вес ракеты и чем больше удельная тяга ядерного двигателя сравнительно с химическим. Это хорошо видно из рис. 11.14.

Если, например, для ракеты в 500 T весом при тяговооруженности 1,5 и при удельной тяге на H_2 , равной 750 $\kappa\Gamma \cdot \text{сек}/\kappa\Gamma$, вес системы реактора принять 100 T , то из сравнения данных табл. 11.7 и 11.8 видно, что при

$$\frac{P_{уд2}}{P_{уд1}} = \frac{750}{300} = 2,5$$

экономия в весе рабочего тела составляет 425—169=256 T . Таким образом, переход в такой ракете на ядерную энергию позволяет снизить началь-

ный вес ракеты на 156 T , т. е. на 31%, или существенно увеличить полезный груз.

На рис. 11.15 приведен сравнительный расчетный график для одноступенчатых ракет с ядерным двигателем на водороде и аммиаке и с двигателями, использующими химическую энергию топлива. Кривая A соответствует одинаковой эффективности ядерной ракеты на водороде и химической ракеты на $O_2-N_2H_4$. В области под кривой A химическая ракета оказывается эффективнее ядерной. По кривой B одинаковы эффективности ядерной ракеты на водороде и химической ракеты на F_2-H_2 . В области под кривой B химическая ракета эффективнее ядерной. Кривая B отвечает равной эффективности ядерной ракеты на аммиаке и химической ракеты на $O_2-N_2H_4$. Из графика видно, что при конечном весе ракеты $M_K=2,5 T$ и более и при дальности $L=6500 \kappa\text{м}$ и более ядерная

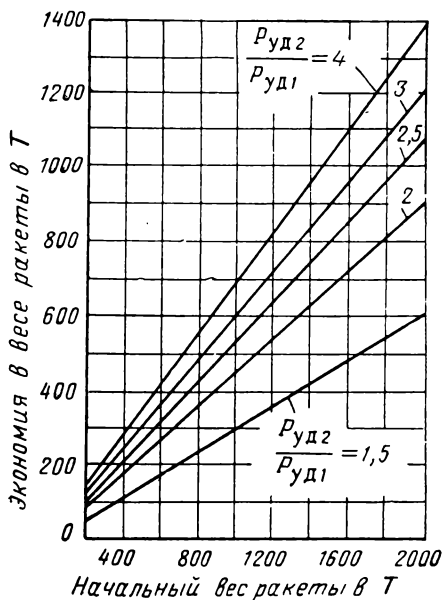


Рис. 11.14. Уменьшение необходимого веса рабочего тела в ядерной ракете сравнительно с химической в зависимости от начального веса ракеты и отношения удельных тяг

одноступенчатая ракета оказывается всегда более эффективной, чем одноступенчатая химическая ракета. С увеличением веса полезного груза большая эффективность ядерной ракеты достигается при меньшей дальности. Так, например, при пассивном весе 4,5 Т ядерная ракета эффективнее химической уже при дальности менее 2000 км. Конечно, данные этого параграфа являются весьма ориен-

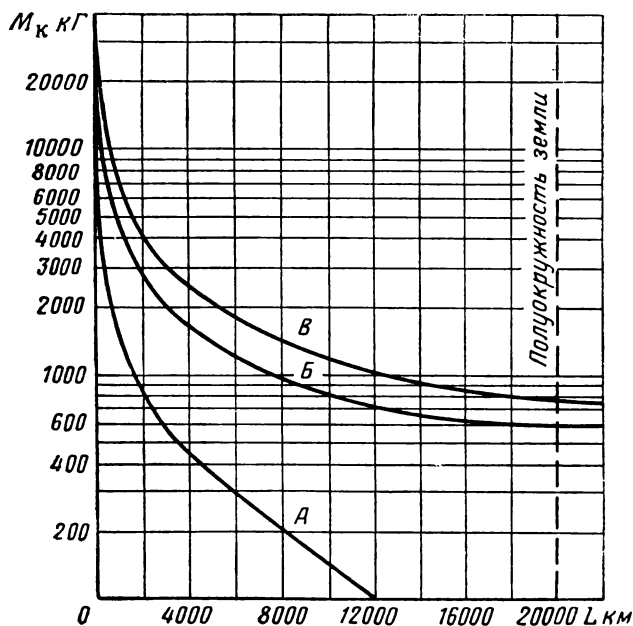


Рис. 11.15. Кривые равной эффективности одноступенчатых ядерных и химических ракет в зависимости от дальности полета

тировочными; они иллюстрируют только основную тенденцию ракетостроения — использование ядерной энергии в мощных ракетах с большой дальностью и большим полезным весом.

Более высокое (почти вдвое) значение удельной тяги ядерного ракетного двигателя не только компенсирует вес реактора и всей его системы, но дает еще дополнительный существенный выигрыш в весе полезного груза.



ЧАСТЬ II

КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ И АВТОМАТИКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Глава XII

КОНСТРУКЦИЯ КАМЕР ЖРД

В настоящее время в основном находят применение цилиндрические камеры (рис. 12.1) и реже сферические или близкие к сферическим.

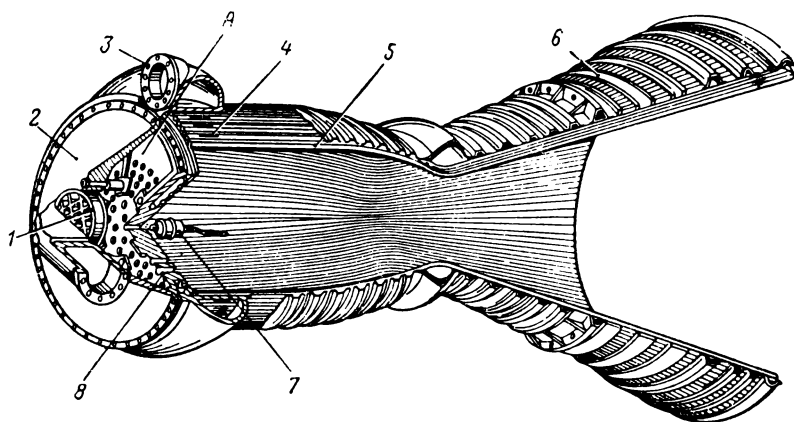


Рис. 12.1. Цилиндрическая камера ЖРД:

А—полость окислителя;
1—вход окислителя; 2—наружная стенка головки; 3—выход горючего; 4—вход горючего в трубки; 5—трубки камеры сгорания; 6—бандаж; 7—воспламенитель; 8—форсуночное днище

Камеры, близкие по форме к сферическим [47], имеют преимущество перед цилиндрическими камерами: при равном рабочем объеме поверхность их стенок меньше, а следовательно, лучше условия охлаждения, и при равной газовой нагрузке вес камеры также может быть меньшим.

Для двигателей весьма больших тяг (свыше 500 Т) может быть рациональной секционная многокамерная конструкция (рис. 12.2),

где отдельные камеры-секции располагаются в один или несколько рядов вокруг центрального тела. Внутри центрального тела может располагаться турбонасосный агрегат. При такой компоновке удобно применять сопло внешнего расширения, образованное профилированным наконечником центрального тела. Критическое сечение сопла кольцевой формы. Сопло внешнего расширения имеет хоро-

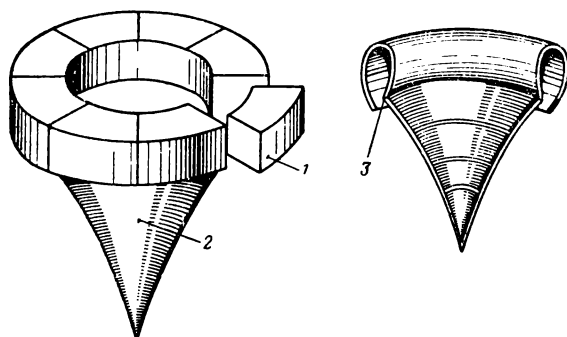


Рис. 12.2. Схемы секционного многокамерного двигателя с центральным телом:

1—секция-камера; 2—центральное тело; 3—критическое сечение сопла

шие аэродинамические характеристики, особенно на нерасчетных режимах, например, при выключении отдельных камер сгорания для изменения величины тяги. Ввиду отсутствия наружной стенки сопла радиальные габариты и длина двигателя значительно уменьшаются по сравнению с двигателем обычной схемы и той же тяги.

Совершенство конструкции камеры характеризуется ее удельным весом $\gamma_k = G_k/P$, где G_k —вес камеры, P —тяга двигателя. В зависимости от топлива, давления в камере сгорания, целевого назначения двигателя и материала камер удельный вес лежит в пределах 0,001—0,004 кг/кг. Меньшие значения относятся к совершенным камерам с давлением p_k порядка 50—100 кг/см² и тягой 10—30 Т.

12.1. Головки камер

На головке располагаются устройства для ввода в камеру топлива. Жидкое топливо подается в камеру форсунками, а в случае применения схемы с дожиганием газа, поступающего из ТНА, или при подаче топлива (например, перекиси водорода) в газообразном состоянии — через специальные окна, выполненные в головке. При двухкомпонентном жидком топливе головка имеет две полости. В двигателях с регулированием тяги путем отключения групп форсунок эти полости могут иметь дополнительные перегородки, позволяющие отдельно подводить топливо к различным группам форсунок.

На головке размещаются также узлы крепления двигателя, клапаны, служащие для запуска, отсечки и регулирования тяги двигателя, а в ряде случаев и антивибрационные устройства, и воспламенители.

Основным требованием к конструкции головки является обеспечение заданных условий смесеобразования и защиты стенок камеры от чрезмерного нагрева и прогара. Эти задачи, как указывалось, решаются рациональным размещением форсунок на головке, выбором производительности отдельных групп форсунок и их характеристик, а также надлежащим охлаждением двигателя. Одновременно конструкция головки должна обладать достаточной жесткостью несмотря на ослабление ее стенок большим количеством отверстий под форсунки, обеспечивать возможность подвода компонентов с минимальным гидравлическим сопротивлением и иметь надежную защиту от перегрева горячими газами.

Для наилучшего смешения компонентов на головке желательно разместить максимально возможное число форсунок. Минимальное расстояние между форсунками определяется условиями прочности стенки головки, условиями размещения в теле головки каналов для подвода компонентов, если головка не имеет общей полости компонента, и, наконец, размерами форсунки. При центробежных форсунках определяющим фактором является размер форсунки, так как жесткость головки может быть обеспечена включением корпуса форсунки в силовую схему, а подвод компонентов в большинстве случаев осуществляется из общей полости. При струйных форсунках, имеющих относительно малые размеры, минимальный шаг определяется при данном угле распыла расстоянием от поверхности головки зоны соударения струй или условиями подвода компонента. В выполненных конструкциях при центробежных форсунках шаг составляет 12—30 мм, а при струйных форсунках минимальный шаг может быть доведен до 3—4 мм.

Тот или иной способ размещения форсунок выбирается либо на основании имеющегося опыта смешения компонентов топлива данного состава, либо из чисто конструктивных соображений, включающих подвод топлива и жесткость головки.

Основными конструктивными элементами головки являются форсуночное днище и наружная стенка. В свою очередь форсуночное днище чаще бывает двухстенным и реже — одностенным. При двухстенном форсуночном днище головка в целом является трехстенной. Тогда стенку форсуночного днища, обращенную к камере сгорания, называют внутренней, а вторую — средней.

Две внутренние полости, образованные стенками трехстенной головки, заполнены компонентами топлива. Обычно давления первого и второго компонентов p_1 и p_2 примерно равны, и можно считать $p_1 = p_2 = p_T$. Обозначим давление в камере сгорания p_K , а наружное давление p_H . Тогда наружная стенка головки находится под действием перепада давлений $\Delta p_H = p_T - p_H$, а форсуночное днище в целом — $\Delta p_{ф.д} = p_T - p_K$. На расчетном режиме $p_T - p_K =$

$=\Delta p_{\text{ф}}$, где $\Delta p_{\text{ф}}$ — перепад давления на форсунках. Так как перепад давления на форсунках невелик, то на расчетном режиме форсуночное днище нагружено сравнительно мало. На режиме опрессовки, когда давлением $p_{\text{к}}$ можно пренебречь, форсуночное днище нагружено максимальным перепадом давления $\Delta p_{\text{ф.д}}=p_{\text{т}}$. На рабочем режиме внутренняя стенка заметно нагревается, что приводит к возникновению в ней значительных температурных деформаций и снижению прочностных свойств ее материала.

Указанные факторы вызывают прогибы форсуночного днища и наружной стенки. Поэтому основным требованием к конструкции головки является обеспечение достаточной ее жесткости, а также сохранения герметичности ее элементов при возможных деформациях. Проверка прочности головки расчетом производится для режима опрессовки, когда максимальны нагрузки от сил давления, и на расчетном режиме, когда существенное влияние может оказать нагрев внутренней стенки*.

По форме стенки, обращенной к камере сгорания, форсуночные днища подразделяются на плоские, шатровые и сферические. В соответствии с формой форсуночного днища часто так же называют и головки в целом.

Плоское днище просто по конструкции и несложно в производстве. При цилиндрической камере сгорания плоское днище дает лучшую однородность поля скоростей и состава смеси компонентов по поперечному сечению камеры. Плоское днище обладает сравнительно небольшой жесткостью и прочностью. Однако представляется возможным сравнительно несложными конструктивными мероприятиями обеспечить достаточную прочность плоского днища при диаметре его до 1—1,5 м. К ним относятся, например, жесткая заделка днища по периферии в месте соединения с камерой сгорания, силовая связь с наружной стенкой в центре головки, а при возможности и в средней части ребрами, а также надежная защита от перегрева циркуляцией топлива внутри днища.

Плоские форсуночные днища выполняются как одностенными, так и двухстенными.

Одностенное форсуночное днище должно иметь внутри систему каналов для подвода одного из компонентов к форсункам; другой компонент подводится из полости, заключенной между форсуночным днищем и наружной стенкой.

Различают одностенные днища с кольцевыми каналами, радиальными каналами и радиальными каналами с форсуночными кольцами.

Кольцевые каналы A проходят в литом днище (рис. 12.3, а). Благодаря массивным перемычкам между каналами такое днище обладает высокой жесткостью. К недостаткам литых днищ относится трудность обеспечения одинаковой подачи топлива к группам

* Способы расчетов форсуночных днищ на прочность изложены в работах [15] и [53].

форсунок, питающихся из одного канала А. Струйные форсунки выполняются в виде сверлений непосредственно в днище, а центробежные форсунки могут ввертываться в днище. Показанная на рис. 12.3, а головка с литым форсуночным днищем легко съемная, что может быть удобно для двигателей многоразового применения. Материалом литых днищ служат алюминиевые сплавы. Такого типа днища могут находить применение в относительно небольших мало теплонапряженных двигателях с давлением в камере сгорания до $30\text{--}40 \text{ кг/см}^2$.

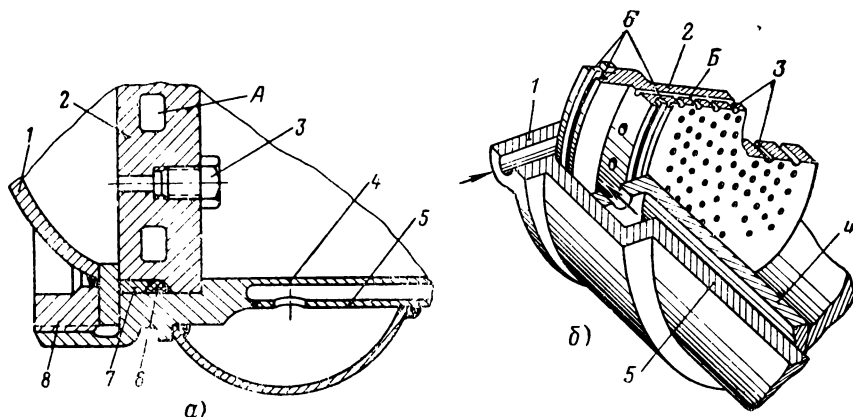


Рис. 12.3. Головки камер с одностенным форсуночным днищем:

а—с кольцевыми каналами; б—с радиальными каналами.
А—кольцевые и Б—радиальные каналы; 1—наружные стенки головки; 2—форсуночное днище; 3—форсунки; 4 и 5—стенки камеры сгорания; 6—прокладки; 7—кольцо; 8—гайка.

Одностенное форсуночное днище с радиальными каналами показано на рис. 12.3, б. Радиальные каналы, получаемые обычно сверлением, направлены от периферии головки к центру. Угол между соседними каналами может составлять $5\text{--}10^\circ$. Оси форсунок того компонента, который подводится по каналам, обычно лежат на оси канала. Поэтому количество форсунок этого компонента ограничено и, естественно, целесообразно подводить по каналам горючее; в этом случае форсунки окислителя могут группироваться вокруг форсунок горючего. Ввиду того что шаг по дуге окружности между форсунками горючего увеличивается к периферии, для более равномерного распределения смеси по объему камеры между основными радиальными каналами, проходящими до форсунок горючего, расположенных у центра головки, выполняются дополнительные укороченные каналы. На головках подобного типа чаще выполняются струйные форсунки.

Дополнительную жесткость головке придает массивный обод, который соединяется со стенками камеры сгорания. Стальное фор-

суточное днище соединяется со стенками камеры сгорания и коллекторами сваркой. Днище из алюминиевого сплава (рис. 12.3, б) крепится к камере сгорания на болтах. Для более надежного уплотнения применяются пазовые стыки, в которых зажимаются мягкие прокладки.

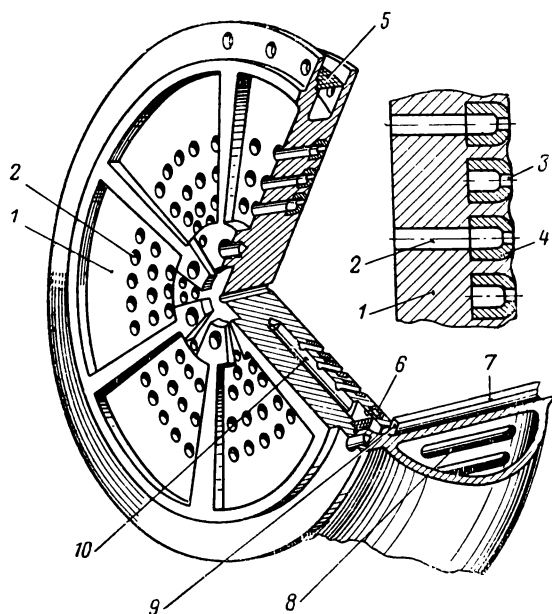


Рис. 12.4. Форсуночное днище с радиальными каналами и форсуночными кольцами:

1—форсуночное днище; 2—осевые каналы подвода окислителя к кольцам; 3—форсунки; 4—форсуночные кольца; 5—сетчатый фильтр; 6—форсунки пристеночного слоя горючего; 7—трубки камеры; 8—вход в трубки горючего; 9—выход горючего из трубок; 10—радиальные каналы

Преимуществом дисковых днищ с радиальными каналами является их простота конструкции и достаточная жесткость, получаемая за счет относительно большой их толщины. К недостаткам относятся ограниченная возможность варьировать размещением форсунок, необходимость высокой точности изготовления для обеспечения одинаковых условий впрыска топлива в камеру из форсунок, питающихся от разных каналов, и неблагоприятный тепловой режим головки, связанный с отводом тепла через толстое днище.

От большинства указанных недостатков свободны конструкции днищ с радиальными каналами с форсуночными кольцами (рис. 12.4). Форсуночное днище имеет массивный обод и относительно тонкий диск, к которому крепятся форсуночные кольца 4.

В каждом кольце имеются только форсунки одного компонента, следовательно, расположение форсунок концентричное. Форсунки могут быть как струйными, так и центробежными. Большие преимущества имеют подобные конструкции при использовании струйных форсунок с пересекающимися струями. При этом форма колец со стороны, обращенной к камере сгорания, может быть выбрана различной в зависимости от требуемого угла соударения струй (рис. 12.5). Возможно осуществить и способ распыливания ударом о преграду, например о ребро 3.

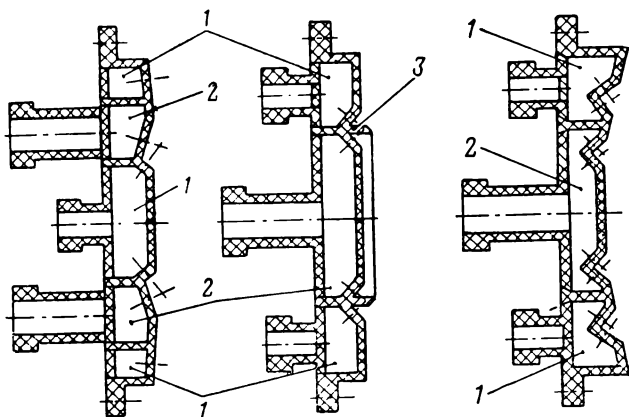


Рис. 12.5. Формы колец и направление струй форсунок:

1—полость горючего; 2—полость окислителя; 3—ребро

Конструкция колец может быть различной в зависимости от способа их крепления к диску и способа подвода компонентов. На рис. 12.4 показан один из возможных вариантов конструкции. Компонент, находящийся в полости А головки (см. рис. 12.1) между наружной стенкой и днищем, подводится внутрь колец через ряд осевых каналов 2 в диске. Второй компонент по сверленным в теле диска радиальным каналам подводится от периферии головки из коллектора, куда он поступает из системы охлаждения. Кольца в зависимости от их конструкции могут крепиться к диску и между собой сваркой или пайкой, что более технологично. Предварительно кольца можно завальцевать материалом межкольцевых перепонок диска.

Ввиду того, что кольца выполняются тонкостенными, условия защиты их от перегрева благоприятны. Толщина стенок колец при струйных форсунках, получаемых непосредственным сверлением в стенке, в основном определяется длиной канала форсунки. Конструкция с кольцами дает и некоторые технологические преимущества при изготовлении форсунок, так как улучшаются условия об-

работки входных кромок отверстий, что затруднено, например, для форсунок горючего в головке с радиальными каналами.

Крепление головки с кольцами к камере сгорания осуществляется сваркой подобно рассмотренному ранее соединению. Наружная стенка может привариваться к днищу или крепиться на болтах.

Наиболее распространены из-за простоты конструкции плоские двухстенные форсуночные днища. У двигателей с относительно малыми диаметрами камеры сгорания днище может не иметь наружного силового кольца, и стенки днища непосредственно привариваются к стенкам камеры сгорания или к коллектору, если он имеется (рис. 12.6). В тех случаях, когда требуется большая

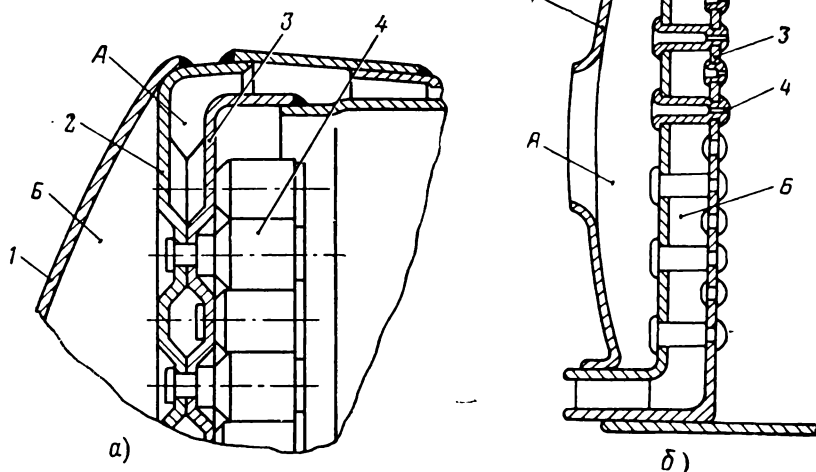


Рис. 12.6. Двухстенные форсуночные днища:

а—с выштамповками; б—с развальцовкой форсунок
 А и Б—полости компонентов, В—отверстие для воспламенителя;
 1—наружная стенка головки; 2—средняя стенка головки; 3—внутренняя стенка головки; 4—форсунки

жесткость, стенки форсуночного днища привариваются к наружному силовому кольцу.

При тонких стенках форсуночного днища основной конструктивной проблемой является обеспечение его достаточной жесткости. Жесткость днища может быть значительно повышена путем силовой связи между его стенками. Такая силовая связь может быть достигнута через точечные выштамповки или развальцовкой и припайкой корпуса форсунок с постановкой промежуточных втулок. По местам выштамповок (рис. 12.6, а) производится точечная сварка, а затем ставятся форсунки компонента, заполняющего полость

Б. Форсунки компонента, находящегося в полости А, могут при достаточной толщине стенки ввертываться на резьбе, а чаще они крепятся с помощью развальцовки. В конструкции, представленной на рис. 12.6, б, связь между стенками осуществляется через корпусы форсунок. Одинаковое расстояние между стенками обеспечивается упором в буртики на корпусе форсунки. К качеству завальцовки предъявляются высокие требования, так как необходим надежный контакт по всей окружности развальцовываемого бурта. Плотность прилегания достигается развальцовкой под прессом. Для предотвращения деформации завальцованного соединения в рабочем состоянии, что может привести к нарушению герметичности, дополнительно применяется пропайка соединения твердым припоем.

Толщина стенок для обеспечения теплоотвода должна быть по возможности меньшей (порядка 2,5—5 мм). Большие значения толщин относятся к случаю крепления на стенке центробежных форсунок на резьбе. Стенки выполняются из жаропрочных, хорошо свариваемых сталей.

Преимуществом днищ подобной конструкции является возможность размещения в любом желательном порядке как струйных, так и центробежных форсунок, в том числе и двухкомпонентных. Весьма просто выполнить и подвод компонентов. Постановке внутри полостей А и Б дополнительных перегородок, разделяющих их на отдельные отсеки с отдельным подводом компонентов к каждому отсеку, можно регулировать тягу отключением отдельных групп форсунок.

Плоские днища, например одностенные, могут входить и в конструкцию вихревых головок, представляющих особый тип головок (рис. 12.7). В центре плоской головки устанавливается грибообразный распылитель 1 окислителя. Струя окислителя, ударяясь в торцовую тарелку, впрыскивается в камеру сгорания через струйные форсунки, выполненные в наружном ободе распылителя. Направление движения струй — радиальное. На периферии днища расположено цилиндрическое кольцо со струйными форсунками 2, окруженное коллектором 3. Форсунки направляют струи горючего по касательной к камере, благодаря чему в камере образуется вихревое движение топлива. Такая конструкция применима на двигателях небольшой тяги.

Шатровые и сферические головки обладают большей поверхностью при том же диаметре камеры сгорания, чем плоские головки, и высокими прочностными свойствами. При большей площади таких головок удастся разместить и большее число форсунок, обеспечивая лучший распыл. В центре головки просто разместить воспламеняющее устройство, которое вследствие специфики смесеобразования лучше защищается от нагрева горячими газами. Недостатки сферических и шатровых головок, помимо сложности их изготовления, заключаются в возможности скопления топлива у оси камеры.

Шатровую форму головки могут иметь двигатели малой тяги, например, рулевые или вспомогательные двигатели космических летательных аппаратов с одним центральным топливоподающим устройством (рис. 12.8). Внутренняя стенка головки охлаждается горючим. Массивная наружная стенка головки обладает высокой жесткостью и мало деформируется, что позволяет установить в ней подвижную втулку, перемещением которой изменяется площадь сопла форсунки.

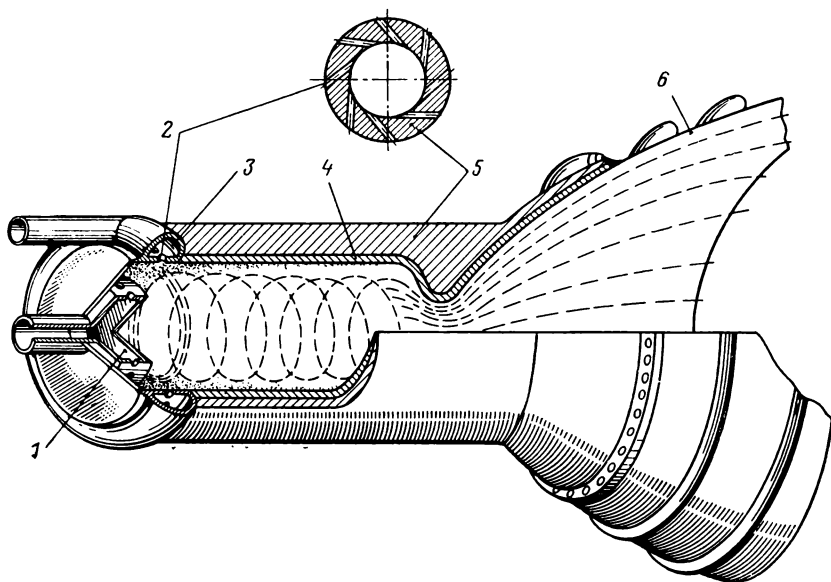


Рис. 12.7. Камера с вихревой головкой, выгорающей вставкой и неохлаждаемым насадком сопла:

1—грибовидный распылитель окислителя; 2—форсунки горючего; 3—коллектор горючего; 4—выгорающая вставка; 5—стенка камеры; 6—сопловая приставка

Конструкция простейшей сферической головки с двухстенным форсуночным днищем представлена на рис. 12.9. Форма стенки днища, обращенной к камере сгорания, выбрана таким образом, что смешение компонентов топлива происходит тремя скрещивающимися струями — центральной струи горючего с боковыми струями окислителя. Соединение стенок форсуночного днища осуществляется затяжкой гайки шпильки 6 с последующей постановкой штифтов 9, оси которых наклонены к оси камеры. Герметичность полости окислителя достигается кольцевыми пазовыми уплотнениями 10 и постановкой форсунок горючего 7 на резьбе. Головка соединяется с камерой сгорания шпильками 3.

При сферической головке может быть организовано и предка-

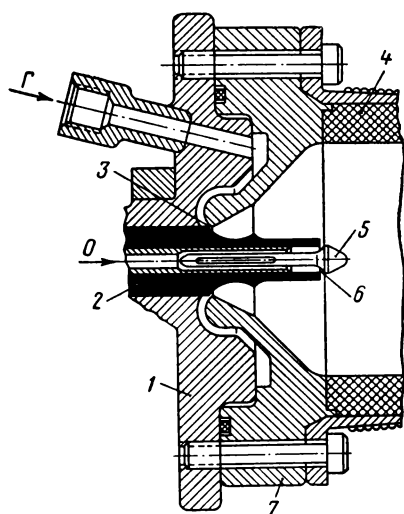


Рис. 12.8. Шатровая головка с двухкомпонентной регулируемой форсункой:

1—наружная стенка головки; 2—подвижная втулка; 3—щелевая форсунка горючего; 4—стенка камеры сгорания из стекловолокна с ненаправленным расположением волокон; 5—грибковый клапан; 6—щелевая форсунка окислителя; 7—внутренняя стенка головки

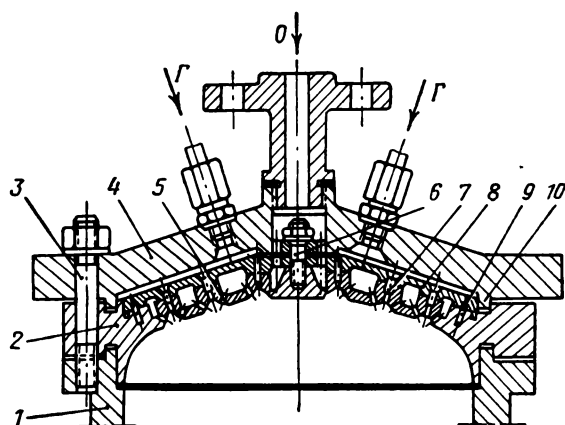


Рис. 12.9. Сферическая головка с двухстенным форсуночным дном:

1—стенка камеры сгорания; 2—внутренняя стенка головки; 3, 6—шпильки; 4—наружная стенка головки; 5, 7—форсунки окислителя и горючего; 8—средняя стенка головки; 9—штифты; 10—пазовые уплотнения

мерное смещение компонентов, описанное ранее, в гл. IV. Сферическая головка с предкамерами имеет большую жесткость как за счет взаимной связи ее элементов, так и за счет относительно большой толщины стенок.

Сферическим головкам с предкамерами в конструктивном отношении подобны сферические головки с плоскими форсуночными вставками (рис. 12.10), размещающимися в отверстиях внутренней и средней стенок.

В некоторых конструкциях к внутренней стенке головки со стороны камеры сгорания крепятся радиальные ребра для предотвращения возникновения тангенциальных колебаний газа. Высота ребер определяется экспериментально. Ребра могут быть тонкостенными и не охлаждаемыми или с внутренним охлаждением (рис. 12.11); в последнем случае горючее подается в центральный стержень 1 и через отверстия 2 поступает внутрь полых ребер 8, откуда вдоль направляющих перегородок 3 выводится через отверстия 4 в форсуночном днище головки из ребер в кольцевые каналы 7 головки.

Вдоль неохлаждаемых ребер могут устанавливаться дополнительные форсунки горючего, образующие топливную завесу для защиты ребер от перегрева.

Некоторые конструктивные особенности имеют головки, предназначенные для подачи в камеры сгорания компонентов, один из которых находится в жидкой, а другой в газовой фазе, т. е. жидкогазовые головки. Эти особенности вызваны повышенным тепловым режимом стенок, обтекаемых горячими газами, а также требованиями специального размещения устройств, подводящих газ и жидкость, и применения наружного и внутреннего охлаждения головки.

Сравнительно просто решаются эти проблемы при вводе в камеру сгорания парогаса, образующегося при разложении перекиси водорода и имеющего температуру порядка 500°C .

Конструкция сферической жидкогазофазной головки с окнами показана на рис. 12.12. Через окна подводится парогас от турбины ТНА и из камер катализатора для дожигания в камере сгорания. Жидкогазофазные головки могут выполняться и решетчатыми, с расположением форсунок жидкого компонента на радиальных и кольцевых перемычках решетки.

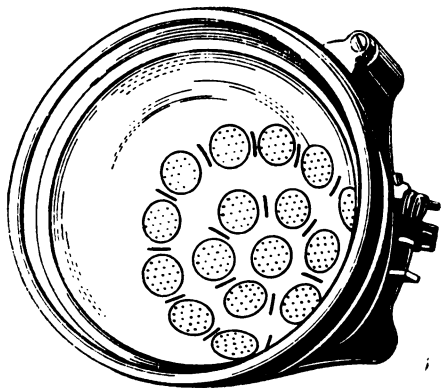


Рис. 12.10. Головка с плоскими форсуночными вставками

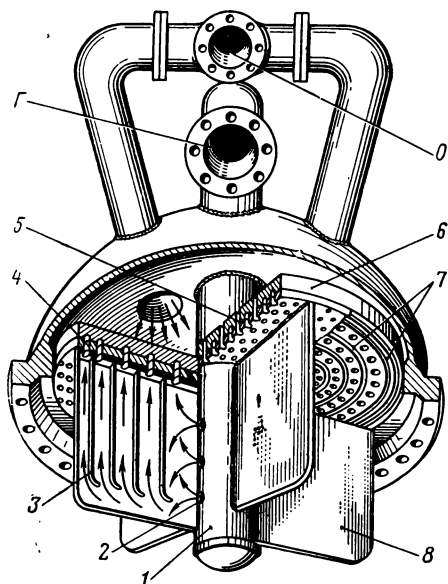


Рис. 12.11. Головка с охлаждаемыми ребрами:

Г и О—подвод горючего и окислителя; 1—центральный стержень; 2—отверстия вывода горючего из центрального стержня внутрь перегородок; 3—перегородки; 4—отверстия подвода горючего к кольцевым каналам днища; 5—каналы подвода окислителя к форсункам; 6—форсуночное днище; 7—кольцевые каналы; 8—ребра

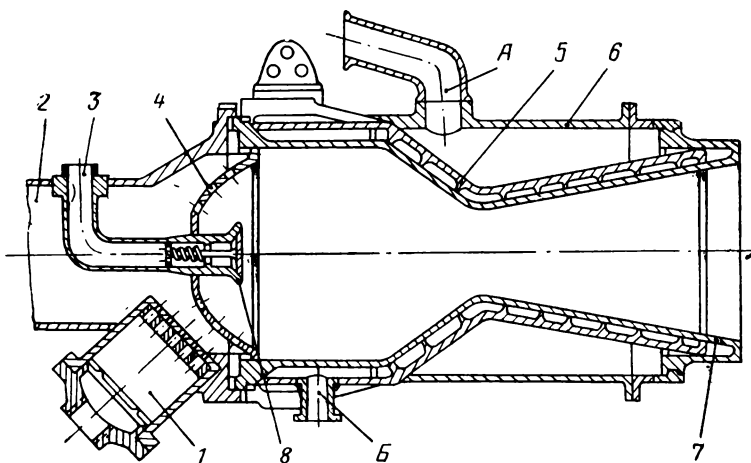


Рис. 12.12. Камера ЖРД с жидкогогазофазной головкой с окнами:

А и Б—подвод и отвод охладителя; 1—камера катализатора; 2—отвод парогаса из турбины ТНА; 3—подвод горючего; 4—окна подвода парогаса; 5—наружная стенка камеры; 6—кожух камеры; 7—внутренняя стенка камеры; 8—грибовидная форсунка горючего

12.2. Конструкция форсунок

Струйные форсунки (рис. 12.13, а) представляют собой сверления в теле головки или специальных втулках. Диаметр форсунок в выполненных конструкциях в зависимости от производительности лежит в пределах 0,5—3,0 мм. Выполнение отверстий диаметром, меньшим 0,5 мм, представляет определенные технологические трудности.

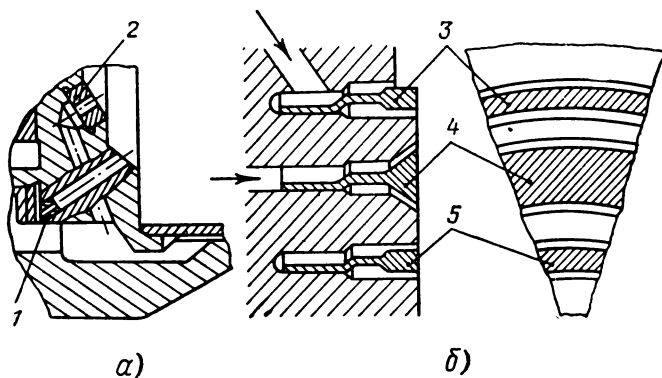


Рис. 12.13. Форсунки.

а—струйные; б—щелевые
1—струйная форсунка, образованная сверлением в теле головки;
2—струйная форсунка, образованная сверлением во втулке; 3, 4,
5—вставки

Из опыта известно, что наиболее выгодным соотношением геометрических размеров струйной форсунки является отношение длины форсунки l к диаметру отверстия d , лежащее в пределах $2 < l/d < 4$. На выходной кромке форсунки для уменьшения отрыва струи и повышения коэффициента расхода выполняется фаска. Глубина фаски порядка 1—2 мм. Угол фаски 10—15°. Отверстие форсунки может быть и коническим с отношением диаметров на входе в форсунку и на выходе из нее, равным 1,5—2,0.

На качество распыливания оказывает существенное влияние чистота поверхности отверстия форсунки. В случае применения химически активных компонентов топлива материал форсунки (а в ряде случаев это — непосредственно материал стенки головки) должен обладать высокой сопротивляемостью окислению и коррозии, а также высокой прочностью при действии высоких температур. При этом должно гарантироваться отсутствие оплавления сопел.

Щелевые форсунки (рис. 12.13, б), являющиеся разновидностью струйных, представляют собой концентрические щели в головке. Отдельные щели могут располагаться с наклоном к оси камеры для обеспечения соударения струй компонентов. Ширина

щели выполняется такой, чтобы получить площадь щелевой форсунки, соответствующую расходу компонентов. При большом диаметре щелевая форсунка должна иметь столь малую ширину, что ее выполнение становится технологически весьма трудным и возникает большая опасность засорения. Поэтому щелевые форсунки чаще находят применение в двигателях малых тяг, где возможна установка одной двухкомпонентной щелевой форсунки в центре камеры. В этом случае щелевая форсунка может иметь преимущества перед другими форсунками, так как сравнительно легко осуществить регулирование площади щели для изменения подачи топлива в процессе дросселирования двигателя.

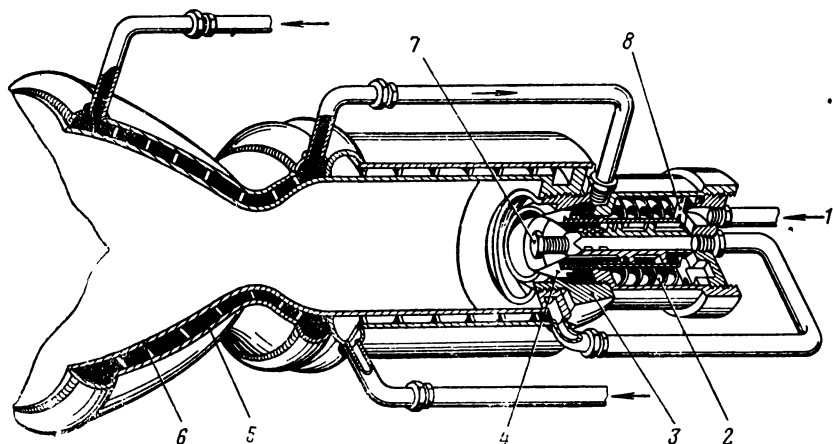


Рис. 12.14. Камера с регулируемой щелевой форсункой:

1—подвод жидкости из гидросистемы регулирования; 2—пружина; 3—неподвижный наружный конус; 4—подвижный конус форсунок; 5—наружная стенка сопла; 6—внутренняя стенка сопла; 7—неподвижный внутренний конус; 8—поршень сервомотора

Регулируемая щелевая форсунка показана на рис. 12.14. Горючее и окислитель поступают в камеру через две кольцевые щели — внутреннюю и наружную, образующиеся между неподвижным наружным конусом 3, неподвижным внутренним конусом 7 и подвижным конусом 4, связанным с поршнем сервомотора 8. Поршень сервомотора 8 заключен в цилиндре и на него с одной стороны действует пружина 2, а с другой — сила давления жидкости, подаваемой из гидравлической системы регулирования площади форсунок. Под действием пружины и переменной силы давления жидкости из гидравлической системы поршень 8 и связанный с ним подвижный конус 4 занимают во время работы двигателя соответствующие положения, изменяя проходные сечения щелевых форсунок в соответствии с заданным законом регулирования тяги.

Аналогична по конструкции и регулируемая форсунка, представленная на рис. 12.8, в которой регулирование площадей ще-

левых форсунок окислителя 6 и горючего 3 производится при осевом перемещении соответственно подвижной втулки 2 и грибового клапана 5.

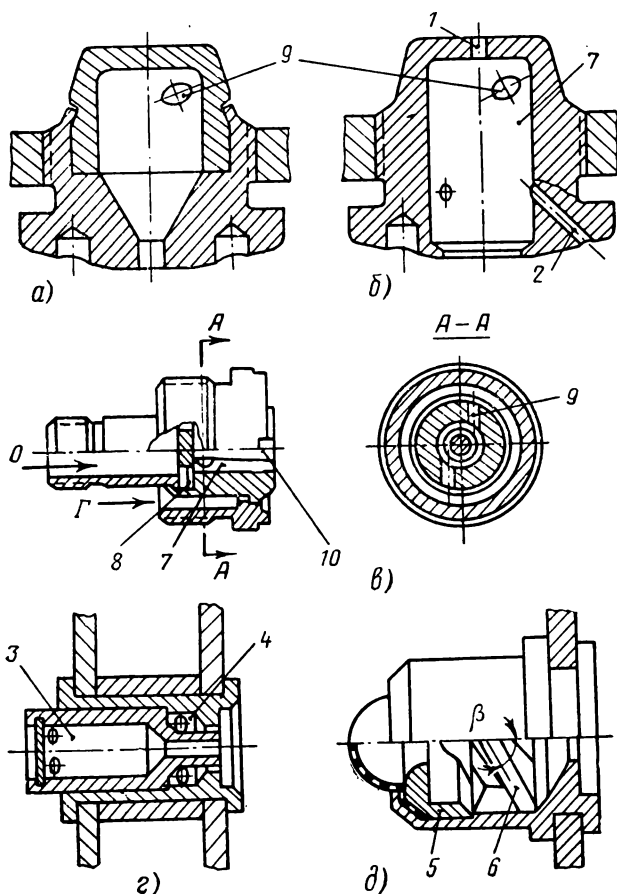


Рис. 12. 15. Центробежные форсунки:

а—одноступенчатая; б—с центральным каналом; в—эмульсионная;
 г—двухступенчатая, двухкомпонентная; д—шнековая
 1—центральное отверстие; 2—дополнительное отверстие; 3—внутренняя камера закручивания; 4—наружная камера закручивания; 5—дрозельная шайба; 6—шпек; 7—камеры закручивания; 8, 9—тангенциальные каналы; 10—стержень

Центробежные форсунки конструктивно выполняются одноступенчатыми, двухступенчатыми, двухсopловыми и эмульсионными.

Наиболее простыми по конструкции и малогабаритными являются одноступенчатые форсунки с тангенциальными каналами (рис. 12. 15, а). Подбором геометрической характеристики форсун-

ки при заданном расходе может быть обеспечен требуемый угол факела (см. § 4.2). Для уменьшения угла факела и увеличения расхода без повышения перепада давления на форсунке применяются конструкции с дополнительным отверстием 2 в камере закручивания (рис. 12.15, б). Через центральное отверстие 1 часть компонента топлива подводится в область пониженного давления камеры закручивания 7 и вытекает из сопла в виде струи с малым углом конуса. Жидкость, поступившая через тангенциальные каналы, вытекает из сопла в виде струи с большим углом факела. Таким образом может быть обеспечено многоярусное смешение топлива.

Двухсопловые форсунки обычно одновременно являются и двухкомпонентными. К каждой камере закручивания 3 и 4 (рис. 12.15, г) подводится свой компонент. По диаметральным размерам двухсопловая форсунка всего на 20—30% больше однокомпонентной. Благодаря применению двухсопловых форсунок удается повысить расходонапряженность головки.

Помимо форсунок с тангенциальными каналами и камерой закручивания, в ЖРД находят применение шнековые форсунки с многозаходным шнеком — завихрителем 6 (рис. 12.15, д). Применение шнековых форсунок целесообразно, когда по условиям компоновки получается длинная камера закручивания. В обычной центробежной форсунке при этом будут значительные потери на трение и уменьшается угол факела. На входе в шнековую форсунку можно поставить дроссельную шайбу 5, которая, не увеличивая значительно гидравлическое сопротивление форсунки, повышает ее демпфирующую способность. Колебания давления газов, развивающиеся в камере, благодаря демпфированию сглаживаются и не вызывают существенного изменения давления жидкости в полостях головки. При отсутствии демпфирующего эффекта возможно развитие или поддержание резонансных низкочастотных колебаний в камере сгорания. Для организации многоярусного смешения могут применяться шнековые форсунки с центральным отверстием в шнеке, выполняющим роль струйной форсунки с малым углом факела и большой дальностью. По габаритным размерам шнековые форсунки несколько больше форсунок с тангенциальными каналами при той же производительности из-за необходимости размещения шнека в камере закручивания.

Конструкция эмульсионной форсунки показана на рис. 12.5, в, где окислитель и горючее подаются в камеру закручивания 7 через тангенциальные каналы 8 и 9.

В выполненных конструкциях диаметр камеры закручивания $D_{к.з}$ составляет (2—4) R_c , где R_c — радиус сопла. Величиной камеры закручивания определяются в значительной степени радиальные габариты форсунки. Так, наружный диаметр форсунки обычно составляет

$$d_{\phi} = D_{к.з} + (2 \div 3) \text{ мм.}$$

Если корпус форсунки включается в силовую систему головки, т. е. форсунка ставится в стенки на резьбе или развальцовывается, то толщину стенки камеры закручивания выбирают из условия прочности и жесткости соответствующего соединения. Диаметр тангенциальных каналов лежит в пределах 0,5—2,0 мм. Число тангенциальных каналов выбирается порядка 2—6. Шнековый завихритель должен иметь длину, обеспечивающую закрутку жидкости не менее, чем на $1/4$ оборота. При длинном шнеке увеличиваются потери давления в форсунке без существенного улучшения качества распыла.

Цилиндрическая часть сопла форсунки должна быть возможно более короткой. Если длина сопла более одного калибра, то угол распыла уменьшается. Угол конуса камеры закручивания на входе в сопло принимают в пределах 60—120°.

При выборе шага между форсунками исходят как из общего числа форсунок, так и из условия обеспечения жесткости стенки головки. При этом величина $d_r/t \leq 0,75$, где d_r — габаритный диаметр форсунки, t — шаг между форсунками.

Центробежные форсунки одного комплекта должны иметь расходные характеристики с допуском не более 3—5%. Поэтому форсунки изготавливаются по 2 или 3-му классу точности. По производительности форсунки одного компонента разбиваются на группы. Форсунки, входящие в различные группы, отличаются по производительности и углу факела. Производительность периферийных форсунок горючего для образования пристеночного слоя обычно меньше производительности форсунок горючего в ядре головки на 20—30%. Форсунки окислителя, устанавливаемые в периферийной части головки, выполняются также пониженной производительности, чтобы уменьшить размывание пелены горючего.

В ядре головки в большинстве случаев форсунки одного компонента имеют одинаковую производительность. Иногда по условиям смешения, определяемым экспериментально, форсунки отдельных concentрических рядов могут иметь производительность, отличающуюся на 25—50%.

Центробежные форсунки выполняются из малоуглеродистых или легированных сталей, а в некоторых случаях из бронзы и меди. Из технологических соображений камеру закручивания выполняют чаще открытой. Донышко форсунки может быть завальцовано или припаяно.

12.3. Конструкция камер сгорания и сопел

Камеры сгорания и сопла в основном выполняются двухстенными. В отдельных случаях находят применение одностенные и трехстенные конструкции. Возможны и комбинированные конструкции, когда отдельные части камеры или сопла при принятии в целом двухстенной конструкции могут иметь одну или три стен-

ки. Все эти различия в основном определяются принятой схемой охлаждения или тепловой защиты стенок.

Простейшими являются одностенные камеры; они могут быть неохлаждаемыми и охлаждаемыми. При малой продолжительности работы двигателя и невысоком тепловом режиме иногда применяются одностенные камеры с емкостным охлаждением.

Значительно большую длительность работы обеспечивает нанесение на стенку теплоизолирующих покрытий из тугоплавких материалов или материалов с малой теплопроводностью. Тогда стенка сохраняет относительно низкую температуру и ее несущая способность не понижается резко к концу работы двигателя. Теплоизолирующие покрытия применяются керамические, наносимые непосредственно на стенку. Применение теплоизолирующих покрытий в некоторых случаях, например, при кратковременной работе двигателя с невысокой температурой в камере сгорания, может дать экономию в весе по сравнению с системой наружного охлаждения до 25—30%. Особенно целесообразно применение покрытий для защиты одностенных неохлаждаемых приставок на выходной части сопла, где стенка не несет значительной нагрузки от сил давления газов. Такие неохлаждаемые приставки выполняются из легких сплавов на основе алюминия или титана, а также из меди. Следует отметить, что в отдельных случаях одностенные сопловые приставки из титанового или ниобиевого сплава обладают достаточной прочностью при отводе тепла только лучеиспусканием и не нуждаются в защитном теплоизолирующем покрытии.

Находят применение также конструкции камер сгорания и сопел с теплоизолирующим покрытием, образующимся в процессе работы двигателя. Если одностеночная камера выполняется из стекловолокна, пропитанного фенольными или эпоксидными смолами, то теплоизолирующее покрытие наносить не обязательно. При нагреве связующие вещества стеклопластика, выгорая, обугливаются, образуя на обращенной к камере сгорания поверхности стенки покрытие, плохо проводящее тепло и обеспечивающее сохранность механических свойств материала в невыгоревших слоях.

В конструкции, показанной на рис. 12.8, камера образована из стекловолокна с ненаправленным расположением волокон. Толстостенный корпус камеры сгорания жестко соединен с металлическим фланцем, с помощью которого корпус камеры винтами крепится к головке. Уплотнение достигается с помощью пазового стыка. Лучшими механическими свойствами под действием газовой нагрузки обладает корпус камеры сгорания, выполненный из стеклопластиковой узкой ленты с направленным расположением волокон, которая в процессе намотки укладывается ребром к оси камеры.

Стенки камеры могут защищаться от нагрева, как в конструкции, показанной на рис. 12.7, с помощью разрушающейся вставки 4, изготовленной из силиконовой ткани, пропитанной фенольными

смолами. Вставка с зазором входит внутрь алюминиевого корпуса камеры сгорания со стороны расширяющейся части сопла. Кольцевой зазор между вставкой и корпусом заливается изоляционным материалом. К сопловому фланцу корпуса на болтах крепится неохлаждаемая сопловая приставка 6 с ребрами жесткости на наружной поверхности.

Охлаждаемые одностенные камеры могут быть с внутренними каналами и без каналов. В первом случае камера сгорания и сопло толстостенные с внутренними сверленными и относительно редко расположенными каналами. Для облегчения камера может выполняться из алюминиевого сплава. Недостатком такой конструкции является трудность выполнения каналов внутри стенки на сужающейся и расширяющейся части сопла. При этом требуется либо большая толщина стенки для возможности сверления наклонного относительно оси камеры длинного канала, либо изготовление сопла из отдельных коротких отсеков.

Наиболее просто осуществляется охлаждение одностенной камеры сгорания при размещении ее непосредственно в баке одного компонента топлива.

В конструкции, показанной на рис. 12.16, камера сгорания и входная часть сопла размещены в баке горючего. Для направленного движения охладителя камера отделена от бака тонкостенным несилковым кожухом 3. Такая конструкция применима, если двигатель имеет сравнительно малую тягу, а диаметральные размеры летательного аппарата позволяют разместить бак вокруг камеры ЖРД. Стенка камеры сгорания может быть практически разгружена от действия сил давления газов, когда применяется, как в рассматриваемой конструкции, балонная подача топлива.

Двухстенные конструкции применяются в тех случаях, когда камеры имеют регенеративное охлаждение. Они отличаются типами связей между стенками и формами каналов для наружного охлаждения. Двухстенные камеры могут быть совсем без силовых связей между стенками на участке между головкой и соплом, с редко расположенными и часто расположенными связями.

Двухстенные камеры без промежуточных связей (см. рис. 12.12 и 12.14) могут выполняться при малых диаметрах камеры сгорания, а также при низких давлениях в камере и температуре внутренней стенки порядка 250—400° С. При таких температурных условиях внутренняя стенка толщиной 2—5 мм обладает достаточной жесткостью и способна без потери устойчивости выдержать на-

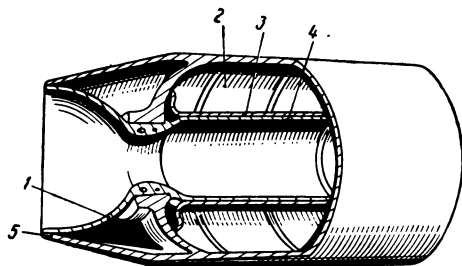


Рис. 12.16. ЖРД с камерой сгорания, размещенной внутри топливного бака:

1—стенка сопла; 2—бак горючего; 3—кожух;
4—внутренняя стенка камеры сгорания; 5—наружный корпус бака

грузку от сил давления охлаждающей жидкости и газов. Наружная стенка, имеющая еще более благоприятные температурные условия, также способна воспринять нагрузку от сил давления охлаждающей жидкости.

Внутренняя и наружная стенки в таких конструкциях связываются между собой через головку и вблизи обреза сопла, а иногда дополнительно у конца камеры сгорания. Вследствие разницы температур внутренней и наружной стенок, их удлинения в рабочем

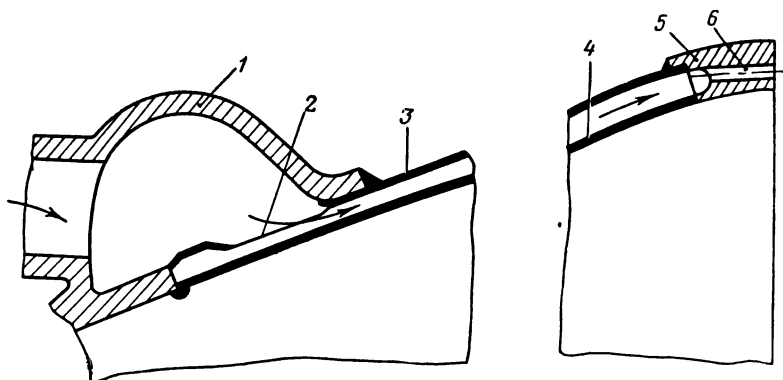


Рис. 12. 17. Выходная часть сопла, охлаждаемая газом, отводимым от турбины ТНА:

1—коллектор газа; 2—окна; 3—наружная стенка сопла; 4—внутренняя стенка сопла; 5—сопловое кольцо; 6—отверстия выхода газа из системы охлаждения сопла

состоянии различны. Для разгрузки внутренней стенки от температурных напряжений, вызываемых разностью продольных температурных деформаций, на наружной стенке может выполняться гофровый компенсатор или использоваться деформация кольцевых коллекторов для подвода охладителя.

В рабочем состоянии различны и радиальные деформации стенок камеры; вследствие этого возможно изменение зазора между стенками и ухудшение условий охлаждения. С целью обеспечения минимальной величины зазора к одной из стенок привариваются прутки или изменение зазора ограничивается, как в представленных на рис. 12. 12 и 12. 14 конструкциях, высотой ребер.

На рис. 12. 17 показана двухстенная конструкция выходной части сопла, охлаждаемой газом, поступающим от турбины ТНА. Эти газы создают дополнительную тягу, истекая через отверстия 6.

Применение конструкции без связи между стенками, технологически весьма простой, возможно для камер сгорания двигателей с небольшой тягой или для рулевых и вспомогательных двигателей и при давлении в камере $15\text{--}25 \text{ кг/см}^2$. Развитие ЖРД, сопровождающееся увеличением диаметра камер, температуры горения и

давления, вынудило перейти к конструкции сначала с редко расположенными, а затем и с часто расположенными связями.

Редко расположенные связи выполняются в виде жестких колец, связывающих стенки, что способствует уменьшению деформации. Кроме того, вблизи колец внутренняя и наружная стенки работают совместно, что повышает общую несущую способность камеры. На участках между связями для разгрузки от температурных напряжений, которые возникают от разности продольных температурных деформаций стенок, размещаются кольцевые компенсаторы, которые служат одновременно дополнительными ребрами жесткости.

Такого типа конструкции применимы при толщине стенок порядка 5 мм и более, сравнительно низкой температуре стенок и давлениях в камере порядка 25—30 кг/см². В весовом отношении конструкции с редко расположенными связями невыгодны.

Наиболее легкими и надежными являются конструкции с часто расположенными связями, находящимися столь близко друг от друга, что действие избыточного давления охлаждающей жидкости не вызывает сколько-нибудь заметных местных прогибов стенки и работоспособность камеры определяется только несущей способностью под действием сил давления газов и осевой силы. Стенки связываются между собой сваркой или пайкой.

При сварном соединении на наружной стенке выполняются точечные или сплошные выштамповки. Точечные выштамповки могут быть круглыми или овальными с большой осью, направленной вдоль образующей камеры. Точечная сварка производится в местах выштамповок. Однако выштамповки при большой толщине стенок загромождают тракт охлаждающей жидкости и не позволяют расположить связи достаточно часто.

Сплошные выштамповки под роликовую сварку могут располагаться в зависимости от принятого способа циркуляции охлаждающей жидкости — вдоль образующей камеры сгорания и сопла или по винтовой линии, как в конструкции, показанной на рис. 12. 18. При многозаходной винтовой связи увеличивается длина контактной поверхности стенок по сравнению с продольными связями, что способствует увеличению жесткости камеры и прочности связей.

Повышение давления газов приводит к необходимости значительно уменьшить расстояние между связями, что возможно в паяных конструкциях. Для пайки используются твердые припои. Припои наносятся предварительно на спаиваемые поверхности. Пайка производится в печи. Твердые припои имеют температуру плавления до 1500° С. При рабочей температуре в месте соединения 500° С допустимые напряжения в паяном шве составляют до 8 кг/мм², а при температуре 700° — около 1 кг/мм².

Паяные конструкции выполняются с ребрами и трубчатого типа.

Простейшей является конструкция с припайкой ребер, выполненных зацело с одной из стенок, по преимуществу с внутренней (рис. 12.19), к другой стенке. Ребра на внутренней стенке получают механической обработкой. Они могут иметь переменный шаг

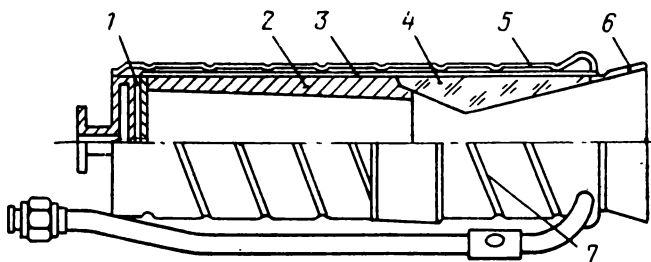


Рис. 12.18. Камера ЖРД с соединением стенок сваркой по винтовым выштамповкам:

1—форсуночное днище; 2—выгорающая вставка из рефразила; 3—внутренняя стенка камеры; 4—керамическая сопловая вставка; 5—наружная стенка камеры; 6—неохлаждаемая часть сопла; 7—винтовые выштамповки

по сечениям камеры и сопла и располагаются вдоль образующей или по винтовой линии. Для простоты ребра выполняются прямоугольного профиля; толщина их должна быть наименьшей допустимой технологическими возможностями. Для уменьшения загромождения тракта охлаждающей жидкости и снижения веса ребра могут образовываться тонкостенными штампованными профилями, которые затем либо припаяются к обеим стенкам, либо привариваются к одной стенке, а к другой припаяются. Трудности создания подобных паяных конструкций, где шов находится внутри охлаждающей полости, состоят в необходимости обеспечить гладкую поверхность шва и предотвратить затекание припоя в каналы рубашки. От этого технологического недостатка свободны паяные трубчатые конструкции, у которых шов находится снаружи каналов для охлаждения.

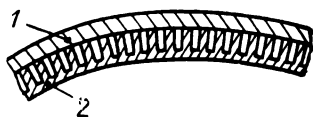


Рис. 12.19. Паяное соединение стенок камеры с ребрами:

1—наружная стенка; 2—внутренняя стенка с ребрами

Трубчатые камеры (см. рис. 12.1) выполняются из отдельных тонкостенных трубок, уложенных вдоль образующей камеры сгорания и сопла, а иногда по винтовой линии. Трубки (рис. 12.20) имеют прямоугольное, овальное или U-образное сечение. На нецилиндрической части камеры сгорания и сопла площадь поперечного сечения трубок переменна. При относительно малых степенях расширения сопла и камера сгорания, и сопло могут быть образованы из одного и того же количества трубок. Количество трубок

выбирается таким, чтобы каждая трубка занимала дугу с центральным углом $0,75\text{--}1,25^\circ$. При больших степенях расширения сопла при таком угловом шаге на срезе сопла трубки должны быть сильно сплющены, что технологически затруднительно. Поэтому в таких случаях применяются комбинированные конструкции, когда часть трубок проходит вдоль всей образующей камеры сгорания и сопла (трубки 1), а между ними на расширяющейся части сопла

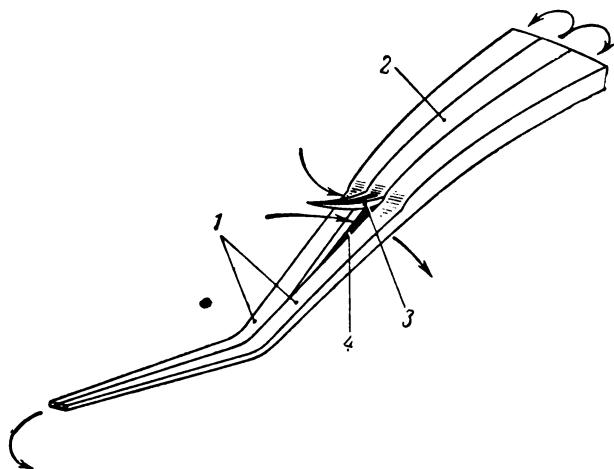


Рис. 12.20. Трубки камеры сгорания и сопла:

- 1—трубки камеры сгорания и сопла; 2—укороченные трубки сопла; 3—подвод компонента к укороченным трубкам; 4—треугольное окно для подвода газа из турбины ТНА в сопло

ставится по одной или по две укороченных трубки 2. Трубки спаиваются по боковым прилегающим поверхностям. На паяные швы при этом приходится весьма значительная нагрузка от газовых сил, стремящихся разорвать камеру вдоль образующей. Для обеспечения надлежащей прочности необходимо применять усиливающие элементы. Такими элементами могут быть наружные кожухи, бандажы или сплошная обмотка.

При толстостенном металлическом кожухе вес камеры значительно увеличивается. Поэтому чаще применяют отдельные усиливающие бандажы, расположенные почти вплотную друг к другу на камере сгорания и горловине сопла и с большими промежутками на расширяющейся части сопла (см. рис. 12.1). В отдельных конструкциях применяется обмотка снаружи трубчатой камеры проволокой квадратного сечения, которая может пропитываться

связующей эпоксидной смолой. Вместо проволоки применяется и обмотка стеклопластиком с направленным расположением волокна.

Специфичными условиями охлаждения может быть вызвано и применение трехстенной трубчатой камеры (рис. 12.21). В ней

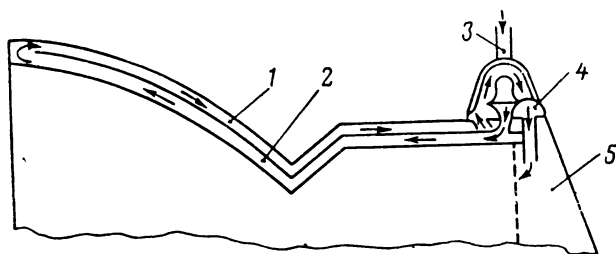


Рис. 12.21. Трехстенная камера:

1—трубки наружного ряда; 2—трубки внутреннего ряда; 3—подвод горючего; 4—главный клапан горючего; 5—головка двигателя

по внутреннему ряду трубок 2 охлаждающая жидкость течет от головки к срезу сопла, а по наружному ряду 1 — в обратном направлении. Иногда, например в конструкции, показанной на рис. 12.1, применяется система охлаждения, при которой по одной из двух соседних трубок охлаждающая жидкость течет от головки к соплу, а по другой — в обратном направлении.

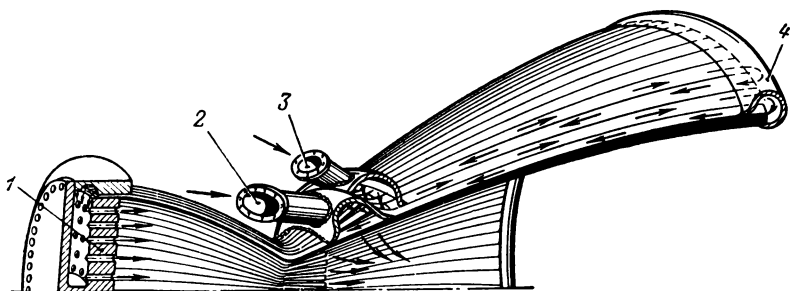


Рис. 12.22. Камера ЖРД с вводом в сопло газов из ТНА:

1—головка камеры; 2—подвод газов от турбины ТНА; 3—подвод горючего (жидкий водород); 4—кольцевой коллектор для соединения одной входной и двух возвратных трубок

При трубчатой конструкции сравнительно просто может быть осуществлен ввод в камеру отработанного газа из турбины ТНА для создания дополнительной тяги (рис. 12.22). Окна для ввода газа имеют треугольную форму и образованы в том сечении сопла, где между основными длинными трубками 1 вставлены укороченные трубки 2 (см. рис. 12.20).

Камеры с регенеративным охлаждением могут иметь теплоизолирующее покрытие в тех случаях, когда недостаточна теплоемкость охладителя и нет внутреннего охлаждения, а также если применено топливо с очень высокой температурой горения.

Стенки камер большей частью выполняются составными и соединяются продольными и поперечными швами; реже применяются бесшовные камеры. Стенки цилиндрических камер сгорания свариваются из листового материала. Входная часть сопла до критического сечения обычно штампуются, как и профилированное сопло. Сварной шов входной и выходной частей сопла удобней располагать в критическом сечении. Для большей прочности такой шов, а также продольные и поперечные швы внутренней стенки проковываются, а их обращенная к газовому потоку поверхность шлифуется.

Толщина внутренней стенки камеры определяется условиями охлаждения. В двигателях с высокой тепловой напряженностью толщина внутренней стенки составляет примерно 0,8—2 мм. Толщина наружной стенки из условий необходимой несущей способности и в зависимости от действующей нагрузки, температуры, материала и допустимых радиальных деформаций имеет большие размеры.

Внутренние стенки выполняются из жаростойких сталей или сплавов или из материалов с большой теплопроводностью, например, из меди, бронзы или алюминия. Наружные стенки при малых относительных нагрузках могут выполняться из малоуглеродистой или жаростойкой стали, а при больших нагрузках — из высокопрочных материалов.

Толщины стенок трубок порядка 0,2—0,4 мм; материалами трубок служат сталь, никелевые и алюминиевые сплавы.

12.4. Системы охлаждения камер ЖРД

К элементам систем охлаждения относятся коллекторы, подводящие и отводящие охладитель, и устройства для направленного движения охладителя по зазору между стенками и для внутреннего охлаждения камер.

Коллекторы привариваются к наружной стенке камеры. В коллекторе выравнивается по окружности поле скоростей охлаждающей жидкости перед входом в зазор между стенками. Охладитель обычно подводится к коллектору по нескольким трубопроводам. В месте расположения коллектора, подводящего охладитель к концу сопла, наружная стенка может отсутствовать (см. рис. 12.14), иметь окна (рис. 12.23, а) или образовывать козырек, направляющий охладитель к выходному сечению сопла (рис. 12.23, б). Если в системе охлаждения жидкость движется по части каналов в направлении сопла, а по остальным каналам — в обратном направлении, то подводящий коллектор должен находиться в передней части камеры, а в конце сопла — поворотный коллектор. На камере мо-

гут быть расположены и несколько коллекторов, если, например, охлаждающая жидкость подводится у сопла, а отводится из охлаждающего тракта не непосредственно в соответствующую полость головки, а через клапаны или агрегаты системы регулирования или когда отдельные элементы камеры сгорания и сопла охлаждаются различными компонентами.

Различные способы отвода жидкости из системы охлаждения в головку показаны на рис. 12. 1, 12. 4, 12. 12 и 12. 14.

Увеличению площади охлаждаемой поверхности и организации движения охладителя в зазоре между стенками способствуют ка-

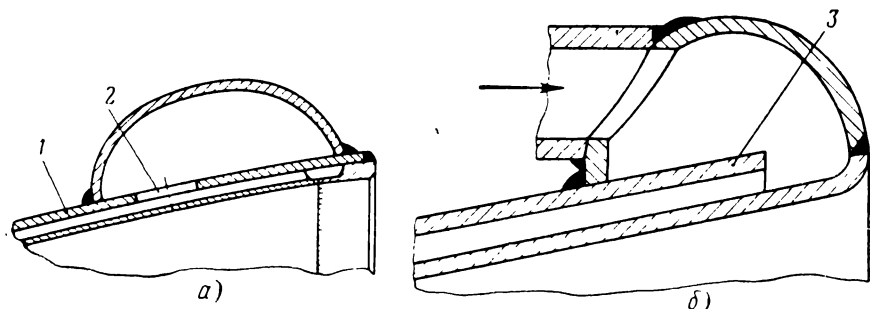


Рис. 12. 23. Схемы коллекторов, расположенных в конце сопла:

а—с окном в наружной стенке; б—с козырьком; 1—наружная стенка; 2—окно; 3—козырек

налы, образуемые ребрами на внутренней или наружной стенке, трубками, прутками или спиралями. Прутки и спирали чаще не входят в силовую систему камеры.

В большинстве конструкций каналы направлены вдоль образующей. Винтовое движение жидкости применяется в тех случаях, когда надо удлинить путь охладителя по зазору. При движении по винтовому каналу вследствие действия центробежных сил происходит сепарация охладителя: жидкие частицы отбрасываются к периферии, а образовавшиеся пары скапливаются у горячей внутренней стенки, что ухудшает теплоотвод от нее и может привести к прогару.

Величина зазора между стенками (площадь каналов) определяется скоростью охладителя при расчете системы внутреннего охлаждения. У выполненных двигателей у горловины сопла скорость охладителя достигает 25—30 м/сек, а вблизи среза сопла 8—10 м/сек. При применении в качестве охладителя жидкого кислорода скорости у горловины сопла могут достигать 200 м/сек и более. Зазоры менее 2 мм при обычной конструкции камеры трудно выполнимы. При использовании для охлаждения сжиженных газов зазор может быть увеличен.

Если охладитель является химически активным по отношению к материалу каналов, то на омываемую им поверхность наносятся

защитные покрытия, например, производится фосфатирование. Покрытия особенно необходимы в двигателях многоразового применения.

12.5. Пусковые устройства

Для запуска двигателя на несамовоспламеняющихся компонентах используется химическое, пиротехническое и электроискровое зажигание.

При химическом зажигании несамовоспламеняющихся компонентов используются основные топливopодáющие устройства, к которым в период запуска подключаются трубопроводы от пусковой топливной системы, заполненной самовоспламеняющимися компонентами. После образования в камере мощного горящего факела пусковая система отключается. При химическом зажигании камера не имеет никаких конструктивных особенностей.

Пиротехническое зажигание осуществляется с помощью пиропатронов. Пиропатроны могут монтироваться в головке камеры, являясь ее конструктивным элементом, но чаще они располагаются на специальной державке, вводимой внутрь камеры со стороны сопла. В этом случае не накладывается никаких ограничений на размеры и конструкции воспламенителей. После воспламенения основных компонентов зажигательное устройство выбрасывается потоком газов из камеры или остается на пусковом столе.

Некоторые особенности в конструкцию головки вносят электрические пусковые устройства, которые размещаются обычно в середине головки. Такие устройства представляют собой свечи, свечи-форсунки или двухступенчатые воспламенители.

Для создания искры большой мощности используются полупроводниковые свечи, состоящие из двух concentричных электродов, изолятор между которыми покрыт слоем полупроводника. При подаче напряжения на электроды в полупроводнике возникает ток и происходит прогрев полупроводника. При достаточно высокой температуре полупроводника создаются условия для ионизации топливной смеси около электродов, и между ними возникает сильный искровой разряд. Периодичность разряда порядка 1 мксек.

В свече-форсунке через разряд между кольцевыми электродами продувается хорошо воспламеняющееся горючее, например, бензин или смесь горючего с кислородом.

Для предохранения запального устройства от горячих газов требуется защита путем создания топливной завесы, когда пусковое устройство отключено. Для организации устойчивого очага пламени в течение всего времени работы двигателя и облегчения условий охлаждения применяются невыключаемые воспламенители.

Невыключаемый воспламенитель (рис. 12.24), размещаемый в центре головки двигателя, состоит из двух последовательно расположенных камер: малой 5 (I ступень) и большой 9 (II ступень).

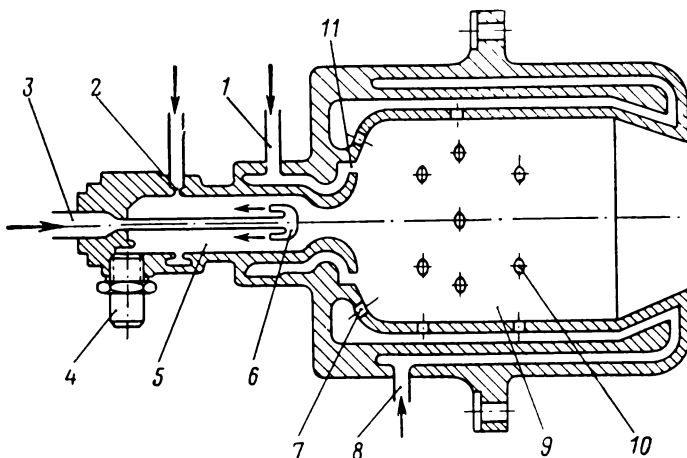


Рис. 12.24. Невыключаемый двухступенчатый воспламенитель:

1—подача окислителя (жидкий кислород) в камеру II ступени; 2—форсунка газообразного окислителя I ступени; 3—подача горючего (жидкий аммиак) в I ступень; 4—свеча; 5—камера I ступени воспламенителя; 6—форсунки горючего I ступени; 7—форсунки горючего в головке II ступени; 8—подача горючего во II ступень; 9—камера II ступени; 10—струйные форсунки горючего; 11—щелевая форсунка окислителя II ступени

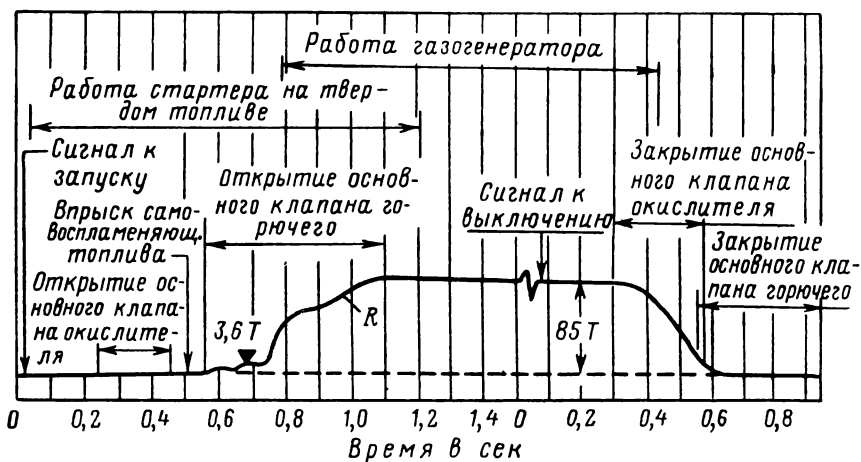


Рис. 12.25. Диаграмма последовательности операций при запуске и останове двигателя Н-1 (США)

В малой камере находятся искровые свечи 4, форсунка горючего 6 и форсунка окислителя 2. Окислитель подается в газообразном состоянии. Продукты сгорания истекают во вторую камеру и поджигают топливо, подаваемое после розжига первой камеры. Камера II ступени трехстенной конструкции охлаждается горючим, которое впрыскивается в камеру через струйные форсунки, расположенные как на головке, так и в нескольких поясах на внутренней стенке камеры. Окислитель поступает во вторую камеру через щелевую форсунку 11. Для сохранения соотношения компонентов в пусковом устройстве в магистралях ставятся регуляторы подачи. После отключения двигателя воспламенитель используется для продувки камеры.

В процессе запуска особенно важное значение имеет порядок поступления компонентов в камеру сгорания, определяемый свойствами применяемых компонентов и конструкцией камеры. Топливо при запуске должно подаваться в камеру сгорания в таком количестве, чтобы избежать взрывоопасного накопления компонентов. Не менее важное значение имеет также регулирование подачи топлива по времени при останове двигателя. Программа подачи при запуске и останове (рис. 12. 25) подбирается экспериментально и обеспечивается регулируемыми устройствами, в том числе главными и вспомогательными клапанами компонентов, устанавливаемыми в магистралях перед камерой.

Глава XIII

ПРОЧНОСТЬ КАМЕР ЖРД И ВИБРАЦИЯ СТЕНОК

13. 1. Условия нагружения стенок камер и расчетная схема

Условия нагружения стенок камер сгорания и сопел определяются режимом работы двигателя и силовой схемой камеры. В общем случае наиболее характерными режимами являются опрессовка, запуск и установившийся режим номинальной тяги.

Режим опрессовки соответствует проводимым в холодном состоянии контрольным испытаниям герметичности двухстенной камеры с наружным охлаждением. В этом случае в межстеночное пространство подается охлаждающая жидкость под установленным для контроля давлением $p_{оп}$. Элемент двухстенной камеры с часто расположенными связями будет нагружен изнутри силами давления $p_{оп}$, а снаружи — давлением p_n окружающей среды (рис. 13. 1). Эти силы давления вызывают прогибы стенок камеры u_n и u_v . Толщина стенок должна выбираться такой, чтобы в результате прогиба не возникали остаточные деформации. Как правило, расчет толщин стенок из этих условий не является определяющим.

Связи между стенками на режиме опрессовки также являются нагруженными. Сварной или паяный шов связей рассчитывается на разрыв под действием нагрузки, приходящейся на единицу длины шва. Этим расчетом проверяется прочность связей стенок.

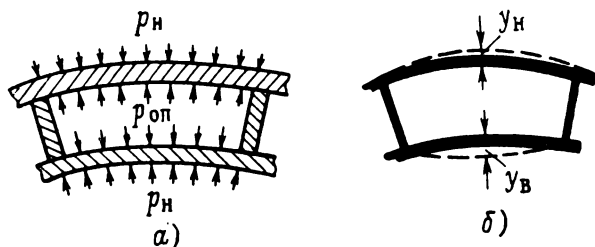


Рис. 13.1. Схемы нагружения а и деформирования б элемента двухстенной камеры при опрессовке

Режим запуска является неустановившимся, а именно: в процессе запуска изменяются давление газов в камере сгорания, давление охлаждающей жидкости, температура газов в камере сгорания, температура стенок и нагрузки на элементы камеры. Можно принять [53], что в процессе запуска, продолжающемся в течение 0,1—0,2 сек, давление газов p_r меняется по времени по экспоненциальному закону (рис. 13.2). Можно считать, что и давление жидкости в системе наружного охлаждения, которое больше давления p_r , также следует этому закону. Температура стенки в рассматриваемом сечении изменяется в процессе запуска по законам нестационарной теплопроводности, так как происходит прогрев стенок камеры и охлаждающей жидкости, заключенной между стенками. Вследствие тепловой инерции стенки прогреваются медленней, чем нарастает температура газов в камере сгорания, и достигают установившейся температуры в среднем за 2—4 сек.

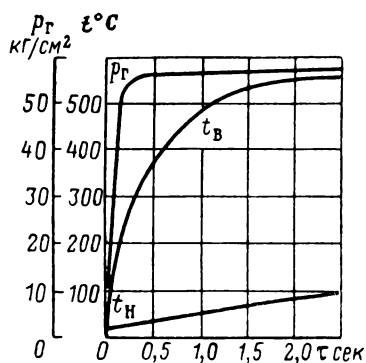


Рис. 13.2. Изменение давления газов p_r и средних температур наружной t_n и внутренней t_v стенок в процессе запуска и прогрева

Как видно из рис. 13.2, лишь к концу запуска давление газов, а следовательно, и нагрузка стенок от газовых сил достигают максимального значения. Но к этому моменту температура стенок еще не достигла максимального значения и прочность материала достаточно велика. Поэтому режим запуска не представляет опасности с точки зрения прочности камеры. Это относится и к тому случаю, когда в процессе запуска возможен

режим запуска является неустановившимся, а именно: в процессе запуска изменяются давление газов в камере сгорания, давление охлаждающей жидкости, температура газов в камере сгорания, температура стенок и нагрузки на элементы камеры. Можно принять [53], что в процессе запуска, продолжающемся в течение 0,1—0,2 сек, давление газов p_r меняется по времени по экспоненциальному закону (рис. 13.2). Можно считать, что и давление жидкости в системе наружного охлаждения, которое больше давления p_r , также следует этому закону. Температура стенки в рассматриваемом сечении изменяется в процессе запуска по законам нестационарной теплопроводности, так как происходит прогрев стенок камеры и охлаждающей жидкости, заключенной между стенками. Вследствие тепловой инерции стенки прогреваются медленней, чем нарастает температура газов в камере сгорания, и достигают установившейся температуры в среднем за 2—4 сек.

Как видно из рис. 13.2, лишь к концу запуска давление газов, а следовательно, и нагрузка стенок от газовых сил достигают максимального значения. Но к этому моменту температура стенок еще не достигла максимального значения и прочность материала достаточно велика. Поэтому режим запуска не представляет опасности с точки зрения прочности камеры. Это относится и к тому случаю, когда в процессе запуска возможен

заброс давления p_r выше значения, соответствующего номинальному режиму.

После окончания прогрева стенок, когда камера уже выведена на режим номинальной тяги, достигают своего максимального значения и температурные нагрузки. Поэтому определяющим прочностью камеры является режим номинальной тяги после окончания прогрева стенок, когда их средние температуры приобретают максимальное значение.

При расчете на прочность принимаются следующие основные допущения и расчетная схема.

Стенки камеры рассматриваются как осесимметричные оболочки относительно малой толщины, поэтому напряжения по толщине стенки можно считать постоянными. Газовая нагрузка принимается осесимметричной и постоянной по времени. Осесимметрично и температурное поле оболочки. Прочностные свойства материала стенок принимаются соответствующими их средним температурам. В ряде случаев высокий нагрев, сопровождаемый изменением свойств материала, приводит к появлению пластических деформаций.

Предполагается, что с момента запуска имеет место активная деформация в стенках камеры сгорания. При повторных запусках происходит накопление пластических деформаций. Учет этого явления может быть произведен методами, изложенными в [53].

Стенки камеры нагружаются в окружном и осевом направлениях, что соответствует их плоскому напряженному состоянию.

Расчетная схема двухстеночной цилиндрической камеры ЖРД показана на рис. 13.3. Длины граней элемента с центральным углом $d\varphi$ приняты равными единице. По граням элемента в осевом направлении действуют нагрузки P_x , в данном случае являющиеся удельными нагрузками. В окружном направлении удельные нагрузки обозначены P_y .

В расчетном сечении камеры действует осевая сила X , величина которой определяется по эпюре распределения осевых сил по длине камеры (рис. 13.4).

Изнутри на элемент действует нагрузка, которая численно равна давлению газа в данном сечении камеры p_r и направлена по нормали к поверхности элемента. В зазоре между стенками высотой h находится охлаждающая жидкость с давлением $p_{ж}$. Нагрузка на стенки от сил давления жидкости численно равна $p_{ж}$ и также направлена по нормали к поверхности стенок.

Связи между стенками считаем не нагруженными ни окружными, ни осевыми нагрузками. Это предположение идет в запас прочности.

В дальнейшем все величины сил, деформаций и напряжений, относящиеся к наружной стенке, будем обозначать дополнительным индексом «н», а для внутренней стенки примем индекс «в».

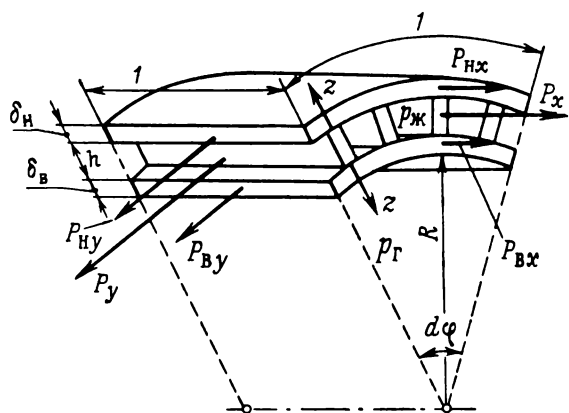


Рис. 13.3. Схема нагружения элемента двухстенной камеры

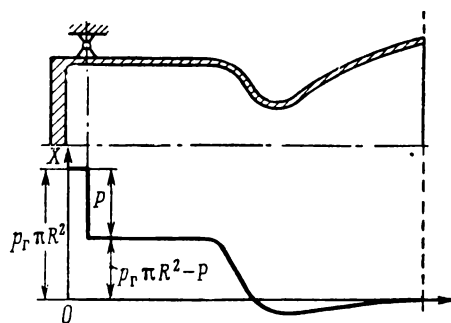


Рис. 13.4. Эпюра осевых сил ЖРД

Проектируя все силы, действующие на элемент, на направление нормали, проведенной через его середину, получим

$$p_r R d\varphi \cdot 1 + 2p_{ж} h \cdot 1 \cdot \sin \frac{d\varphi}{2} = 2P_{ny} \sin \frac{d\varphi}{2} \cdot 1 + 2P_{vy} \sin \frac{d\varphi}{2} \cdot 1.$$

Ввиду малости угла $d\varphi$ примем $\sin(d\varphi/2) \approx d\varphi/2$. Тогда получим первое условие равновесия элемента

$$P_{ny} + P_{vy} = p_r R + p_{ж} h.$$

Обозначив напряжения по граням стенок элемента σ_{ny} , σ_{vy} , σ_{nx} , σ_{vx} и пренебрегая ввиду малости зазора $h \ll R$ величиной $p_{ж} h$, получим

$$\sigma_{ny} \delta_n + \sigma_{vy} \delta_v = p_r R. \quad (13.1)$$

При действии в расчетном сечении камеры осевой силы X удельная нагрузка на единицу длины поперечного сечения составляет $\bar{X} = X/2\pi R$. Тогда второе условие равновесия имеет вид

$$\bar{X} = P_{nx} + P_{vx} - p_{ж} h.$$

Отсюда, как и ранее пренебрегая величиной $p_{ж} h$ и выражая силы через напряжения, получим

$$\sigma_{nx} \delta_n + \sigma_{vx} \delta_v = \bar{X}. \quad (13.2)$$

Обозначим $k = \bar{X}/p_r R$.

Величина k характеризует отношение осевой нагрузки на единицу длины сечения камеры к окружной удельной нагрузке. Тогда выражение (13.2) дает

$$\sigma_{nx} \delta_n + \sigma_{vx} \delta_v = k p_r R. \quad (13.3)$$

Уравнения равновесия (13.1) и (13.3) удобно представить в следующем виде:

$$\frac{\delta_n}{\delta_v} = \frac{\sigma_{vx} - k \sigma_{vy}}{k \sigma_{ny} - \sigma_{nx}}; \quad (13.4)$$

$$\frac{p_r R}{\delta_v} = \frac{\delta_n}{\delta_v} \sigma_{ny} + \sigma_{vy}. \quad (13.5)$$

Величина $p_r(R/\delta_v)$ называется параметром окружной газовой нагрузки.

13.2. Соотношения между напряжениями и деформациями двухстенной оболочки, работающей в упругопластической области

При наличии жестких связей между стенками камеры можно принять, что полные относительные деформации обеих стенок в

каждом из направлений — осевом и окружном — одинаковы [53]. Следовательно, имеют место равенства

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{ny}^n &= \varepsilon_{yx}^n = \varepsilon_y^n, \\ \varepsilon_{nx}^n &= \varepsilon_{yx}^n = \varepsilon_x^n, \end{aligned} \right\} \quad (13.6)$$

где индекс «п» обозначает полные относительные деформации.

Полная деформация стенки элемента складывается из относительных деформаций от соответствующих напряжений (σ_{ny} и σ_{nx} или σ_{yx} и σ_{yx}) — силовых деформаций, и температурных деформаций. Обозначим деформации от напряжений σ_{nx} , σ_{ny} , σ_{yx} и σ_{yx} соответственно ε_{nx} , ε_{ny} , ε_{yx} и ε_{yx} . Температурные деформации стенок обозначим ε_{nt} и ε_{yt} . Температурные деформации определяются зависимостями:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{nt} &= \beta_n t_n, \\ \varepsilon_{yt} &= \beta_y t_y, \end{aligned} \right\} \quad (13.7)$$

где β_n , β_y — коэффициенты линейного расширения материала стенок при данной их температуре;

t_n , t_y — средние температуры стенок.

Следовательно:

$$\begin{aligned} \varepsilon_y^n &= \varepsilon_{ny}^c + \varepsilon_{nt} = \varepsilon_{yx}^c + \varepsilon_{yt}, \\ \varepsilon_x^n &= \varepsilon_{nx}^c + \varepsilon_{nt} = \varepsilon_{yx}^c + \varepsilon_{yt}, \end{aligned}$$

где ε_{ny}^c , ε_{nx}^c , ε_{yx}^c , ε_{yx}^c — силовые деформации в стенках.

Согласно принятым ранее обозначениям

$$\begin{aligned} \varepsilon_{ny}^c &= \varepsilon_{ny} - m \varepsilon_{nx}, \\ \varepsilon_{nx}^c &= \varepsilon_{nx} - m \varepsilon_{ny}, \\ \varepsilon_{yx}^c &= \varepsilon_{yx} - m \varepsilon_{yx}, \\ \varepsilon_{yx}^c &= \varepsilon_{yx} - m \varepsilon_{yx}, \end{aligned}$$

где m — коэффициент Пуассона, зависящий от характера деформации стенки. При пластических деформациях $m=0,5$.

В итоге имеем

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_y^n &= \varepsilon_{ny} - m \varepsilon_{nx} + \varepsilon_{nt} = \varepsilon_{yx} - m \varepsilon_{yx} + \varepsilon_{yt}, \\ \varepsilon_x^n &= \varepsilon_{nx} - m \varepsilon_{ny} + \varepsilon_{nt} = \varepsilon_{yx} - m \varepsilon_{yx} + \varepsilon_{yt}. \end{aligned} \right\} \quad (13.8)$$

Отсюда можно получить связь между силовыми и температурными деформациями стенок

$$\varepsilon_{ny} - \varepsilon_{yx} = \varepsilon_{nx} - \varepsilon_{yx} = \frac{\varepsilon_{yt} - \varepsilon_{nt}}{1 - m}. \quad (13.9)$$

Плоское напряженное состояние характеризуется интенсивностью напряжений σ_i , связанной с напряжениями σ_x и σ_y соотношением

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y}. \quad (13.10)$$

При этом относительная деформация элемента характеризуется интенсивностью деформаций

$$\varepsilon_i = \sqrt{\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 - \varepsilon_x \varepsilon_y}. \quad (13.11)$$

При испытаниях материала в одноосном напряженном состоянии при данной его температуре получают диаграмму деформирования (рис. 13.5). Для случая плоского напряженного состояния принимают ту же диаграмму деформирования, откладывая по ее осям не σ и ε , а σ_i и ε_i .

В пластической области связь между напряжениями и деформациями по аналогии с упругой областью выражают через секущий модуль упругости E' :

$$\sigma_i = E' \varepsilon_i,$$

где

$$E' = \operatorname{tg} \varphi.$$

Применительно к двухстенной оболочке имеем

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{ni} &= \sqrt{\varepsilon_{nx}^2 + \varepsilon_{ny}^2 - \varepsilon_{nx} \varepsilon_{ny}}; \\ \varepsilon_{vi} &= \sqrt{\varepsilon_{vx}^2 + \varepsilon_{vy}^2 - \varepsilon_{vx} \varepsilon_{vy}}; \end{aligned} \right\} \quad (13.12)$$

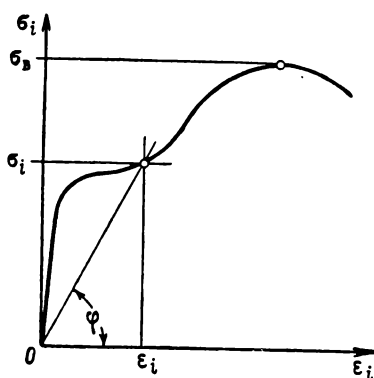


Рис. 13.5. Диаграмма деформирования материала

где ε_{ni} , ε_{vi} — интенсивности деформаций наружной и внутренней стенок.

Эти значения интенсивностей деформаций позволяют по кривым деформирования определить секущие модули материалов наружной и внутренней стенок E'_n и E'_v , а далее по формулам

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{nx} &= E'_n \varepsilon_{nx}; & \sigma_{vx} &= E'_v \varepsilon_{vx}; \\ \sigma_{ny} &= E'_n \varepsilon_{ny}; & \sigma_{vy} &= E'_v \varepsilon_{vy} \end{aligned} \right\} \quad (13.13)$$

определить и средние значения напряжений в стенках камеры.

13.3. Расчет на прочность двухстенных камер

Прочностному расчету двухстенной камеры предшествуют ее термодинамический и газодинамический расчеты, выбор материала стенок и расчет системы охлаждения. В результате этих расчетов являются известными геометрические размеры камеры в расчетном сечении, распределение осевых и окружных нагрузок, высота межстенного канала h , давление охлаждающей жидкости,

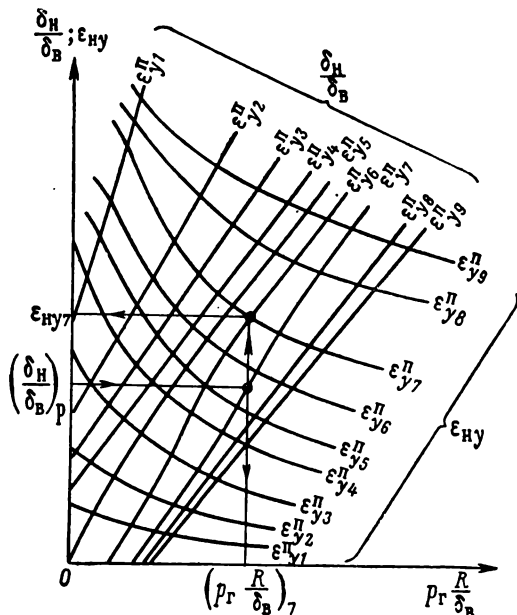


Рис. 13.6. Обобщенный график напряженного состояния стенок камеры

средние температуры наружной и внутренней стенок и толщина внутренней стенки.

При расчете на прочность камеры сгорания определяются напряжения и деформации в стенках, а также усилия, действующие на связи.

Расчет удобно вести графоаналитическим способом с использованием обобщенного графика напряженного состояния стенок камеры (рис. 13.6), представляющего собой сетку зависимостей $\frac{\delta_n}{\delta_v} = \frac{\delta_n}{\delta_v} \left(p_r \frac{R}{\delta_v} \right)$ и $\epsilon_{ny} = \epsilon_{ny} \left(p_r \frac{R}{\delta_v} \right)$, построенных при нескольких (на рис. 13.6 — при девяти) фиксированных значениях полной окружной деформации ϵ_y^n .

Общность указанного графика вытекает из следующего. При его построении заданы только материалы наружной и внутренней

стенок, их средние температуры t_n и t_b и коэффициенты k (13.3). Должны быть также известны диаграммы деформирования данных материалов при указанных температурах, а также коэффициенты линейного расширения β_n и β_b .

Таким образом, этим графиком можно пользоваться для расчета на прочность стенок камер ЖРД с различными давлениями газов p_r , толщинами стенок и абсолютными радиальными размерами при оговоренных выше условиях.

Порядок построения обобщенного графика следующий.

По известным t_n , t_b , β_n , β_b определяются температурные деформации наружной и внутренней стенок.

Далее задаются несколькими, например m , значениями полной относительной окружающей деформации ε_{yj}^n , где j принимает значения 1, 2, ..., m . Можно рекомендовать выбирать ε_{yj}^n , лежащие в пределах $\varepsilon_{nt} \leq \varepsilon_{yj}^n \leq \varepsilon_{ym}^n$, где $\varepsilon_{ym}^n = \varepsilon_{bt} + m(\varepsilon_{bt} - \varepsilon_{nt}) + 0,003$.

Задаем n значениями относительных деформаций наружной стенки ε_{nyk} , где $k=1, 2, \dots, n$.

Расчет производится для каждой пары значений $(\varepsilon_{yj}^n, \varepsilon_{nyk})$ в следующем порядке.

Из первого уравнения системы (13.8) по известным ε_{yj}^n , ε_{nyk} и ε_{nt} находим ε_{nx} . Из уравнения (13.9) по известным ε_{ny} , ε_{nx} , ε_{bt} и ε_{nt} определяем ε_{by} и ε_{bx} . Далее по формуле (13.12) определяются ε_{ni} и ε_{bi} , а по диаграммам деформирования — секущие модули материалов наружной и внутренней стенок E'_n и E'_b . Согласно выражению (13.13) определяются действующие напряжения σ_{nx} , σ_{ny} , σ_{bx} и σ_{by} . Подставляя эти напряжения и величину k в уравнения (13.4) и (13.5), находим $p_r(R/\delta_b)$ и δ_n/δ_b , соответствующие данным ε_{yj}^n и ε_{nyk} . Произведя последовательный расчет для всех пар $(\varepsilon_{yj}^n, \varepsilon_{nyk})$, можно построить обобщенный график напряженного состояния камеры.

С помощью обобщенного графика напряженного состояния стенок камеры могут быть определены при известных газовой нагрузке p_r , радиусе камеры R и толщине внутренней стенки δ_b (она должна быть задана при расчете охлаждения камеры) толщина наружной стенки δ_n , действующие в стенках напряжения и деформации и запас несущей способности камеры. Значение последней величины будет объяснено ниже.

Предположим, что из конструктивных соображений или на основании опыта проектирования выбрана при известных p_r и δ_b толщина наружной стенки δ_n . Тогда известна расчетная величина $(\delta_n/\delta_b)_p$.

Проводя на рис. 13.6 горизонталь с ординатой $(\delta_n/\delta_b)_p$ по точкам ее пересечения с кривыми $\delta_n/\delta_b = \delta_n/\delta_b \left(p_r \frac{R}{\delta_b} \right)$, определяют данные для построения кривой деформирования $p_r \frac{R}{\delta_b} = p_r \frac{R}{\delta_b} (\varepsilon_y^n)$,

приведенной на рис. 13.7. Одновременно на рис. 13.6 находятся пары значений δ_{ny} и ε_y^n для построения зависимости $\varepsilon_{ny} = \varepsilon_{ny}(\varepsilon_y^n)$, также показанной на рис. 13.7. На рис. 13.6 показан способ определения пары частных значений ε_{y7}^n и ε_{ny7} , а также значения $(p_r \frac{R}{\delta_b})_7$.

На кривой деформирования точками *a*, *b*, *c*, *e* и *m* выделены характерные участки. При заданном значении параметра газовой нагрузки $(p_r \frac{R}{\delta_b})_p$ определенным является положение расчетной точки *r* на кривой деформирования.

Положение рабочей точки на определенном участке диаграммы

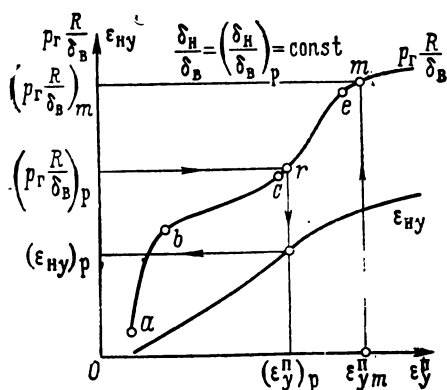


Рис. 13.7. Кривые деформирования камеры

на участках *bc* и *em* малые отклонения давления газов в камере вызывают большие изменения полной окружной деформации. Поэтому при проектировании следует избегать расположения рабочей точки на этих участках. Как правило, рабочую точку стремятся совместить с тем участком ее диаграммы, где параметр газовой нагрузки больше, чем на участке *ab*.

Запасом общей несущей способности двухстенной оболочки камеры ЖРД условимся называть, следуя работе [57], отношение некоторого предельного значения параметра окружной газовой нагрузки к расчетному его значению:

$$n = \frac{(p_r \frac{R}{\delta_b})_m}{(p_r \frac{R}{\delta_b})_p}.$$

Предельное значение параметра окружной газовой нагрузки можно выбирать в соответствии с рекомендациями, содержащими-

позволяет, во-первых, судить о величине возможной ошибки в определении полной окружной деформации на расчетном режиме при известной величине вероятного отклонения давления в камере от расчетного и, во-вторых, о запасе несущей способности камеры.

Можно полагать, что значения ε_y^n , соответствующие положению рабочей точки *r* на участках *ab* и *ce* диаграммы, более достоверны, нежели значения, которые соответствуют положениям рабочей точки на участках *bc* и *em*. В случаях расположения рабочей точки

ся в работе [53]. Запас несущей способности камеры в зависимости от температурного режима стенок и давления газов в камере может лежать в пределах $n=1,5\div 2,5$.

Если запас несущей способности при данной толщине наружной стенки меньше указанных значений, следует задаться большим значением $(\delta_n/\delta_n)_p$ и построить новую диаграмму деформирования камеры. При положении расчетной точки, удовлетворяющем требуемому запасу несущей способности n , способом, показанным на рис. 13.7, определяется пара значений $(\epsilon_{ny})_p$ и $(\epsilon_y^n)_p$. По этим значениям в порядке, описанном выше, определяются компоненты деформаций и напряжений в стенках камеры.

Проведенный расчет на прочность двухстенных камер дает значения деформаций стенок без учета влияния сил давления жидкости, заключенной в зазоре между ними. При выводе основных расчетных соотношений предполагалось, что силы давления охлаждающей жидкости являются внутренними и не оказывают влияния на деформации. В действительности, при частом расположении продольных связей в двухстенной камере образуются прогибы стенок между связями. Наличие связей оказывает влияние на форму стенки в том случае, если связи являются нагруженными.

Величина местных прогибов в стенках камеры определяется, например, по методике, изложенной в работе [53].

Для определения нагрузки, действующей на связи, рассмотрим равновесие элемента наружной стенки с отброшенными связями (см. рис. 13.3) и замененными погонными нагрузками z . Действие n связей можно заменить условным давлением $p_{св}$:

$$p_{св} = -\frac{nz}{2\pi R},$$

где

$$z = \frac{2\pi}{n} (p_{ж}R - P_{ny}).$$

Если связь между стенками осуществляется при помощи точечной сварки [53], то усилие на каждую точку

$$P = p_{св}F_{\tau},$$

где F_{τ} — площадь поверхности оболочки, отнесенная к одной сварной точке.

Если точки равномерно распределены по поверхности оболочки S и их количество равно i , то

$$F_{\tau} = \frac{S}{i}.$$

При линейчатых связях типа сварного шва или припайки по реб-

рам можно определить усилие $q_{ш}$, приходящееся на единицу длины шва:

$$q_{ш} = p_{св} \frac{S}{L},$$

где L — суммарная длина швов на поверхности S .

Найденные усилия на связи сравниваются с разрушающими. Сравнение следует производить только в тех случаях, когда величина $p_{св}$ положительна. Если $p_{св}$ отрицательно, то это означает, что на данном режиме работы камеры стенки ее не отрываются друг от друга, а прижимаются. Это может происходить от того, что при сравнительно небольших силах давления газов имеет место значительное расширение внутренней стенки от нагрева. Отсюда, в частности, можно заключить, что одним из наиболее опасных режимов для прочности связей является опрессовка двигателя.

13.4. Колебания камер ЖРД

Как указывалось в гл. VI, в камерах ЖРД могут возникать низкочастотные и высокочастотные колебания газа. Эти колебания могут в ряде случаев приводить к возникновению вибраций камер ЖРД и в конечном счете — к поломке камеры. Для анализа причин вибрационного разрушения камер и разработки мероприятий для их устранения необходимо знание спектра частот собственных колебаний камеры и амплитуд переменных сил, возбуждающих колебания. В отдельных случаях вибрация камер может поддерживать внутрикамерную неустойчивость.

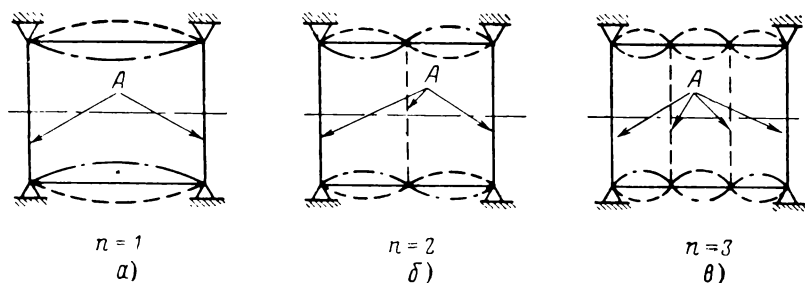


Рис. 13.8. Формы осесимметричных колебаний стенки цилиндрической камеры ЖРД:

a — первая; $б$ — вторая; $в$ — третья
 A — узловые окружности

Различают два вида основных собственных колебаний: осесимметричные и изгибные.

При осесимметричных колебаниях оболочка подвергается переменному сжатию и растяжению при сохранении правильной кольцевой формы ее поперечных сечений, т. е. с сохранением симметрии относительно продольной оси (рис. 13.8). При этом по дли-

не камеры, если считать оболочку жестко заделанной по краям, средняя поверхность стенки изгибается таким образом, что между заделками размещается n полуволн, где n — целое число. Точки, остающиеся в процессе колебаний неподвижными, располагаются по узловым окружностям A . Формы осесимметричных колебаний именуются по числу полуволн, соответственно: с одной полуволной по длине — первая осесимметричная форма, с двумя — вторая и т. д. Практически опасными могут являться резонансные колебания камер по первым трем формам осесимметричных колебаний.

Для определения частот осесимметричных собственных колебаний с n полуволн тонкостенных цилиндрических оболочек с длиной L , радиусом R и толщиной стенки δ можно пользоваться [9] формулой:

$$f_{oc}^2 = \frac{E\delta}{\mu R^2(1-m^2)}(1+k\lambda^4), \quad (13.14)$$

где

$$k = \frac{1}{12} \left(\frac{\delta}{R} \right)^2; \quad (13.15)$$

$$\lambda = \frac{\pi R n}{L}; \quad (13.16)$$

$$\mu = \frac{\gamma}{g} \delta. \quad (13.17)$$

С достаточной для практических целей точностью частоты осесимметричных колебаний двухстенной цилиндрической камеры ЖРД с часто расположенными связями могут вычисляться с учетом массы охлаждающей жидкости, заключенной в зазоре между стенками, по формулам (13.14) — (13.17) при условии замены входящих в них величин $E\delta$, δ и μ соответствующими приведенными значениями:

$$\delta_{пр} = \delta_n + \delta_b;$$

$$(E\delta)_{пр} = E_b \delta_b + E_n \delta_n;$$

$$\mu_{пр} = \frac{1}{g} (\gamma_b \delta_b + \gamma_n \delta_n + \gamma_{св} \delta_{св} + \gamma_{ж} h),$$

где $\delta_{св}$ — толщина материала связей, которая получается при равномерном их «размазывании» по одной из стенок камеры;

h — высота межстеночного канала для охлаждающей жидкости с учетом его загромождения связями;

E_b , E_n — модули упругости материала внутренней и наружной стенок при соответствующих их средних температурах;

γ_b , γ_n , $\gamma_{св}$, $\gamma_{ж}$ — плотности материала стенок, связей и охлаждающей жидкости.

Как видно из выражения (13.14), частота собственных осесимметричных колебаний не зависит от величины избыточного давления, действующего на стенки.

При изгибных колебаниях стенка в поперечном сечении теряет кольцевую форму. Она изгибается и колеблется около положения равновесия срединной поверхности, имея несколько (но не менее двух) пар неподвижных узлов колебаний (рис. 13.9). Точки, остающиеся в процессе колебаний неподвижными, образуют узловые линии, располагающиеся вдоль образующих камеры. Форма изгибных колебаний характеризуется числом волн q , укладывающихся по длине окружности поперечного сечения. Наименьшее число

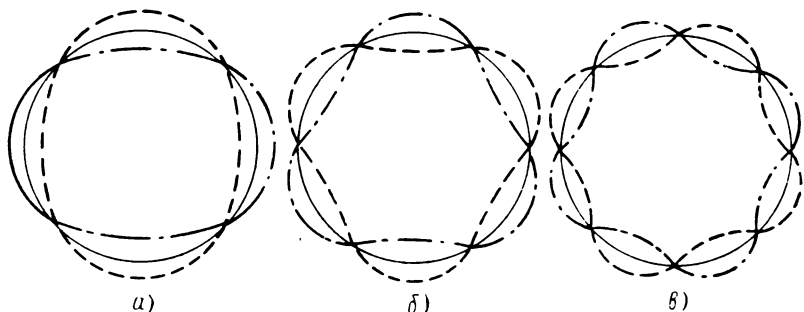


Рис. 13.9. Формы изгибных колебаний стенки камеры ЖРД:
а—с двумя волнами; б—с тремя волнами; в—с четырьмя волнами

волн $q_{\min}=2$. При изгибных колебаниях по длине камеры могут устанавливаться несколько полуволн. В практически важном диапазоне частот изгибных колебаний по длине оболочки устанавливается одна полуволна, т. е. $n=1$.

Частота изгибных колебаний зависит от избыточного давления $p_{\text{изб.}}$. С учетом избыточного давления частоту собственных изгибных колебаний любой из стенок камеры при отсутствии связей между стенками можно определить [9] по формуле

$$f_{\text{изг}}^2 = \frac{E\delta}{\mu R^2 (1 - m^2)} \frac{(1 - m^2)\lambda^4 + k(\lambda^2 + q^2) + \varphi(\lambda^2 + q^2)^2(q^2 - 1)}{\lambda^2 + q^2(1 + 2\lambda^2) + q^4}, \quad (13.18)$$

где

$$\varphi = \frac{p_{\text{изб}} R (1 - m^2)}{E\delta}. \quad (13.19)$$

Величины k и λ вычисляются соответственно по формулам (13.15) и (13.16).

Частота изгибных колебаний при данном избыточном давлении зависит от числа волн q . Для каждой камеры в зависимости от ее геометрических размеров при данном избыточном давлении существует такое число волн q , при котором частота собственных колебаний оказывается минимальной (рис. 13.10). Общий характер за-

висимости частот собственных изгибных колебаний от числа волн q частота сначала уменьшается, а затем увеличивается.

В формуле (13.19) внутреннее избыточное давление принимается положительным, наружное — отрицательным. При расчете наружной стенки внутреннее избыточное давление принимается равным давлению жидкости в зазоре между стенками. При расчете внутренней стенки $p_{изб} = p_{ж} - p_{г}$ и является отрицательным.

Увеличение внутреннего избыточного давления приводит к увеличению частот собственных изгибных колебаний. Наоборот, увеличение избыточного наружного давления вызывает их уменьшение. Зависимость частот собственных изгибных колебаний от внутреннего избы-

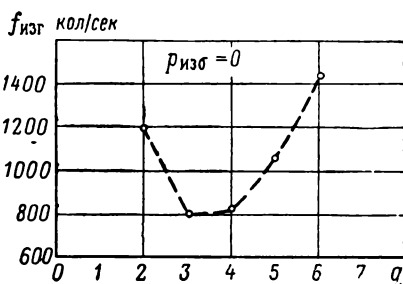


Рис. 13.10. Зависимость частоты собственных изгибных колебаний стенки камеры от формы колебаний

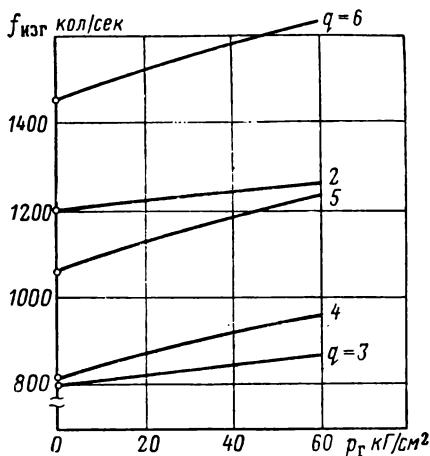


Рис. 13.11. Зависимость частоты собственных изгибных колебаний стенки камеры от величины избыточных давлений для различных форм колебаний

точного давления при различном числе волн q показана на рис. 13.11.

При некотором внешнем избыточном давлении $p_{изб.кр}$ частота собственных изгибных колебаний данной формы может стать равной нулю. Это означает, что при данном давлении оболочка теряет устойчивость с образованием соответствующего числа волн. Обычно минимальное значение $p_{изб.кр}$ соответствует тому числу волн q , при котором частота собственных колебаний минимальна.

Частота собственных изгибных колебаний двухстенной камеры с часто расположенными связями между стенками определяется [9] по формуле:

$$f_{изг}^2 = \frac{E_{в\delta_{в}} + E_{н\delta_{н}}}{\mu R^2} \frac{\lambda^4 + k_1(\lambda^2 + q^2)^4 + \varphi_1(\lambda^2 + q^2)^2(q^2 - 1) + \varphi_2\lambda^2(\lambda^2 + q^2)^2}{q^2 + (\lambda^2 + q^2)^2}, \quad (13.20)$$

где

$$\mu = \frac{1}{g} (\gamma_{\text{в}} \delta_{\text{в}} + \gamma_{\text{н}} \delta_{\text{н}} + \gamma_{\text{св}} \delta_{\text{св}} + \gamma_{\text{ж}} h);$$

$$k_1 = \frac{E_{\text{в}} J_{\text{в}} + E_{\text{н}} J_{\text{н}}}{(E_{\text{в}} \delta_{\text{в}} + E_{\text{н}} \delta_{\text{н}}) R^2};$$

$$\varphi_1 = \frac{P_{\text{в}y} + P_{\text{н}y}}{E_{\text{в}} \delta_{\text{в}} + E_{\text{н}} \delta_{\text{н}}}; \quad \varphi_2 = \frac{P_{\text{в}x} + P_{\text{н}x}}{E_{\text{в}} \delta_{\text{в}} + E_{\text{н}} \delta_{\text{н}}},$$

$J_{\text{в}}, J_{\text{н}}$ — моменты инерции внутренней и наружной стенок при единичной их длине относительно оси, проходящей через центр тяжести расчетного сечения параллельно оси камеры;

$P_{\text{в}y}, P_{\text{в}x}, P_{\text{н}y}, P_{\text{н}x}$ — окружные и осевые нагрузки внутренней и наружной стенок на расчетном режиме.

Как видно, частоты собственных изгибных колебаний в некоторой степени зависят от величины осевой силы. При увеличении напряжений растяжения частоты собственных колебаний увеличиваются.

Столб газа в камере ЖРД представляет собой упругую систему и имеет бесчисленное множество частот и форм собственных акустических колебаний — волн давления. Как указывалось в гл. VI, основными типами акустических колебаний являются продольные и поперечные. Последние, в свою очередь, подразделяются на радиальные и тангенциальные.

При акустических колебаниях газа по любой форме собственных колебаний в камере сгорания образуются узловые поверхности, на которых давление газа остается постоянным, и поверхности пучностей, на которых амплитуды переменного давления достигают максимума. В качестве примера на рис. 13.12 показаны эпюры давления при продольных колебаниях газа в камере сгорания с соплом, которою можно привести к некоторой эквивалентной трубе. Длина эквивалентной трубы $L_{\text{э}}$ принимается равной расстоянию от головки до сечения, площадь которого равна трем площадям критического сечения сопла. При низких формах колебаний — первой и второй — пучности давления возникают у головки камеры и сопла.

При действии переменного давления газов с амплитудой колебаний $\Delta p_{\text{г}}$ в стенках камеры возникают вынужденные колебания. Они будут осесимметричными, если переменное давление равномерно распределено по окружности поперечных сечений камеры. Такие условия создаются при низкочастотных колебаниях давления и при продольных или радиальных формах высокочастотных колебаний. При равенстве частоты возмущающего переменного давления одной из частот собственных колебаний камеры возникают резонансные колебания стенок. Очевидно, что наилучшие условия для возбуждения вынужденных колебаний создаются тогда,

когда наибольшая часть работы, совершаемой переменным давлением, пойдет на раскачку стенок. Для этого при вынужденных осесимметричных колебаниях эпюра давления по длине камеры должна повторять форму собственных колебаний, т. е. быть ей подобной.

Первая форма осесимметричных колебаний может возбуждаться при одновременном изменении давления по всему объему камеры. Однако при этом частота изменения давления низкая (порядка десятков герц), а собственная частота очень высокая (тысячи герц). Поэтому вынужденные колебания по этой форме происходят вдали от резонанса.

Частота первой формы собственных колебаний может совпадать, например, с частотой высокочастотных продольных колебаний газа по второй форме. Как видно из рис. 13.13, в средней части камеры амплитуды давления и перемещения находятся в одной фазе, а по концам камеры — в противофазе. Следовательно, на концах камеры колебания давления противодействуют колебаниям стенок. Таким образом, можно заключить, что для возникновения резонансных колебаний стенок камеры, когда амплитуды столь возрастут, что сделаются опасными для прочности стенок, помимо основного условия резонанса — совпадения частот собственных и вынужденных колебаний, не менее важным является подобие или близость по форме эпюры переменного давления эпюре прогибов стенки при ее собственных колебаниях по данной форме. Эти условия при продольных колебаниях газа, как было показано выше, обычно редко осуществимы.

Более благоприятны условия резонанса при вынужденных изгибных колебаниях стенок, возникающих от высокочастотных поперечных и тангенциальных форм колебания давления газов в камере сгорания, а также при параметрических и изгибных колебаниях. Параметрические колебания характеризуются тем, что внеш-

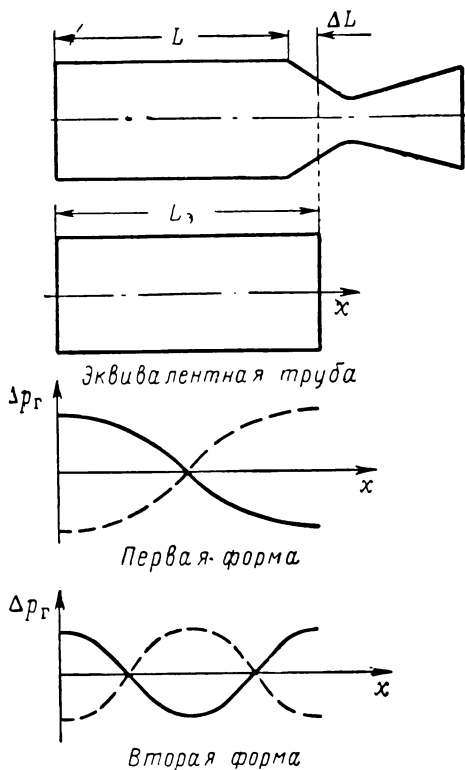


Рис. 13.12. Эквивалентная схема камеры сгорания ЖРД и формы продольных акустических колебаний газов

няя переменная сила совершает работу не на основных перемещениях массы, а на ее вторичных перемещениях, т. е. когда влияние внешней силы сводится к периодическому изменению упругих параметров системы.

Простейшей моделью параметрических колебаний может служить колебательная система в виде вертикальной натянутой нити с массой на середине (рис. 13.14). Если на нить действует переменная сила $T = T_0 + \Delta T \sin \Omega t$ и нить находится в равновесном вер-

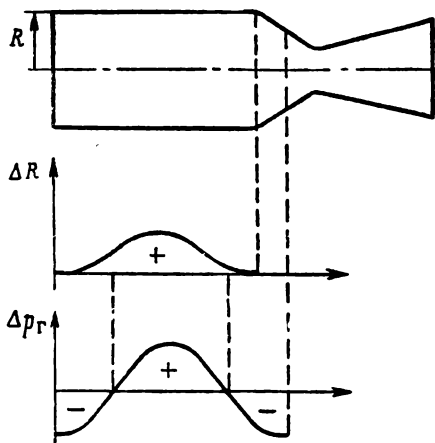


Рис. 13.13. Эпюры радиальной деформации стенки камеры и давления газов по длине камеры

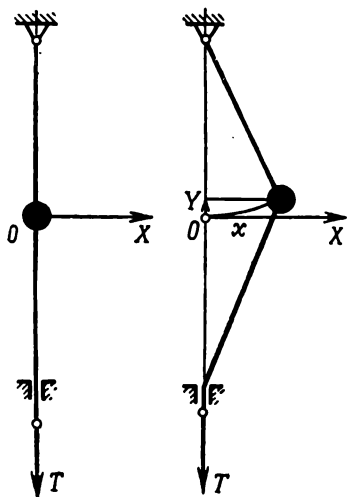


Рис. 13.14. Схема параметрических колебаний массы на вертикальной растянутой нити

тикальном положении, изменение натяжения нити не вызывает поперечных колебаний массы. Если же масса выведена из равновесия поперечной силой, то изменение натяжения нити приведет массу к положению равновесия, а затем, по инерции, к переходу через положение равновесия, т. е. к возникновению колебаний. Если натяжение нити будет увеличиваться при движении массы к положению равновесия и уменьшаться при удалении от положения равновесия, то амплитуды колебаний будут увеличиваться. Может наступать резонанс, который называется параметрическим.

Параметрические колебания имеют место и у камер сгорания ЖРД. Предположим, что в некоторый момент времени кольцевая форма поперечного сечения камеры под действием какого-нибудь возмущения превратилась в подобную эллиптической a (рис. 13.15). Если в момент искривления внутреннее давление достигло максимума, кольцо начинает распрямляться и, пройдя по инерции нейтральное положение, соответствующее форме окружности, снова

примет искривленную форму б. Если к этому моменту внутреннее давление снова достигнет максимума, явление повторится. Согласно поставленным условиям давление за полный период колебаний кольца дважды достигло максимума. Это соответствует максимальной передаче энергии давления в колебательную систему. Как и в случае параметрических колебаний нити, переменная сила — давление газов, совершает работу на вторичном перемещении системы, так как изгибающий момент от сил давления возникает, только когда поперечное сечение камеры отличается от круговой формы. Поэтому такой вид колебаний может быть отнесен к параметрическим, а резонанс, в случае его возникновения, является параметрическим резонансом.

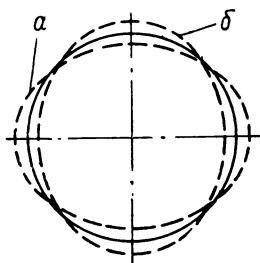


Рис. 13. 15. К пояснению возникновения параметрических колебаний оболочки

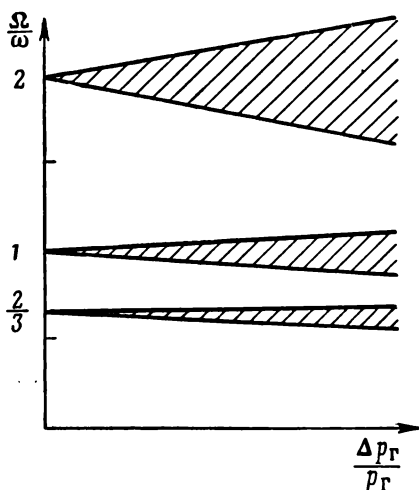


Рис. 13. 16. Области параметрического резонанса стенки камеры ЖРД

Исследования параметрического резонанса различных упругих систем, к числу которых по аналогии может быть отнесена и оболочка камеры сгорания, показывают, что существуют не отдельные резонансные состояния, а целые области параметрического резонанса [53]. Если обозначить ω и Ω частоты собственных колебаний и колебаний давления, Δp_r амплитуду колебаний давления газа, то можно построить диаграмму параметрического резонанса, подобную представленной на рис. 13. 16. На диаграмме заштрихованы три зоны параметрических колебаний. Наиболее опасной является зона, где $\Omega \approx 2\omega$. В двух других зонах амплитуды колебаний при наличии демпфирования невелики и не представляют практической опасности. Диаграмма показывает, что в оболочках камеры ЖРД возникает параметрический резонанс, если точка с координатами Ω/ω и $\Delta p_r/p_r$ попадает в одну из заштрихованных областей. Ввиду наличия областей резонанса вероятность его возникновения увеличивается. Дополнительным условием возникновения параметрического резонанса является, как было указано выше, на-

личие колебаний давления газов в камере сгорания типа радиальных или тангенциальных акустических колебаний, которые являются одними из наиболее характерных форм.

Борьба с опасными резонансными колебаниями оболочек камер сгорания ведется обычно конструктивными средствами. Они могут сводиться к мероприятиям, направленным на изменение либо частот собственных колебаний камер, либо частот акустических колебаний. Частоты акустических колебаний могут быть изменены при изменении геометрических размеров камеры или проведением специальных мер по уменьшению пульсаций газа.

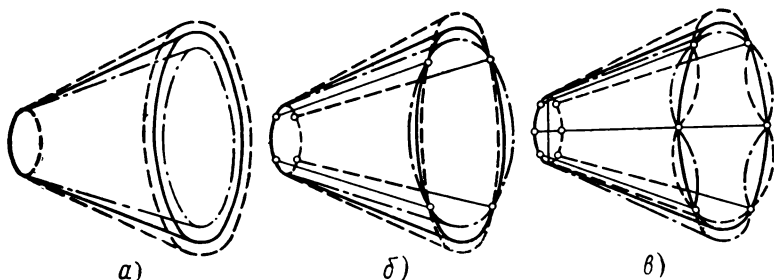


Рис. 13. 17. Формы собственных колебаний конических стенок сопла
ЖРД:

а—первая форма осесимметричных колебаний; б—первая (четырёхузловая);
в—вторая (шестиузловая) формы изгибных колебаний

Частоты собственных колебаний оболочек зависят от размеров камеры, толщины стенок и свойств материала. Наиболее вероятный путь изменения частот собственных колебаний — изменение толщины наружной стенки, поскольку это не связано с изменением условий охлаждения камеры с часто расположенными связями. В камерах с редко расположенными связями изменение частоты колебаний может быть в основном достигнуто путем изменения жесткостей и места расположения подкрепляющих элементов.

Вынужденные колебания или параметрические изгибные колебания могут иметь также стенки конических или профилированных сопел. Обычно узкая часть сопла обладает большой жесткостью и практически не деформируется. Поэтому можно считать, что в критическом сечении сопло защемлено или шарнирно оперто по кольцевому контуру. Наибольшие амплитуды имеют сопла у свободного конца. Узловые линии при изгибных колебаниях возникают вдоль образующих конуса (рис. 13. 17). В коническом сопле также могут возникать параметрические колебания.

ТУРБОНАСОСНЫЕ АГРЕГАТЫ ЖРД

В насосной системе подачи в качестве основного агрегата для создания давления используется ТНА. Для обеспечения бескавитационной работы центробежных насосов требуется предварительное повышение давления на входе в насос. Повышенное давление может быть создано наддувом баков, т. е. по существу созданием вытеснительной системы подачи топлива к ТНА, или подкачивающими струйными насосами. В качестве основных агрегатов насосной системы подачи могут быть использованы струйные насосы. В этом случае не исключается необходимость иметь вытеснительную систему подачи топлива к основным насосам.

В турбонасосных агрегатах ЖРД в основном находят применение осевые активные турбины и центробежные насосы. Конструкция ТНА двигателя с двухкомпонентным топливом показана на рис. 14.1. Основными узлами ТНА являются турбина *А*, насос горючего *Б* и насос окислителя *В*. Турбина имеет корпус, состоящий из двух половин *2* и *17*, рабочее колесо *4*, сопловые аппараты *15* и *16*, подводящий коллектор *3* и газосборник *1*. Узлы насосов состоят из корпусов *6* и *10*, в которых выполнены подводящие патрубки и диффузоры со сборными улитками, и крыльчаток *7* и *11*. Вал ротора ТНА лежит на опорах *5*. Для изоляции полостей турбины и насосов на валу устанавливаются уплотнения *8*, *9*, *13* и *14*.

ТНА дополнительно имеет редуктор, если числа оборотов насосов и турбины необходимо выбрать различными. Количество насосов ТНА может быть и более двух, если для питания турбины применяются не основные компоненты топлива или если требуются два и более насосов подачи каждого компонента для получения заданного расхода или напора. В качестве дополнительных устройств ТНА может иметь маслонасос для систем смазки подшипников и редуктора, насос для подачи рабочего тела в систему регулирования или управления летательным аппаратом, пороховой или электрический стартер для запуска, регулятор числа оборотов ТНА и т. д. Конструктивное совершенство ТНА и его компоновки, а также рациональное использование прочностных свойств материала оказывают существенное влияние на совершенство двигательной установки в целом.

14.1. Компоновочные схемы ТНА

Компоновочная схема ТНА в основном определяется схемой его ротора, к которому относятся все вращающиеся элементы ТНА: рабочие колеса турбин, крыльчатки насосов, валы и их соединительные узлы, приводы к агрегатам. ТНА выполняются чаще однороторными и реже двухроторными. Количество роторов определя-

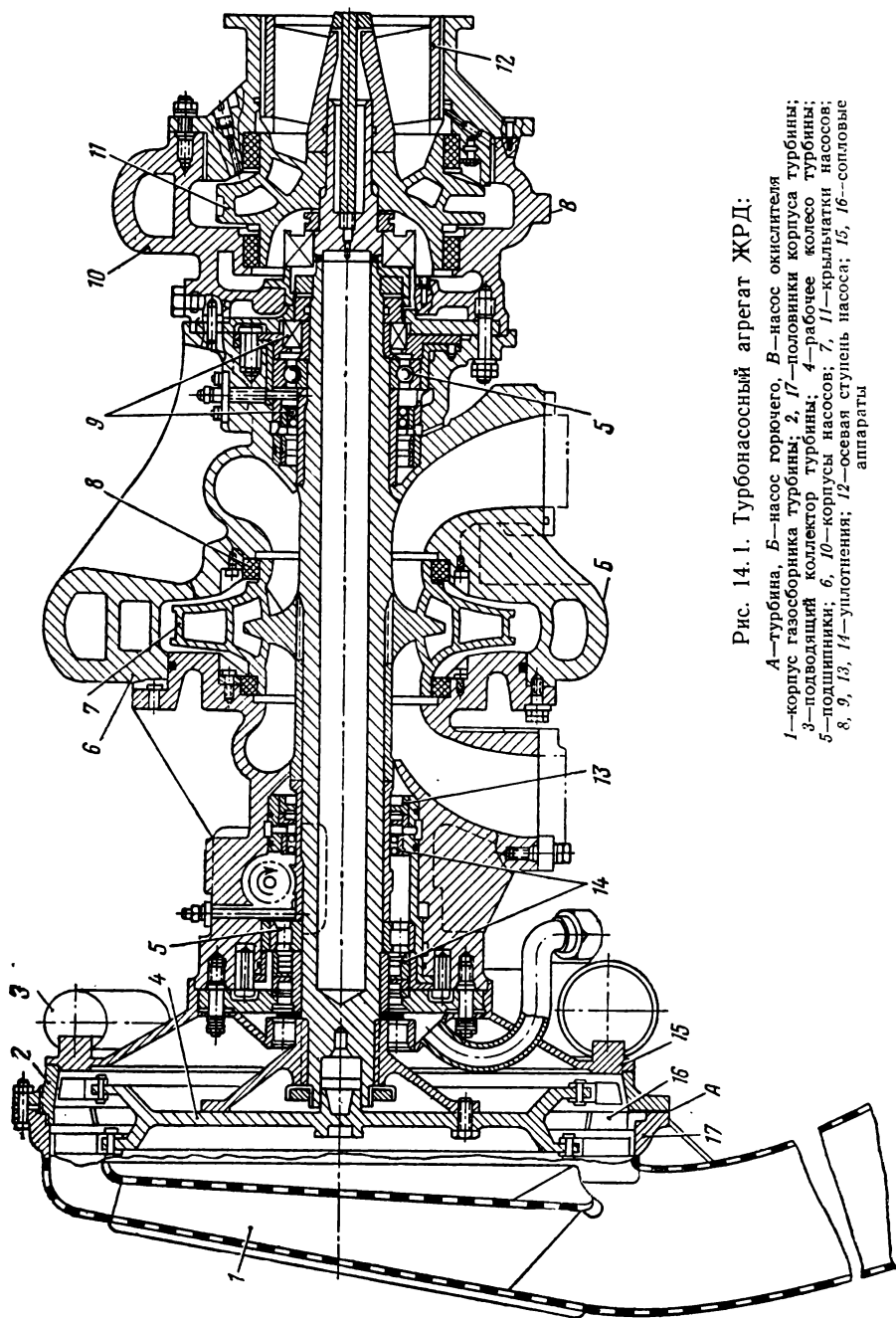


Рис. 14.1. Турбонасосный агрегат ЖРД:

А—турбина, Б—насос горючего, В—насос окислителя
 1—корпус газосборника турбины; 2, 17—половинки корпуса турбины;
 3—подводящий коллектор турбины; 4—рабочее колесо турбины;
 5—подшипники; 6, 10—корпусы насосов; 7, 11—крыльчатки насосов;
 8, 9, 13, 14—уплотнения; 12—осевая ступень насоса; 15, 16—сопловые
 аппараты

ется соответствующим количеством рабочих колес турбин, имеющих различные числа оборотов.

Каждый ротор может иметь один или несколько валов. В последнем случае валы соединяются через редуктор (в редукторном ТНА) или соединительными муфтами.

Наиболее просты по конструкции и легки в компоновке безредукторные однороторные ТНА. Они бывают чаще двух- и четырехопорными; реже имеют три опоры.

Двухопорные роторы применяются при относительно жестких валах, когда массы рабочего колеса турбины и насосов сравни-

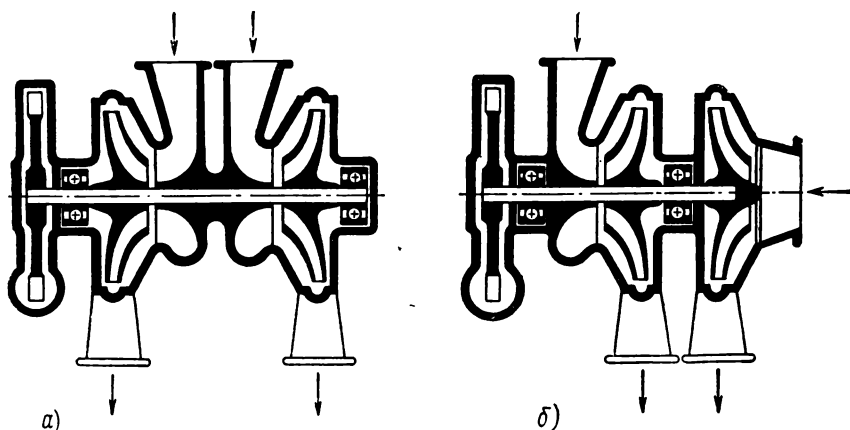


Рис. 14.2. Схемы ТНА с консольной турбиной:

а—насосы имеют входы внутрь, б—один насос имеет осевой вход

тельно невелики, а следовательно, малы и прогибы вала. Двухопорные роторы отличаются расположением турбины и входов в насосы. При двух насосах турбина может быть расположена между ними или на конце ротора.

ТНА с консольно расположенными относительно опор турбиной и одним из насосов компонентов показан на рис. 14.1. При такой компоновке облегчается подвод и, особенно, отвод горячих газов от ТНА. Особенно целесообразна такая схема, когда один из насосов имеет двухсторонний вход. Если оба насоса имеют односторонний вход, они могут располагаться либо входами внутрь, как на схеме, представленной на рис. 14.2, а, либо насос, расположенный на конце вала, выполняется с осевым входом (рис. 14.2, б). В первом случае осевые силы, действующие на ротор, легче уравновесить, а во втором — удобно применять насос с предварительной ступенью на входе.

При расположении турбины посередине ротора в большинстве случаев оба насоса ставятся входами внутрь (рис. 14.3, а) или входами наружу (рис. 14.3, б). При расположении насосов входа-

ми наружу сокращается длина вала и улучшаются условия подвода компонента к насосу и размещения на входе предварительных ступеней. Ротор может иметь только две опоры. Недостатком такой компоновки является необходимость расположения подшипников с задней стороны крыльчаток насосов, где обычно компоненты имеют повышенное давление. Если при этом подшипники смазываются не компонентами топлива, а смазкой, подаваемой из маслосистемы, или набивной консистентной смазкой, то организовать

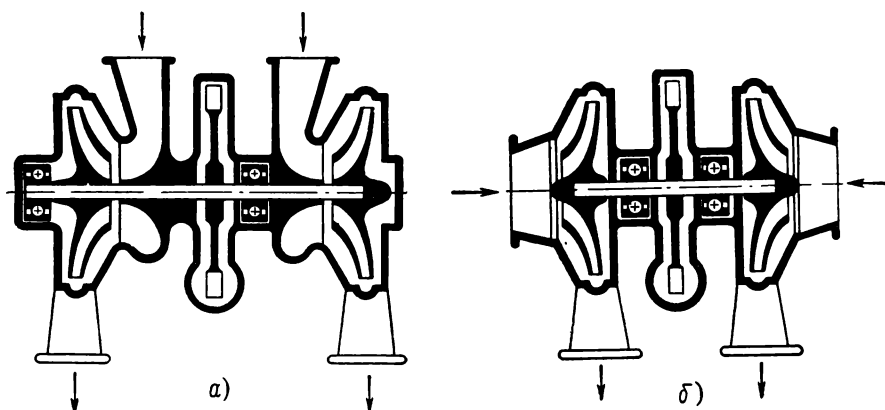


Рис. 14.3. Схемы ТНА с турбиной посередине ротора:
а—насосы имеют входы внутрь; б—насосы имеют входы наружу

надежное уплотнение трудно. В роторе, выполненном по схеме, показанной на рис. 14.3, а, один из подшипников располагается на стороне низкого давления.

Когда турбина располагается между насосами, полости компонентов разобщаются надежней и более рационально распределяется крутящий момент по валам агрегата.

Пример компоновки однороторного трехопорного ТНА с радиальной турбиной, расположенной на конце вала, показан на рис. 14.4. При такой схеме облегчаются условия отвода газов от турбины, в частности, для дожигания в камеру сгорания.

Конструкция четырехопорного однороторного ТНА представлена на рис. 14.5. Турбина ТНА расположена консольно на валу насоса горючего, лежащего на двух опорных подшипниках качения. Вал насоса окислителя, жидкого кислорода, также двухопорный, имеет подшипники скольжения. Каждый из насосов имеет свой отдельный корпус, связанный с корпусом турбины таким образом, чтобы исключить взаимное влияние температурных деформаций. При четырехопорном роторе в конструкцию включается муфта, обеспечивающая передачу крутящего момента с учетом возможной несоосности валов насосов.

Схема ТНА с приводом двух насосов от редуктора показана на рис. 14.6, а. Общими недостатками редукторных ТНА являются сложность конструкции и необходимость организации смазки и охлаждения редуктора.

Двухроторные ТНА могут иметь несколько вариантов относительного размещения насосов и опор. Они имеют преимущества в простоте конструкции перед редукторными ТНА, но уступают всем типам ТНА в простоте регулирования подачи топлива. Отсутствие жесткой связи между роторами требует постановки двух регуляторов скорости вращения ТНА, вместо единого регулирующего органа, задающего определенное число оборотов турбины одновальных и редукторных ТНА. Один из вариантов такой компоновки показан на рис. 14.6, б.

Выбор однороторной, безредукторной или редукторной, либо двухроторной схемы ТНА производится из условия возможности согласования характеристик насосов и турбин.

ТНА может иметь наименьшие габариты и вес, а также к. п. д. насосов и турбин при наибольшем, допустимом условиями прочности, числе *об/мин* его элементов. Однако для насосов в ряде случаев, в зависимости от свойств топлива, компоновки системы подачи и конструкции, максимальное допустимое число *об/мин* определяется условиями отсутствия кавитации на входе. Это число оборотов может быть определено [47] по формуле

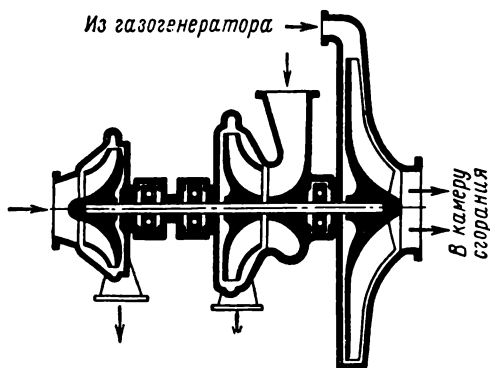


Рис. 14.4. Схема ТНА с радиальной турбиной

$$n_{\max} = \left(\frac{p_{\text{вх}} - p_s}{10\gamma} \right)^{3/4} \frac{c_{\text{кр}}}{\sqrt{Q}},$$

где $p_{\text{вх}}$ — давление компонента на входе в насос;

p_s — давление насыщенных паров данного компонента топлива;

γ — плотность компонента топлива;

Q — производительность насоса;

$c_{\text{кр}}$ — критический коэффициент кавитации, характеризующий конструкцию насоса.

У насосов, не имеющих специальных антикавитационных устройств, $c_{\text{кр}} = 800 \div 900$. При наличии антикавитационных устройств, описанных ниже, $c_{\text{кр}}$ может быть доведен до 2000—2200, а в случае

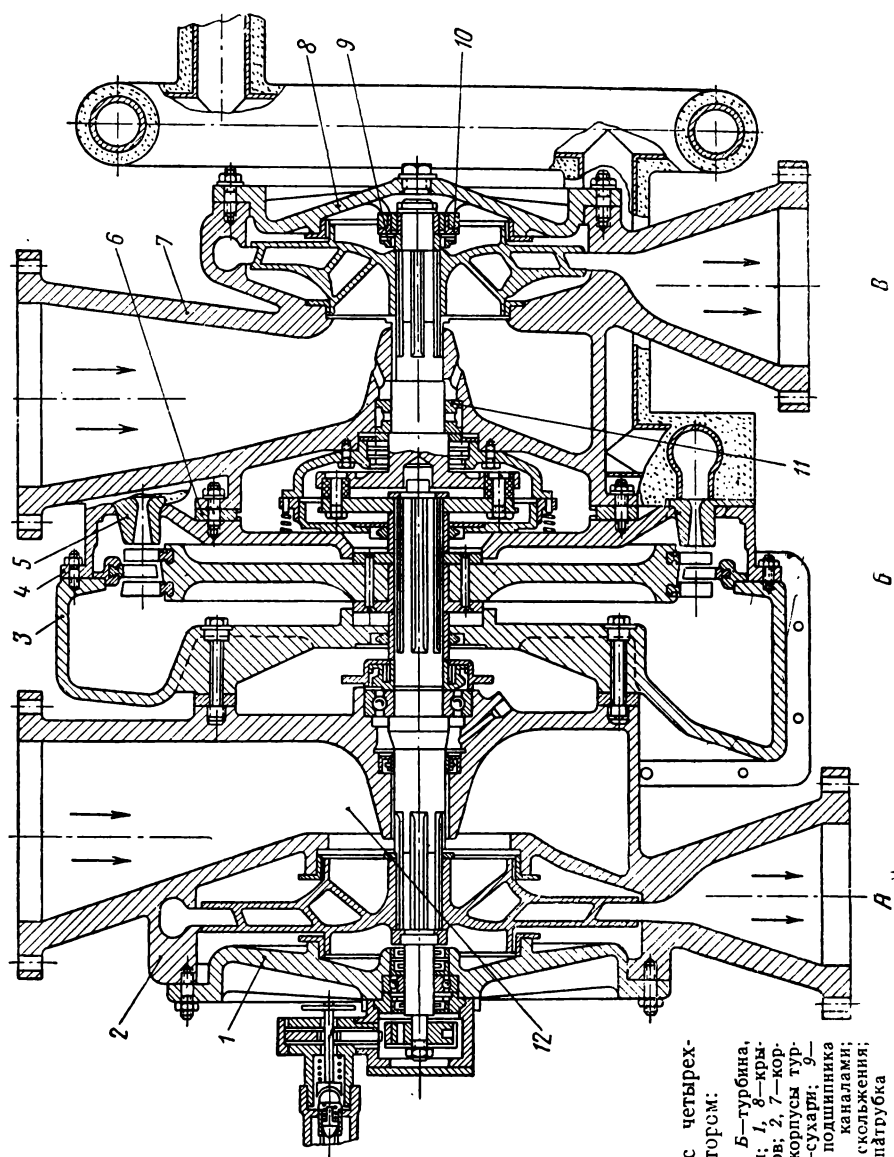


Рис. 14.5. ТНА с четырех-
опорным ротором:

А—насос горючего, Б—турбина,
В—насос окислителя; 1, 8—кры-
шки корпусов насосов; 2, 7—кор-
пусы насосов; 3, 4—корпусы тур-
бин; 5—сопла; 6—сузители; 9—
втулка упорного подшипника
с радиальными каналами;
10, 11—подшипники скольжения;
12—перегородка пазубка

постановки перед входом в крыльчатку осевого насоса — 3000—4000 и выше.

Очевидно, что величины $n_{\max}$ насосов компонентов в общем случае различны. Если они отличаются менее чем на 20—30%, то предпочтительно применить простейшую однороторную безредукторную схему с одинаковым числом оборотов насосов и турбины, равным минимальному из полученных для отдельных насосов значений $n_{\max}$.

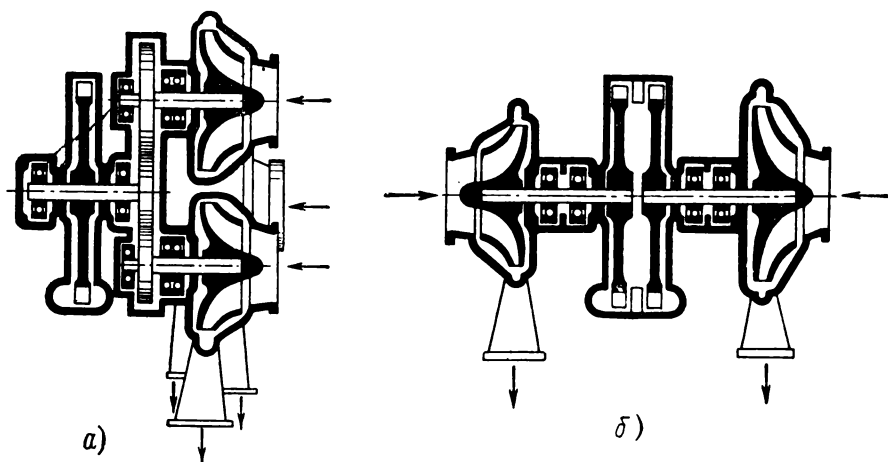


Рис. 14. 6. Схемы ТНА:

а—с приводом двух насосов через редуктор, б—двухвального

Выбор схемы проверяется газодинамическим расчетом турбины. Схема приемлема при достаточно высоком значении к. п. д., близком к минимальному расходу рабочего тела, и оптимальном соотношении радиальных габаритов турбины и насосов. Наиболее компактной и легкой является конструкция ТНА при отношении $R_{\text{ср}}/R_{\text{макс н}}=1,2\div 1,5$, где $R_{\text{ср}}$ — средний радиус турбины, $R_{\text{макс н}}$ — максимальный радиус наибольшего из насосов (обычно насоса горючего).

Если результаты расчета турбины не подтверждают целесообразности применения однороторной безредукторной схемы, проверяются редукторная схема с приводом одного или всех насосов от редуктора, двухроторная схема и, наконец, схема с отдельными ТНА для подачи каждого компонента. Критериями преимущества того или иного решения являются простота конструкции, минимальный вес ТНА и минимальный расход рабочего тела.

14.2. Конструкция центробежных насосов

Основными элементами центробежного насоса являются крыльчатка и корпус. В отдельных случаях перед крыльчаткой устанавли-

ливается предварительная ступень в виде шнека или осевого преднасоса. В конструкцию насоса входят также уплотнения крыльчатки.

Крыльчатки насосов выполняются закрытого типа и открытые. Закрытые крыльчатки имеют замкнутые с торцов межлопаточные каналы; у открытых — межлопаточные каналы с торцов открыты. Лопатки закрытых крыльчаток, как правило, загнуты против вращения [47]; у открытых крыльчаток лопатки располагаются по радиусу.

Крыльчатки открытого типа с радиальными лопатками

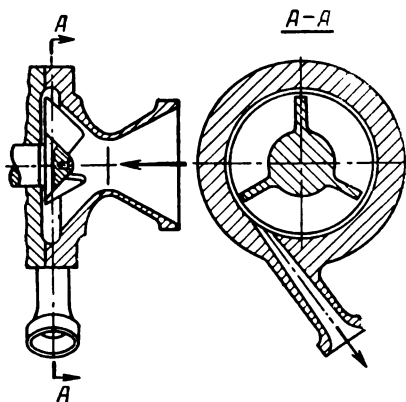


Рис. 14.7. Насос с крыльчаткой открытого типа

(рис. 14.7) весьма просты по конструкции, но к. п. д. их ниже, чем у крыльчаток закрытого типа. Выполняются они обычно стальными, так как перо лопатки, не подкрепленное с торца диском, значительно нагружено центробежными силами.

Закрытые крыльчатки могут выполняться литыми (см. рис. 14.1 и 14.5) или сборными (рис. 14.8). Литые крыльчатки, выполняемые из литейных алюминиевых сплавов, обычно массивные. Из условий технологии изготовления и прочности толщина стенок порядка 4—5 мм. Основное достоинство закрытых литых крыльчаток — простота изготовления.

Сборные закрытые крыльчатки обычно состоят из диска с лопатками 2 и отдельной крышки 4. Крыльчатка и крышка изготавливаются из алюминиевого сплава или из стали. Крышка может изготавливаться штамповкой, а диск с лопатками обычно требует механической обработки. Толщины стенок сборных крыльчаток могут быть значительно меньшими, чем у литых крыльчаток, и в отдельных выполненных конструкциях составляют 2,5—3 мм. Толщина стенок диска определяется расчетом на прочность насоса.

Крепление крышки к лопаткам производится пайкой (рис. 14.8, а) или с помощью клепки (рис. 14.8, б), или зачеканкой выступов, выполненных на лопатках крыльчатки и входящих в просечки крышки (рис. 14.8, в). Паяные конструкции прочней, чем клепанные. Припайка производится по всей поверхности кромок лопаток, обращенных к крышке, на твердых припоях.

Заклепочное соединение может применяться при достаточной толщине лопаток. При тонких лопатках может применяться зачеканка. Зачеканка технологически более сложна, так как требуется точное выполнение просечек на крышке.

В ТНА, показанном на рис. 14.9, применена комбинированная конструкция крыльчаток: периферийная часть крышки крыльчаток выполнена зацело с лопатками и диском, а кольца 2 и 5 отъемные.

Обеспечить благоприятные условия течения жидкости в канале можно, как показала практика, применяя крыльчатки с уширением на входе, что достигается либо таким профилированием входа, как на рис. 14.10, а, либо искривлением задней стенки, как на рис. 14.10, б. В этих случаях повышается давление на входе в крыльчатку, что препятствует кавитации.

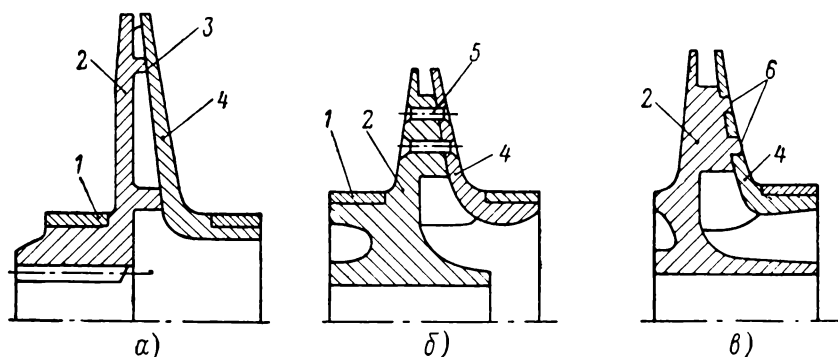


Рис. 14.8. Сборные крыльчатки насосов ТНА:

а—с паяной крышкой; б—с соединением крышки заклепками; в—с соединением крышки зачеканкой выступов на лопастях крыльчатки; 1—кольцо щелевого уплотнения; 2—крыльчатка с лопатками; 3—место припайки; 4—крышка; 5—заклепки; 6—зачеканиваемые выступы

Для улучшения кавитационных свойств насоса путем повышения давления на входе перед центробежными насосами устанавливаются шнеки (см. рис. 14.9) или осевые насосы (см. рис. 14.1). Шнеки выполняются чаще всего двухзаходными с двумя-четырьмя витками, имеющими угол подъема $3-7^\circ$. Наружный диаметр шнека обычно определяется диаметром входа в крыльчатку, а внутренний — конструктивными соображениями. Чем меньше внутренний диаметр шнека, тем выше антикавитационные свойства насоса. Осевой насос имеет 4—6 лопастей. Если требуют условия прочности, лопасти осевого насоса бандажируются. Производительность осевой ступени обычно в 1,5—3 раза больше потребной производительности крыльчатки центробежного насоса.

На закрытую крыльчатку действуют силы давления жидкости, заключенной в зазоре между крыльчаткой и корпусом. Для уменьшения осевой силы, возникающей от разности давлений жидкости, и уменьшения перетекания топлива со стороны нагнетания в сторону входа на закрытых крыльчатках ставятся уплотнения. Если уплотнения с передней и задней стороны крыльчатки поставить на одинаковом радиусе, а полость на задней стороне крыльчатки

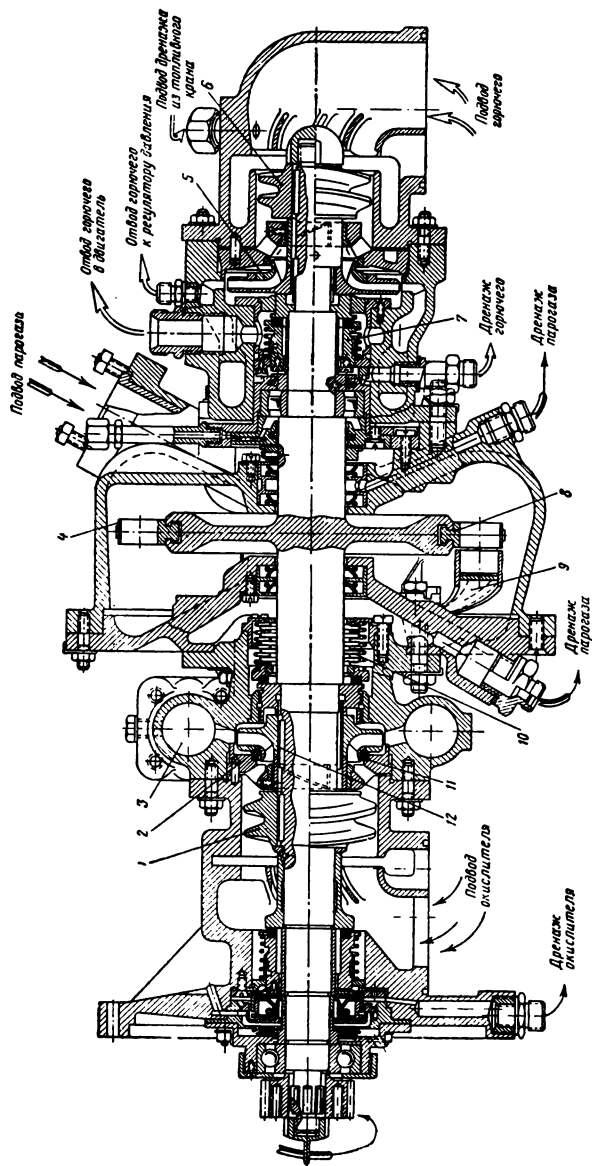


Рис. 14.9. Схема ТНА с комбинированной конструкцией крыльчаток.

1, 6—шнеки; 2, 5—отъемные кольца крышек крыльчаток насосов; 3—улиточный сборник окислителя; 4—бандаж лопаток турбины; 7, 10—торцовые уплотнения; 8—лопатка турбины; 9—газосборник турбины; 11—шелевое уплотнение; 12—шпонка

сообщить с полостью на входе в насос, то осевая сила, действующая на крыльчатку, практически будет равна нулю.

Уплотнения могут быть контактными (см. рис. 14.1) или бесконтактными — щелевыми и лабиринтными (рис. 14.11). Бесконтактные уплотнения представляют собой узкие кольцевые щели между цилиндрическими поясами на диске и крышке крыльчатки

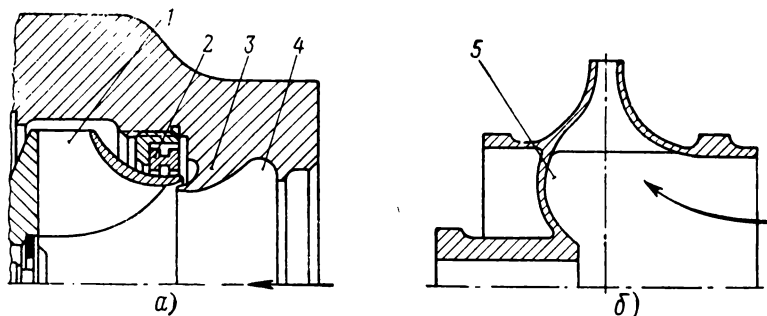


Рис. 14.10. Крыльчатки насосов ТНА с уширением входного канала:

а—профилированием входного канала; б—искривлением задней стенки; 1—крыльчатка насоса; 2—плавающее кольцо лабиринтного уплотнения; 3—дефлектор; 4—профилированное расширение на входе; 5—задняя стенка

и уплотнительными кольцами, жестко закрепленными в корпусе насоса (см. рис. 14.5). Комбинацией бесконтактного и лабиринтного уплотнения являются свободноплавающие кольца (см. рис. 14.10). Силами давления жидкости кольцо прижимается торцом к корпусу, а утечки через кольцевую щель уменьшаются за счет лабиринтных канавок упрощенного, прямоугольного, профиля.

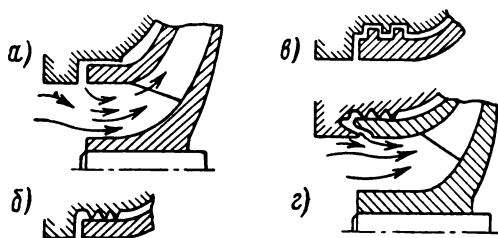


Рис. 14.11. Типы уплотнений крыльчаток:

а—щелевое; б—лабиринтное с гребешками; в—лабиринтное с прямоугольными зубцами; г—лабиринтное с козырьком

Контактные уплотнения выполняются из мягких материалов, обладающих хорошими антифрикционными свойствами, например, из тефлона. При контактных уплотнениях утечки топлива из полости повышенного давления минимальны. К недостаткам контактных

уплотнений относятся трудность подбора соответствующего материала уплотнительных колец при использовании агрессивных компонентов топлива и малый их ресурс. Для облегчения условий работы уплотнений на задней стороне крыльчатки иногда выполняются радиальные невысокие лопатки, препятствующие движению жидкости в зазоре со стороны нагнетания к уплотнению.

Крутящий момент с вала на крыльчатки центробежных насосов или предварительных ступеней передается через шпонки или шлицы. Шпоночные соединения (см. рис. 14.9) применяются при относительно небольших крутящих моментах. При шпоночном соединении крыльчатка центрируется на валу. В мощных ТНА используются шлицевые соединения с прямоугольными или эвольвентными шлицами (см. рис. 14.1 и 14.5). Для обеспечения надежного центрирования может применяться плотная посадка крыльчатки на центрирующий поясok вала (см. на рис. 14.1 центрирование двухсторонней крыльчатки). В отдельных случаях, когда крыльчатки стальные и когда это допускается условиями сборки, крыльчатки могут привариваться к валу или выполняются зацело с ним.

Конструкция корпусов насосов зависит от материала и способа изготовления. Корпусы можно разделить на литые, сварные и изготовленные путем механической обработки из цельной заготовки. Когда это допускается условиями прочности, корпуса изготавливаются литыми из алюминиевых сплавов. В подобных случаях корпус насоса состоит обычно из двух частей: корпуса сборника (улитка), изготавливаемого зацело с одной из стенок, и отъемной крышки, которая в случае односторонней крыльчатки располагается со стороны входа в насос, если вход внешний (см. рис. 14.1, насос В, и рис. 14.9), и со стороны задней стенки крыльчатки, если вход расположен внутри (см. рис. 14.5).

Крышка и корпус сборника соединяются с помощью шпилек или винтов. Для обеспечения надежного уплотнения в стыке ставятся прокладки.

При больших давлениях топлива и значительных радиальных размерах крыльчаток применяются стальные корпуса, получаемые из отливок или штамповок. Большие осевые силы, действующие на отъемную крышку, в ряде случаев требуют постановки большого количества болтов и значительного утолщения стенок в местах их постановки. Сварное соединение позволяет уменьшить толщину стенок фланцев. Сварка производится встык или по отбортовке (рис. 14.12). Недостатком сварных корпусов является сложность работы при доводке или ремонте агрегата.

Форма входной части корпуса насоса зависит в основном от выбранной схемы компоновки ТНА, т. е. от расположения входов во внутрь или наружу (см., например, рис. 14.3, а и 14.3, в). В первом случае применяются корпуса с радиально расположенным входным патрубком, во втором — с осевым или осевым с коленом обычно под углом 90° .

При радиальном расположении патрубка в конструкции корпуса должно быть обеспечено равномерное заполнение входа в крыльчатку. С этой целью во входном радиальном патрубке (см. рис. 14.5) ставится перегородка 12, лежащая в плоскости симметрии патрубка, которая разделяет поток надвое, а патрубок переходит в кольцевую камеру, где поток выравнивается по окружности. Аналогичным образом выполняется и вход в двухстороннюю крыльчатку.

Для предотвращения перерезания потока, подходящего к крыльчатке, жидкостью, поступающей во всасывающий патрубок из уплотнения, на корпусе выполняется кольцевой дефлектор 3 (см. рис. 14.10, а), направляющий ее непосредственно на крыльчатку.

Если по условиям компоновки на входе в крыльчатку, расположенную на конце вала, устанавливаются патрубки с коленом (см. рис. 14.9), то для равномерного заполнения входного сечения крыльчатки в патрубке могут выполняться направляющие лопатки.

В корпусах насосов выполняются также гнезда для посадки подшипников и размещения уплотнения вала, как это показано на рис. 14.1; 14.5 и 14.9.

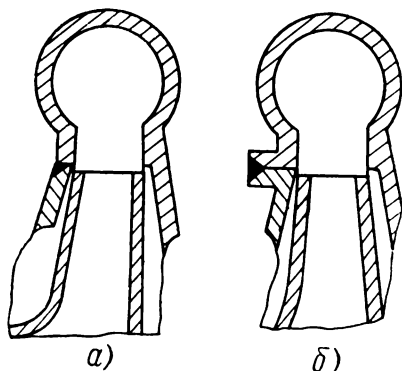


Рис. 14.12. Корпусы насосов:
а—со сваркой встык; б—со сваркой по отбортовке

14.3. Конструкция турбин ТНА

Турбина в общем случае состоит из рабочих колес, сопловых аппаратов, корпуса и выхлопного патрубка для отвода отработавшего рабочего тела.

В ТНА применяются в основном активные газовые турбины, в которых газ расширяется только в сопловом аппарате и давления до рабочего колеса и после него одинаковы. Применение активных турбин объясняется помимо соображений простоты конструкции следующим. Условиями прочности и компоновки ТНА величины окружных скоростей U лопаток турбин ограничиваются 250—300 м/сек. Скорости истечения рабочего тела из сопловых аппаратов c_1 современных турбин порядка 1000 м/сек и более. Совокупность значений U и c_1 определяет такие значения параметра U/c_1 , при которых максимальный к. п. д. может быть получен именно в активных турбинах [47]. Кроме того, турбины, как правило, получают парциальными, т. е. с неполным подводом газа по всей окружности лопаточного венца, так как при относительно малых

расходах рабочего тела потребная площадь соплового аппарата на выходе значительно меньше площади, ометаемой лопатками рабочего колеса. При парциальном подводе выгодны активные турбины, поскольку невелики потери на перетекание газа в необтекаемых потоком каналах с одинаковыми давлениями по обоим сторонам.

Турбины выполняются одно- и двухступенчатыми, т. е. с одним или двумя рядами рабочих лопаток. В двухступенчатой турбине между первым и вторым рядом рабочих лопаток может устанавливаться сопловой аппарат (турбина со ступенями давления) или спрямляющий аппарат (турбина со ступенями скорости). В двухроторной схеме со ступенями скорости при вращении роторов в противоположные стороны спрямляющий аппарат не ставится.

Рабочее колесо состоит из диска с одним или двумя рядами рабочих лопаток. В свою очередь диск имеет профильную часть и утолщенный обод, на котором крепятся лопатки. При двух рядах рабочих лопаток, т. е. при двухвенечной конструкции (см. рис. 14.1 и 14.5) обод получается широким. При большой окружной скорости по условиям прочности такая конструкция может быть неприменима. В подобных случаях переходят к двухдисковым конструкциям.

Когда диск имеет центральное отверстие для вала, то у отверстия размещается утолщенная ступица, плавно переходящая в профильную часть (см. рис. 14.5). В центральной части диска могут размещаться и бурты для крепления вала или для центрирования на валу, как в конструкции, показанной на рис. 14.1.

Лопатки турбин выполняются отдельно или зацело с диском. В последнем случае они фрезеруются с последующей электроискровой обработкой межлопаточных каналов. Фрезерованием невозможно получить оптимальные профили как собственно лопаток, так и межлопаточных каналов, что приводит к дополнительным потерям в турбине; вследствие этого, как правило, лопатки выполняются отдельно.

Лопатка состоит из профильной части — пера, и ножки (рис. 14.13). Ножка служит для крепления лопатки к ободу диска. В тех случаях, когда применяется замковое крепление к диску, на ножке выполняется замок. Иногда лопатки выполняются зацело с полками 3, образующими бандаж.

Лопатки турбины ТНА в целях упрощения изготовления имеют постоянный профиль по высоте. Перо лопатки имеет корытце и спинку. Корытце выполняется цилиндрическим с некоторым радиусом r_2 (рис. 14.13, б). При симметричном профиле, который применяется в большинстве случаев, спинка в средней части профиля также цилиндрическая с радиусом r_1 , сопрягается с двумя прямолинейными участками, идущими до передней и задней кромок. Углы между прямолинейными участками и торцовыми плоскостями лопаточного венца $\beta_{1к}$ и $\beta_{2к}$ одинаковы.

Ширина b лопатки выбирается по соображениям прочности.

В выполненных конструкциях она лежит в пределах 15—20 мм и более. Толщина кромок лопаток $\delta = 1,0 \div 2,0$ мм. Длины рабочей лопатки по передней и задней кромкам l_1 и l_2 могут быть одинаковыми, а чаще они различны. В таком случае угол конусности γ принимают равным $6-10^\circ$. Если лопатка имеет постоянную высоту, то тогда длина передней кромки выбирается большей, чем высота сопла l_c . При этом следует учесть, что если высота рабочих лопаток значительно больше, чем сопловых, это может привести к об-

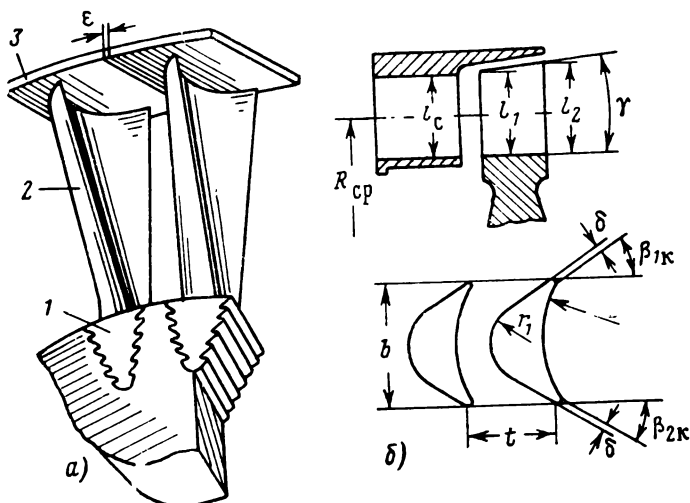


Рис. 14.13. Лопатки турбины ТНА (а) и схема к определению размеров лопаток (б):

1—ножка; 2—перо; 3—полка

разованию застойных зон в канале, подсосу к ним газа, вихреобразованию и, следовательно, увеличению потерь. Большая разница в высотах по передней и задней кромкам может привести к отрыву потока и также нежелательна. Обычно принимается отношение l_2/l_1 в пределах 1,2—1,5.

Лопатки на диске устанавливаются с шагом t , выбираемым из условия $t/b = 0,5-0,7$.

Лопатки крепятся к диску беззамковым или замковым соединением. Беззамковое соединение производится с помощью сварки или пайки (рис. 14.14, а). Сварное или паяное соединение конструктивно является наиболее простым. К качеству шва предъявляются очень высокие требования. Шов контролируется рентгеновским просвечиванием; наружная поверхность шва шлифуется.

Замковое соединение обеспечивает передачу крутящего момента и фиксирует лопатку при действии на нее осевых сил, центробежных сил и изгибающих моментов. Замки бывают елочные, штиф-

товые, Т-образные, цилиндрические и с треугольными выступами на ножке.

Елочные замки (рис. 14. 14, б) конструктивно и технологически наиболее сложны и могут применяться лишь в ТНА двигателей большой тяги. Они надежно работают в условиях возникновения в зубьях пластических деформаций.

Наиболее распространено крепление Т-образными замками, устанавливаемыми в кольцевые пазы обода диска. Лопатки последовательно вводятся в паз через предназначенный для этого вы-

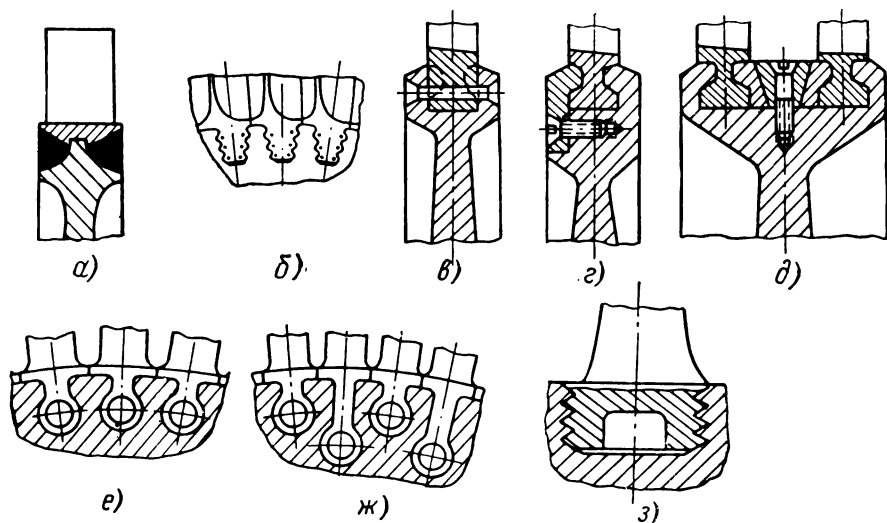


Рис. 14. 14. Типы соединений лопаток с дисками турбины:

а—беззамковое соединение приваркой; б—елочный замок; в, г, д—Т-образные замки; е, ж—цилиндрические замки; з—замок с треугольными выступами

рез. Последняя лопатка выполняется без Т-образного замка и приклепывается (рис. 14. 14, в), а в случае одинакового с остальными лопатками замка может крепиться боковой вставкой, закрывающей вырез (рис. 14. 14, г), или фиксироваться клиновидным сухарем (рис. 14. 14, д). Соединения с Т-образным замком просты и технологичны, но прочность замковой части лопатки и боковой части обода диска недостаточна.

Штифтовые двухшковые замки (см. рис. 14. 1) позволяют значительно уменьшить вес обода турбины. Штифты вставляются в отверстия, совместно просверленные и развернутые в ножке лопатки и ободу диска, а затем расклепываются. Для уменьшения веса штифты могут выполняться пустотелыми.

Цилиндрические замки в турбинах ЖРД (рис. 14. 14, е) по условиям размещения чаще выполняются с шахматным расположением пазов (рис. 14. 14, ж). Недостаток цилиндрических замков — малая прочность перемычки между пазами в ободу диска.

Замки с треугольными выступами, монтирующиеся в кольцевые пазы обода (рис. 14.14, з), мало отличаются по условиям монтажа и работы от Т-образных замков, хотя и обладают большей прочностью, но применяются редко.

Бандажированные лопатки (см. рис. 14.13, а) изготавливаются одиночными или секциями, иногда включающими до 20 лопаток. Окружной зазор Δ между торцами бандажей отдельных секций составляет 0,5—1 мм. При индивидуальных бандажированных лопатках зазор принимается порядка 0,1—0,2 мм. Отъемные бандажи изготавливаются в виде колец или лент, надеваемых на лопаточный венец (см. рис. 14.9); для компенсации температурных деформаций на таком бандаже делаются прорези.

Лопатки изготавливаются фрезерованием или литыми. Литые лопатки иногда могут быть сдвоенными и строенными (рис. 14.15), причем группа лопаток имеет один хвостовик с замком. Для облегчения литые лопатки выполняются пустотелыми.

Лопатки и диски турбин, работающие при температуре газа 350—450° С, изготавливаются из алюминиевых сплавов. При более высокой температуре газа применяются стали, а при агрессивном рабочем теле — нержавеющие стали.

Стальные диски турбин в некоторых случаях могут выполняться зацело с валом (см. рис. 14.9) или привариваться к валу. В большинстве случаев крепления диска с валом разъемное — на шлицах, болтах или на радиальных штифтах. При диске из алюминиевого сплава для увеличения прочности шлицевого соединения применяется посадка диска на промежуточные стальные втулки со шлицами (см. рис. 14.5). Втулки с диском соединены заклепками. При стальном диске возможно непосредственное шлицевое соединение диска с валом. Наиболее простым и дешевым является болтовое соединение диска с фланцем вала либо с промежуточным конусообразным диском, в свою очередь, соединенным с валом шлицами (см. рис. 14.1). Применение болтового соединения несколько утяжеляет конструкцию по сравнению с соединением на шлицах. Одним из наиболее легких и простых соединений является крепление диска к валу при помощи радиальных штифтов как при сплошном вале (рис. 14.16, а), так и при разрезном. Типы соединений на фланцах и на торцовых шлицах показаны на рис. 14.16, б и в.

Сопловые аппараты наиболее часто выполняются с коническими каналами (рис. 14.17, а) полностью осесимметричными или с деформированным выходным сечением. Наиболее просты в изготов-

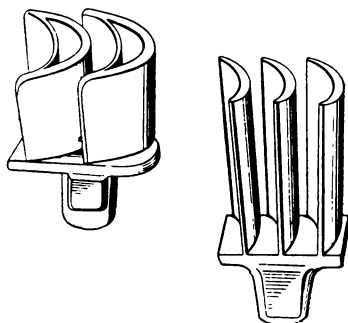


Рис. 14.15. Литые лопатки

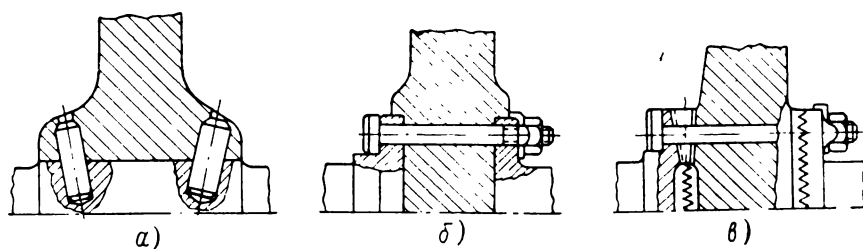


Рис. 14.16. Типы соединений дисков турбин с валами:
а—штифтовое; *б*—фланцевое; *в*—на торцовых шлицах

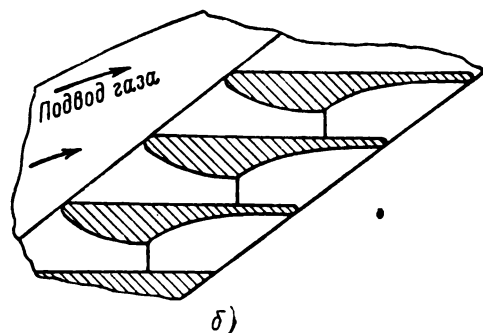
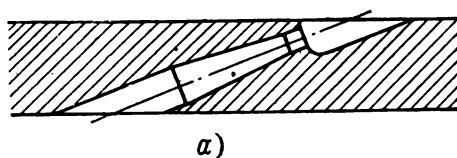


Рис. 14.17. Профили сопел сопловых аппаратов:
а—с коническим соплом; *б*—с сопловой решеткой

лении осесимметричные сопла, но при них трудно согласовать размеры выходного сечения с размерами рабочих лопаток. Для устранения этого недостатка применяют сопла, в которых от круглой формы критического сечения выходная часть переходит в овальную или близкую к кольцевому сектору.

Конструктивно конические сопла могут выполняться в виде отдельных сопловых блоков (см. рис. 14.5) или непосредственно в корпусе турбины. При отдельных сопловых блоках конструкция корпуса турбины проще. Блоки сопловых аппаратов ставятся в окна корпуса и могут крепиться к нему сваркой или на болтах. При работе турбины на парогазе для уменьшения тепловых потерь сопловые блоки могут заключаться в кожухи, заполненные стекляннй ватой (см. рис. 14.5). Сопла могут выполняться как непосредственно в сопловом блоке, так и отдельно от него; в последнем случае сопло может впрессовываться. Сопла и сопловые блоки в зависимости от ресурса ТНА и температуры рабочего тела могут изготавливаться из углеродистой, жаропрочной или нержавеющей стали или из чугуна.

В турбинах с большой парциальностью наиболее целесообразной конструкцией соплового аппарата является сопловая решетка, составленная из лопаток, образующих каналы заданной конфигурации (рис. 14.17, б). Лопатки для подобных решеток могут изготавливаться литьем или фрезерованием и объединяться также в блоки. Для простоты изготовления одна из стенок лопатки выполняется плоской.

В парциальной турбине расположение сопел оказывает значительное влияние на потери. Наименьшие потери имеют турбины, у которых сопла сгруппированы в одном месте. Если сопло или группы сопел расположены по окружности в двух диаметральных секторах, то к. п. д. турбины снижается на 4—6%. Если сопла помещены в трех равномерно расположенных по окружности секторах, то к. п. д. может понизиться на 7—9%, а если в четырех местах, то на 10—12% и т. д. Из этих соображений целесообразно группировать сопла в одном секторе, однако при этом увеличиваются, как будет показано ниже, вибронапряжения в лопатках. Для понижения уровня вибронапряжений прибегают к увеличению осевого зазора между сопловым аппаратом и решеткой рабочих лопаток, что сопровождается незначительным понижением к. п. д. турбины. В выполненных ТНА осевой зазор составляет 1,5—4,0 мм и более. Окончательно количество секторов сопловых аппаратов и их расположение выбираются как компромиссное решение, учитывающее гидравлическое совершенство турбины и вибропрочность лопаток. Применяются турбины и с равномерным расположением сопел по окружности.

В двухступенчатых активных турбинах промежуточный сопловой аппарат представляет собой решетку, составленную из лопаток, имеющих профиль, подобный профилю рабочих лопаток. При парциальном подводе рабочего тела промежуточный аппарат ста-

вита за решеткой рабочих лопаток турбины I ступени против выходных отверстий сопел (рис. 14.18, а). В таких случаях сопловые лопатки могут выполняться группами и крепиться к сегментному кольцу замками, в основном Т-образными. Для уменьшения потерь применяются лопатки с внутренним бандажом. Сегментные кольца крепятся к корпусу турбины на болтах или сваркой.

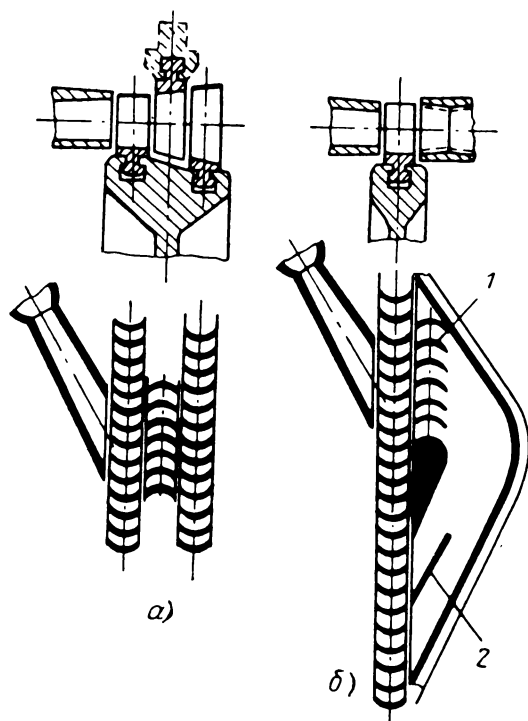


Рис. 14.18. Промежуточные сопловые аппараты:

а—парциальный с креплением к сегментному кольцу;
 б—поворотный газосборник;
 1—направляющие лопатки; 2—перегородка

В частном случае, двухступенчатая турбина может иметь один лопаточный венец. Тогда поворот потока производится в поворотном газосборнике, схема которого показана на рис. 14.18, б с помощью направляющих лопаток 1 и продольной перегородки 2.

Корпусы турбин применяются литые, сварные и изготовленные путем механической обработки из цельной заготовки. Корпусы турбин, работающих на парогазе, часто отливаются из алюминиевого сплава, а работающих на газах с высокой начальной температурой, — из нержавеющей или углеродистой стали с последующим хромоалитированием или цинкованием. Простыми в изготовлении, дешевыми и легкими являются сварные корпуса (см. рис. 14.1).

Наиболее легкими являются конструкции, в которых используется листовой материал с соответствующим усилением стенок ребрами жесткости.

В ТНА, показанном на рис. 14. 5, применено подвижное соединение корпусов турбины и насосов, осуществляемое с помощью сухарей. Это соединение допускает взаимное смещение корпусов в радиальном направлении из-за температурных деформаций при сохранении соосности турбины и насосов. Это вызвано в данной конструкции тем, что в качестве компонента топлива применен жидкий кислород и имеется большая разность температур корпусов насоса и турбины.

В тех случаях, когда это возможно, предпочтительнее жесткое соединение корпусов на болтах или на сварке. Сварное соединение дешевле и ТНА легче, но при этом усложняется разборка агрегата в процессе доводки.

При относительно низких температурах рабочего тела (порядка 500—600° С) газ может поступать непосредственно в полость корпуса турбины, а затем отводиться выхлопным патрубком (см. рис. 14. 9). В конструкции, показанной на рис. 14. 5, для сбора отработавшего парогаса применен литой коллектор, входящий в силовую схему ТНА. При высоких температурах газов желательно применять специальный газосборник, не входящий в силовую схему ТНА (см. рис. 14. 1). В таких случаях газосборник, переходящий непосредственно в выхлопной патрубок, может выполняться из листового материала с теплоизоляцией от перегрева магистралей и арматуры, находящихся в непосредственной близости от него.

14. 4. Подшипники и смазка ТНА

В ТНА ЖРД обычно применяются подшипники качения, чаще всего шарикоподшипники. Упорный подшипник размещается в наиболее благоприятных условиях: там где меньше нагрузка от радиальных сил или меньше нагрев от турбины. Подшипники монтируются на вале на цементированных или азотированных поясах.

Подшипники качения могут смазываться прокачиваемым компонентом топлива, консистентной смазкой или жидким маслом, подаваемым от специального насоса, приводимого от ТНА; в самолетном ЖРД привод может быть и неавтономным (от ТРД в комбинированной силовой установке).

Наиболее простой является система смазки прокачиваемым компонентом. Ее преимущества в том, что сравнительно легко обеспечивается охлаждение подшипника, нет необходимости в специальной смазке и несколько упрощается система уплотнений ТНА. Применяется такая система в тех случаях, когда компоненты топлива обладают достаточной вязкостью и являются неагрессивными по отношению к материалу подшипника. К таким компонентам, в частности, относятся горючие. Подшипники могут смазываться и азотной кислотой; при этом система смазки выполняется так,

чтобы кислота поступала к подшипникам непосредственно перед запуском двигателя. В двигателях многоразового применения может требоваться промывка подшипников, смазываемых азотной кислотой, после каждого останова. Спирт, имеющий малую вязкость, для смазки и непосредственного охлаждения подшипников не применяется.

Система смазки прокачиваемым компонентом топлива обычно выполнена по следующей схеме. Компонент топлива из полости высокого давления проходит через уплотнения крыльчатки, обычно с задней ее стороны, и поступает к подшипнику, а затем на сторону всасывания насоса по наружной магистрали, каналом в корпусе насоса или, что наиболее просто, через пустотелый вал насоса. В последнем случае несколько ухудшается циркуляция смазки из-за необходимости преодоления центробежных сил, препятствующих движению жидкости внутрь вала. Для улучшения смазывающей способности некоторых типов горючих применяются присадки. Такой присадкой, например, может служить дитиофосфат диальдегида цинка, вводимый в горючее непосредственно перед его поступлением к смазываемому подшипнику.

Консистентная смазка закладывается в подшипники при сборке или набирается перед запуском. В случае длительного хранения ТНА требуется периодическая подбивка смазки. Подобная система смазки достаточно проста, но требует надежного уплотнения подшипника со стороны насоса. Подшипники, подверженные во время работы интенсивному нагреву, смазываются тугоплавкими смазками. Для подшипников, находящихся в непосредственной близости от насосов с криогенными компонентами, применяется хладостойкая смазка. Находит применение и комбинированная система смазки: подшипники при сборке покрываются твердой смазкой, а во время работы охлаждаются прокачиваемым компонентом, в таких случаях чаще — окислителем. Консистентная смазка применяется обычно в относительно небольших ТНА одноразового действия.

Смазка и охлаждение жидким маслом под давлением применяется обычно в ТНА с сильно нагруженными подшипниками, с большой продолжительностью работы и, особенно, при наличии редуктора. Следует отметить, что в конструкции редуктора могут быть подшипники, смазка которых под давлением затруднительна; такие подшипники смазываются консистентной смазкой.

Наличие в одном агрегате различных систем смазки вызывает эксплуатационные неудобства. В тех случаях, когда редукторный ТНА входит в комбинированную силовую установку с ТРД, редуктор смазывается от насоса, приводимого от ТРД. Но возможны такие компоновки, когда из-за протяженности и большого веса масляных магистралей более целесообразен привод маслоснабжения непосредственно от ТНА. Недостатком систем с жидкой смазкой является возможность загустевания масла в подшипниках, расположенных вблизи насосов с криогенными компонентами. Тогда в кон-

струкции ТНА предусматривается возможность подогрева подшипника перед запуском.

В отдельных случаях применение криогенных жидкостей в качестве компонентов топлива заставляет использовать подшипники скольжения, надежно работающие в условиях смазки жидким кислородом, если окружные скорости цапфы не превышают 20—30 м/сек. Такие подшипники применены, например, в ТНА, представленном на рис.14.5; там же надежная смазка опорно-упорного подшипника жидким кислородом обеспечивается с помощью втулки с радиальными каналами, играющими роль центробежного насоса [47].

В низкооборотных ТНА смазываться жидким кислородом могут и подшипники качения; при этом протекание кислорода через подшипник должно быть интенсивным и равномерным. Недопустимо образование паровых пробок, которые вызывают местное прекращение отвода тепла, перегрев отдельных участков подшипника и выход его из строя из-за больших термических напряжений.

14.5. Уплотнения валов ТНА

Весьма важную роль в конструкции ТНА играют уплотнения вала. Это вытекает из того, что в ТНА в непосредственной близости друг от друга находятся компоненты топлива, которые помимо агрессивности способны при смешивании между собой или со смазочными материалами вступать в реакцию. Кроме описанных выше уплотнений, разделяющих полости высокого и низкого давления насосов, в ТНА ставятся уплотнения, отделяющие рабочие полости турбины или насосов от подшипников и других рабочих полостей. Эти уплотнения выполняются бесконтактными, контактными и гидроцентробежными.

Бесконтактные уплотнения в указанных выше целях применяются сравнительно редко. Пример использования бесконтактного двойного лабиринтного уплотнения в качестве предварительной ступени уплотнения полости турбины показан на рис. 14.19. В выполненных конструкциях радиальный зазор между гребешками и

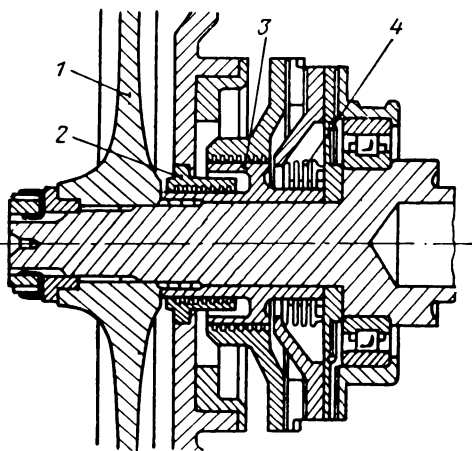


Рис. 14.19. Бесконтактное лабиринтное и сифонное уплотнения:

1—диск крыльчатки; 2, 3—втулки лабиринтов; 4—сифонное уплотнение

втулкой составляет 0,1—0,2 мм. Такое уплотнение работает по принципу дросселирования газа в межгребешковых полостях — камерах лабиринта. Лабиринтное уплотнение не является изолирующим. Газы, прошедшие через лабиринтное уплотнение, должны обязательно отводиться через дренажную систему. Лабиринтное уплотнение весьма чувствительно к изменению радиального зазора между вращающейся втулкой и неподвижными гребешками. При выборе начального зазора должны обязательно учитываться возможные температурные деформации в рабочем состоянии. С целью уменьшения площади щели в лабиринтном уплотнении его располагают по возможности на меньшем радиусе.

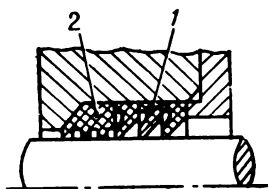


Рис. 14. 20. Манжетное уплотнение:

1—манжеты из фторопласта; 2—втулка из фторопласта

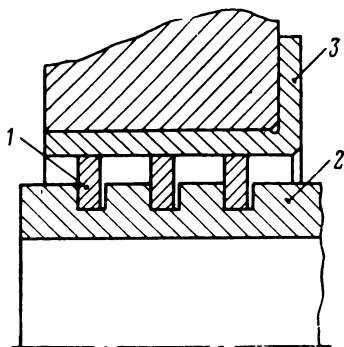


Рис. 14. 21. Уплотнение с упругими кольцами:

1—упругое кольцо; 2—втулка-кольцедержатель; 3—неподвижная втулка

Наиболее часто в ТНА применяются контактные уплотнения: сальниковые, с упругими кольцами, с кольцевыми секторами и торцовые.

Наиболее просты сальниковые уплотнения. Они применяются для изоляции полостей с относительно малыми перепадами давления, например, полости подшипника с набивной смазкой или со смазкой под давлением, от полости, сообщенной с дренажной системой. Кольцевые сальники, закладываемые в канавки сальниковых крышек, выполняются из обычного, а также из голубого или прографиченного асбеста. Такие уплотнения нестойки в кислотной среде или в маловязкой жидкости, так как асбестовая набивка быстро смачивается и вымывается. Примеры применения кольцевых сальниковых уплотнений показаны на рис. 14. 9 и 14. 5. Более стойкими и герметичными являются манжетные уплотнения, прижимаемые к валу либо пружинными кольцами, либо только давлением жидкости, находящейся в уплотняемой полости. Манжеты выполняются из специальных резин, кожи или пластмасс, стойких к тем жидкостям, утечки которых они должны предотвращать. Например, для работы в полости, где находится кислота, применяются фторопластовые манжеты. В уплотнении, показанном на

рис. 14. 20, фторопластовые манжеты 1 работают в комбинации с фторопластовой лабиринтной втулкой 2.

Контактные многорядные уплотнения с упругими кольцами (рис. 14. 21) могут применяться для разделения полостей со значительными перепадами давления. Кольца 1, устанавливаемые в канавках втулки-кольцедержателя, работают по цементированной или азотированной поверхности втулки, крепящейся к корпусу ТНА. Кольца изготавливаются из бронзы или антифрикционного чу-

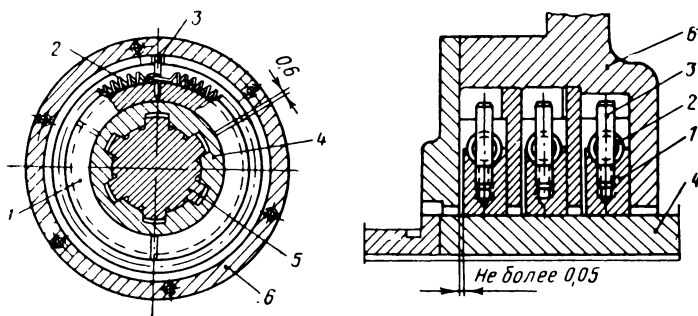


Рис. 14. 22. Контактное уплотнение с кольцевыми сегментами:

1—кольцевые сегменты; 2—пружина; 3—штифт; 4—втулка вала; 5—вал;
6—втулка-кольцедержатель

гуна. Уплотнение достигается за счет плотного прижатия колец к втулке и по торцам к поверхности канавок кольцедержателя за счет давления в уплотняемой полости. Кольцевые уплотнения надежно работают при окружной скорости втулки-кольцедержателя до 50—70 м/сек. Для уменьшения истирания поверхность колец покрывается пористым хромом.

Контактные уплотнения с кольцевыми сегментами применяются чаще всего для изоляции газовой полости турбины (рис. 14. 22). Они состоят из нескольких рядов колец, каждое из которых образовано тремя-четырьмя сегментами. Между сегментами в нерабочем состоянии имеется небольшой зазор. Сегменты укладываются в канавки неподвижных втулок так, что боковой зазор между ними и канавками составляет не более 0,05 мм. Сегменты прижимаются к валу спиральной кольцевой пружиной 2, лежащей в канавке на наружной их цилиндрической поверхности. От проворачивания сегменты удерживаются штифтами 3. Сегменты притираются к валу и в рабочем состоянии давлением из уплотняемой полости они прижимаются своими боковыми поверхностями к стенкам канавок втулок, так что уплотняют одновременно по цилиндрической и торцовой поверхностям. По мере износа сегментов касание по поверхности вала сохраняется за счет уменьшения зазора между сегментами. Такие уплотнения обеспечивают большую герметичность, чем упругие кольца, за счет большей площади контакта, но они

сложней, легко повреждаемы и применяются при окружной скорости не более 30—40 м/сек. Сегменты выполняются из графита или антифрикционного чугуна.

Контактное торцовое уплотнение применяется обычно в комбинации со щелевым, мембранным или сильфонным уплотнением. Собственно торцовое уплотнение представляет собой два кольца, соприкасающиеся своими торцовыми поверхностями. Одно из ко-

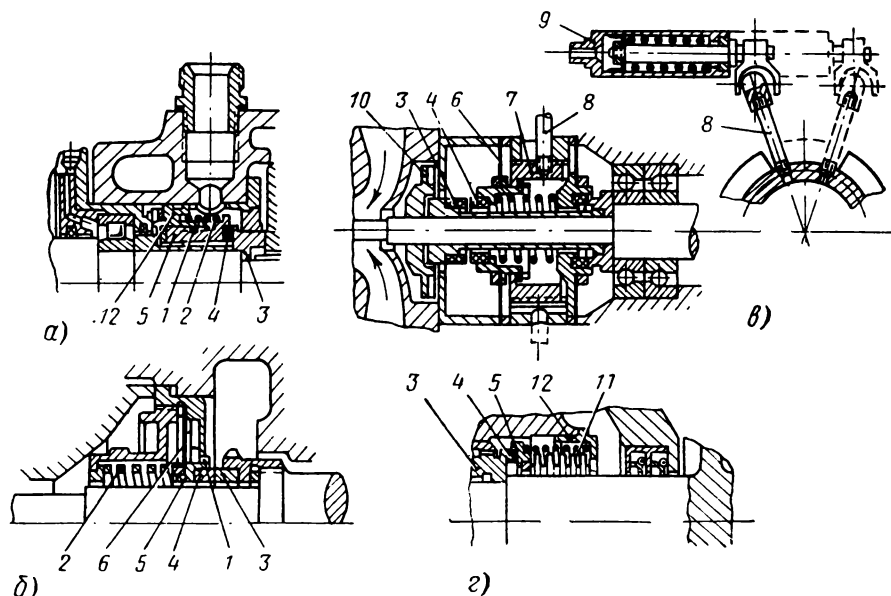


Рис. 14. 23. Торцовые уплотнения:

а—в комбинации со щелевым; б—с мембраной; в—выключаемое; г—с сильфоном;
1—фиксатор; 2—пружина; 3—вращающееся кольцо; 4—невращающееся кольцо; 5—втулка;
6—мембрана; 7—резьбовая втулка; 8—поводок; 9—сервомотор; 10—гидрозатвор; 11—сильфон;
12—втулка

лец 3 (рис. 14. 23, а) вращается вместе с валом, а второе кольцо 4 зафиксировано, но имеет возможность некоторого осевого перемещения. Это перемещение необходимо для обеспечения плотного прижатия торцов колец друг к другу под давлением жидкости в уплотняемой полости и пружины. В рассматриваемом уплотнении кольцо 4 запрессовано во втулку 5, которая в свою очередь прижимается пружиной 2 до плотного соприкосновения торцов колец 4 и 3. Пружина необходима для предварительного уплотнения с давлением порядка 1,5—5 кг/см². В рабочем состоянии плотный контакт обычно создается давлением жидкости. Очевидно, что, кроме уплотнения по торцу, необходимо обеспечить еще и уплотнение между поступательно движущейся деталью уплотнения и корпусом. В конструкции, представленной на рис. 14. 23, а, для этой цели

использовано щелевое уплотнение между втулкой 5 и расточкой во втулке 12. Недостатком щелевого уплотнения, помимо негерметичности, является чувствительность к перекосам, которые могут появиться вследствие неравномерности износа торцов колец, что может привести к заклиниванию или увеличению утечек. От этого недостатка свободны уплотнения, в которых в комбинации с торцовым применяется мембранное или сифонное уплотнение.

В мембранном уплотнении (рис. 14.23, б) поступательно движущаяся втулка 5 с кольцом 4 подвешена на мембране 6, прикрепленной к корпусу. Вращающаяся часть уплотнения представляет собой накрученную на вал втулку с кольцом 3. В нерабочем состоянии кольца 3 и 4 прижимаются пружиной 2. К недостаткам мембранных уплотнений относится возможность лишь сравнительно малого осевого перемещения втулки 5, порядка 0,8—1,2 мм. Суммарный износ торцов в зависимости от материала колец достигает 0,1—0,8 мм/час. Выключаемые торцовые уплотнения удлинляют ресурс торцового уплотнения с мембраной. Они должны работать в сочетании с другим уплотнением, например, с гидрозатвором (рис. 14.23, в). Контактное уплотнение между кольцами 3 и 4 работает от начала запуска ТНА до достижения определенного давления топлива за насосом. При повышении давления топлива, подаваемого в сервомотор 9, поршень его, преодолевая силу пружины, перемещает поводок 8, который в свою очередь поворачивает резбовую втулку 7. При этом кольцо 4 отводится от кольца 3, торцовое уплотнение выключается и в работу вступает гидравлический затвор.

В сифонном уплотнении (рис. 14.23, г) втулка 5, несущая невращающееся кольцо 4 торцового уплотнения, соединена с втулкой корпуса 12 сифоном 11. По сравнению с мембраной сифон допускает большее осевое перемещение (до 4—6 мм), что увеличивает срок службы уплотнения и его надежность. Этому способствует также и меньшее усилие в контактном уплотнении от действия сил давления топлива, так как эффективная площадь может быть сделана меньшей, чем у мембраны. Торцовое уплотнение в сочетании с сифонным самое надежное из контактных уплотнений. Его недостатком являются сравнительно большие осевые размеры и сложность.

Материал торцовых колец выбирается в зависимости от назначения уплотнения, скорости скольжения в торцах и свойств жидкости, в которой работают кольца. В выполненных конструкциях скорость скольжения в торцах допускается в пределах 20—50 м/сек. Кольца в паре обычно выполняются из различных материалов. Для уплотнения масляной полости вращающееся кольцо может применяться стальное, а не вращающееся — в виде набивки из голубого асбеста. Масло, смачивающее асбест, предохраняет его от износа. Полости, где находятся кислоты, уплотняются обычно стальными кольцами. Высокие требования предъявляются к точности изготовления колец и чистоте трущихся поверхностей.

Для уплотнения полостей, в которых находятся перекись водорода, керосин или тонка, одно из колец (чаще вращающееся) выполняется из нержавеющей стали, а другое из графита. При смазывании керосином может применяться и пара — сталь + металло-керамика (меднографитовосвинцовая смесь). Находит применение и пара — сталь + фторопласт. Для повышения износостойкости на стальные кольца иногда наплавляют стеллит. В малоресурсных двигателях может применяться и неподвижное кольцо из твердой резины, однако надежность такого уплотнения невысока.

Сильфоны чаще всего изготавливаются из сплавов типа томпак.

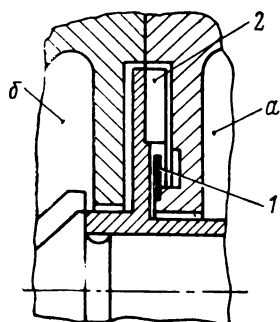


Рис. 14. 24. Гидростатическое уплотнение:

а, б—полости; 1—манжета;
2—крыльчатка гидрозатвора

Сильфоны, работающие в перекиси водорода, хромируются по никелевому подслою. Сильфоны, устанавливаемые со стороны турбин, рабочим телом которых является газ, получаемый при сжигании основных компонентов, изготавливаются из нержавеющей стали.

Гидростатическое уплотнение, или гидрозатвор, работает по следующему принципу (рис. 14. 24). Лопасти крыльчатки обращены в сторону полости а, куда не должна поступать жидкость, так что при вращении крыльчатки топливо, попадающее со стороны полости б на лопасти, отбрасывается обратно центробежными силами. Недостатком гидростатического уплотнения является необходимость иметь, помимо него, еще и другое уплотнение, работающее

до момента, когда напор, создаваемый гидравлическим затвором, способен противостоять напору уплотняемой жидкости. В показанном примере при малой скорости вращения вала уплотнение осуществляется прижатием кожаной манжеты 1 к диску крыльчатки давлением топлива со стороны полости б. При некотором числе оборотов лопасти создают напор, уравнивающий давление со стороны полости б, и вступает в работу гидравлический затвор. Манжета под действием сил упругости отходит от поверхности крыльчатки, и контактное уплотнение выключается. Другой способ выключения контактного уплотнения применен в конструкции, представленной на рис. 14. 23, в.

Комбинация гидрозатвора с выключающимся торцовым уплотнением является самым надежным и долговечным уплотнением.

Во всех случаях при размещении рядом двух или более уплотняющих элементов полость между ними обязательно дренируется.

14. 6. Прочность лопаток турбин и осевых насосов ТНА

Лопатки турбин ТНА нагружены центробежными и газовыми силами, зависящими от режима работы. В момент запуска ТНА

на лопатки турбины действует в основном газовая сила, вызывающая изгиб. Максимальные напряжения изгиба имеют место в корневом сечении лопатки в месте перехода профильной части в ножку. При запуске происходит также сравнительно быстрый прогрев лопаток. Прогрев начинается с острых передней и задней кромок и поверхностных слоев лопатки. От неравномерного нагрева в лопатках возникают температурные напряжения. При вращении ТНА к газовым силам добавляются и центробежные силы, вызывающие растяжение лопаток. Максимальными напряжениями растяжения будут при максимальном числе оборотов ротора. Полный прогрев турбинных лопаток обычно заканчивается после выхода ТНА на расчетное число оборотов. Поэтому значительные температурные напряжения могут действовать и на максимальном числе оборотов.

Если турбина парциальная, то изгиб лопаток газовыми силами происходит только в те моменты, когда лопатка находится против сопел. Когда лопатка при вращении ротора находится в промежутках между соплами, она нагружена только центробежными силами. Следовательно, лопатки парциальных турбин подвержены циклическому действию газовых сил.

Лопатки осевых насосов нагружены центробежными силами и гидравлической нагрузкой. Прочность лопаток осевых насосов в основном определяется гидравлической нагрузкой, которая обычно весьма велика.

Лопатки сопловых аппаратов турбин нагружены только газовыми силами, но в них могут дополнительно действовать значительные напряжения от неравномерного нагрева.

Лопатки турбин и осевых насосов при расчетах на прочность рассматриваются как консольные балки, жестко заделанные в ободе диска и свободные на конце. Влиянием защемления полок на напряжения изгиба обычно пренебрегают.

Напряжения растяжения от центробежных сил σ_p рассчитываются на режиме максимального числа оборотов ротора. Распределение напряжений σ_p по поперечному сечению лопатки принимается равномерным. Для любого сечения лопатки, расположенного на радиусе R (рис. 14.25),

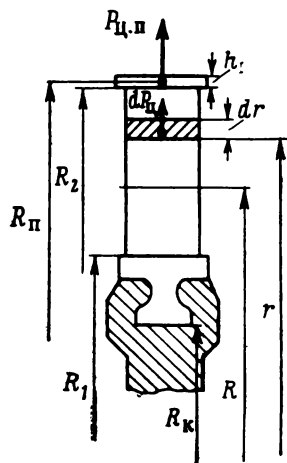


Рис. 14.25. К расчету лопатки на растяжение от центробежных сил

$$\sigma_p = \varrho \frac{\omega^2}{F} \int_{R_1}^{R_2} r f dr + \varrho \frac{\omega^2}{F_0} F_{пн} R_{пн}, \quad (14.1)$$

где ρ — массовая плотность материала лопатки;

ω — угловая скорость ротора ТНА;

F, f, F_0 — соответственно площади поперечных сечений лопатки на радиусах R, r и R_2 ;

F_n — площадь поперечного сечения полки;

h_n — высота полки;

R_2 — радиус концевое сечения лопатки;

R_n — радиус центра тяжести полки, который обычно ввиду малости высоты полки принимается равным R_2 .

По формуле (14.1) определяются напряжения в сечениях лопатки с переменной по длине площадью поперечного сечения. Обычно лопатки активных газовых турбин выполняются постоянно по длине сечения. Тогда формула (14.1) упрощается и принимает вид:

$$\sigma_p = \frac{1}{2} \rho \omega^2 (R_2^2 - R^2) + \rho \omega^2 \bar{F}_n \bar{h}_n R_2^2, \quad (14.2)$$

где

$$\bar{F}_n = \frac{F_n}{F}; \quad \bar{h}_n = \frac{h_n}{R_2}.$$

Эпюра напряжений σ_p , подсчитанных для лопатки постоянного сечения, показана на рис. 14.26 линией 1. Наибольшего значения напряжения растяжения $\sigma_{p,k}$ достигают в корневом сечении лопатки, где $R=R_1$. Тогда

$$\sigma_{p,k} = \frac{1}{2} \rho u_2^2 (\zeta_n - v^2), \quad (14.3)$$

где

$$\zeta_n = 1 + 2\bar{F}_n \bar{h}_n; \quad v = \frac{R_1}{R_2};$$

$\sigma_{p,k}$ — напряжения растяжения в корневом сечении лопатки постоянного сечения;

u_2 — окружная скорость конца лопатки.

Если лопатка не имеет полки, то $\zeta_n = 1$ и

$$\sigma_{p,k} = \frac{1}{2} \rho u_2^2 (1 - v^2). \quad (14.4)$$

Из уравнения (14.4) следует, что напряжения растяжения в корневом сечении от центробежных сил не зависят от площади поперечного сечения пера, если оно постоянно по длине. Увеличение площади поперечного сечения, как следует из выражения (14.3), приводит лишь к уменьшению напряжений от центробежных сил полки лопатки. Для уменьшения $\sigma_{p,k}$ делают лопатки с уменьшающейся от корня к концу площадью сечения пера. Лопатки такой формы называются клиновидными. Величина $\sigma_{p,k}$ характеризует напряжения растяжения от центробежных сил полки.

При отсутствии полки на конце лопатки напряжения равны нулю. Влияние полки на величину напряжений в лопатке тем больше, чем массивней полка и короче лопатка.

В исполненных конструкциях ТНА напряжения растяжения от центробежных сил лежат в пределах:

$$\sigma_{p,к} = 600 \div 1800 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток турбин};$$

$$\sigma_{p,к} = 200 \div 400 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток осевых насосов.}$$

На изгиб лопатки рассчитываются на режиме максимального расхода рабочего тела. Действие сил давления газа, или гидравлической нагрузки, можно рассмотреть на примере лопатки турбины (рис. 14.27). Условно можно считать, что на среднем радиусе лопатки на нее со стороны газового потока действуют сосредоточенные составляющие полной газовой силы P_a и P_u , соответственно осевая, параллельная оси Oy , и окружная, параллельная оси Ox . Эти силы создают моменты M_x — в плоскости yOr и M_y —

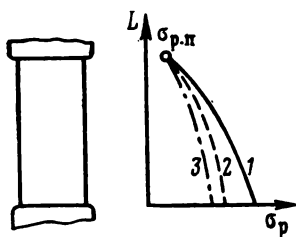


Рис. 14.26. Эпюры напряжений растяжения в лопатках:

1 — постоянного сечения; 2, 3 — клиновидных

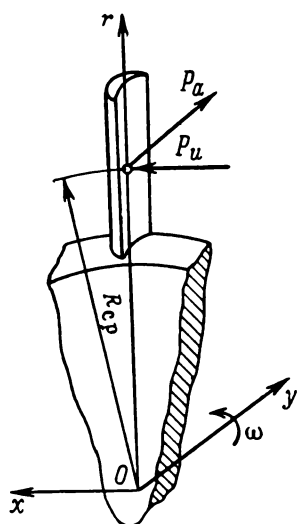


Рис. 14.27. Схема действия газовых сил

в плоскости xOr . Силы P_a и P_u могут быть определены по известным интенсивностям нагрузки (погонным нагрузкам) p_a и p_u в соответствующих плоскостях:

$$P_a = \int_{R_1}^{R_2} p_a dr;$$

$$P_u = \int_{R_1}^{R_2} p_u dr.$$

Интенсивности нагрузок на радиусе r определяются [15] по формулам

$$p_a = (p_1 - p_2) \frac{2\pi r}{z} - \frac{2\pi r}{z} \varrho_1 c_{1a} (c_{2a} - c_{1a}); \quad (14.5)$$

$$p_u = - \frac{2\pi r}{z} \varrho_1 c_{1a} (c_{2u} - c_{1u}), \quad (14.6)$$

где z — число лопаток;

u — окружная скорость;

c_{1u}, c_{1a} — окружная и осевая составляющие скорости на входе в лопатку;

c_{2u}, c_{2a} — окружная и осевая составляющие скорости на выходе из лопатки;

ϱ_1 — массовая плотность рабочего тела на входе в лопатку;

p_1, p_2 — давления рабочего тела на входе и на выходе из лопатки.

По формулам (14.5) и (14.6) можно вычислить интенсивности нагрузок при любом способе профилирования лопаток. При расчете лопаток активных газовых турбин можно считать $p_1 - p_2 = 0$. При парциальных турбинах вместо общего числа лопаток в эти формулы следует подставлять число лопаток z' , фактически подвергающихся в каждый момент действию газовых сил.

Ввиду значительно большей жесткости лопатки на изгиб в плоскости yOr , чем в плоскости xOr , при расчете лопаток на изгиб можно без существенной погрешности пренебречь действием момента M_x , а определять только напряжения от действия момента M_y .

При относительно коротких лопатках, как в турбинах ТНА, интенсивность нагрузки p_u можно принимать постоянной по длине лопатки, т. е. считать $P_u = p_u L$, где L — длина лопатки. При этом для вычисления p_u , вместо формулы (14.5), можно пользоваться вытекающей из равенства

$$M_{кр} = P_u R_{ср} z$$

зависимостью

$$p_u = \frac{2 \cdot 71620 N}{nL (R_2 + R_1) z}, \quad (14.7)$$

где N — мощность турбины;

n — число об/мин ротора ТНА.

Эта зависимость может быть использована и при расчете интенсивности нагрузки p_u на лопатки осевого насоса.

В произвольном сечении лопатки на радиусе R изгибающий момент от газовой силы, как следует из рис. 14.28, составляет

$$M_{y1}^r = p_u \frac{(R_2 - R)^2}{2}.$$

Максимального значения изгибающий момент достигает в корневом сечении:

$$M_{y_k}^r = p_u \frac{R_2^2}{2} (1 - \nu)^2 = P_u \frac{L}{2}. \quad (14.8)$$

Напряжения изгиба в произвольной точке поперечного сечения лопатки (рис. 14.29) в системе координат $x_1 O y_1$, где точка O совпадает с центром тяжести сечения, определяется по формуле

$$\sigma_{из} = - \frac{M_{y_1}^r}{W_{y_1}} = - \frac{M_{y_1}^r}{J_{y_1}} x_1, \quad (14.9)$$

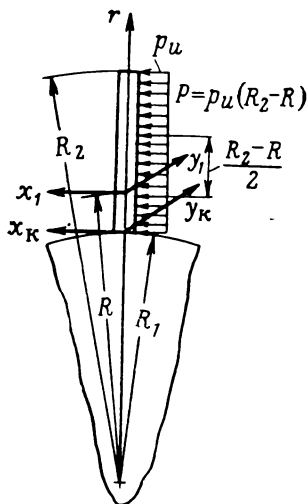


Рис. 14.28. К определению изгибающего момента от силы P_u

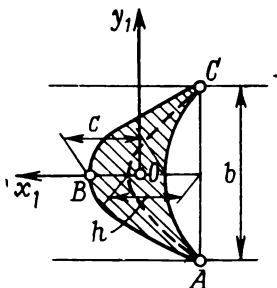


Рис. 14.29. Профиль поперечного сечения лопатки активной турбины

где W_{y_1} — момент сопротивления профиля лопатки для данной точки;

J_{y_1} — минимальный момент инерции профиля лопатки относительно соответствующей главной оси, которую можно считать совпадающей с осью Oy_1 ;

x_1 — расстояние точки, в которой определяется напряжение, от оси Oy_1 .

При симметричном профиле лопатки активной турбины (рис. 14.29) площадь поперечного сечения и момент инерции могут быть определены по следующим приближенным зависимостям:

$$F = 0,67 bc;$$

$$J_{y_1} = 0,038 bc (c^2 + 0,8h^2),$$

где b — хорда профиля;

c — максимальная толщина профиля;

h — максимальный подъем (изогнутость) средней линии профиля.

Напряжения изгиба обычно определяются для трех характерных точек профиля A , B и C , наиболее удаленных от оси O_{yl} . В турбинных лопатках максимальные напряжения изгиба возникают на концах острых кромок профиля, т. е. в точках A и C . Момент сопротивления профиля для точек A и C определяется по формуле

$$W_A = W_C = 0,038 \frac{bc}{h} (c^2 + 0,8h^2).$$

При постоянном сечении лопатки напряжения изгиба имеют максимум в корневом сечении и изменяются по длине лопатки, как показано кривой 1 на рис. 14.30. У клиновидных лопаток напряжения изгиба могут меняться по длине лопатки соответственно кривым 2 и 3*. В выполненных конструкциях ТНА напряжения изгиба от действия газовых сил в корневом сечении лопаток лежат в пределах:

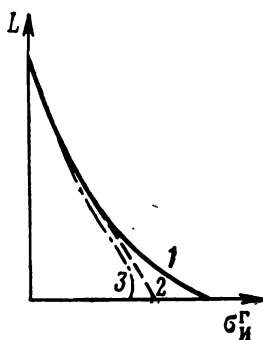


Рис. 14.30. Эпюры напряжений изгиба от газовых сил у лопаток:

1—постоянного сечения;
2, 3—клиновидных

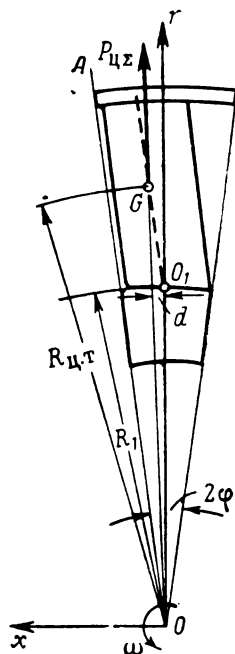


Рис. 14.31. Схема выносов центров тяжести сечения лопатки

$$\sigma_{и}^r = 100 \div 400 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток турбин;}$$

$$\sigma_{и}^r = 1500 \div 4000 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток осевых насосов.}$$

Обычно лопатки активных турбин выполняются с линейным выносом центров тяжести сечения в плоскости xOr в сторону вращения диска, как показано на рис. 14.31. Образующие профиль-

* Расчет лопаток переменного по длине сечения приведен в работе [15].

ной части располагаются параллельно базовой линии OA . При этом в каждом сечении лопатки возникает момент $M_{y_1}^u$ от центробежной силы части лопатки, лежащей выше рассматриваемого сечения. Этот момент изгибает лопатку в сторону, противоположную вращению, и компенсирует в той или иной степени действие изгибающего момента от газовых сил.

Максимального значения изгибающий момент $M_{y_1}^u$ достигает в корневом сечении лопатки. Если считать центробежную силу пера и полки лопатки $P_{цз}$ приложенной в центре тяжести лопатки G , то относительно центра тяжести корневого сечения O_1 она дает изгибающий момент:

$$M_{y_1}^u = P_{цз} d,$$

где d — плечо силы $P_{цз}$ относительно центра тяжести корневого сечения.

Плечо d определяется зависимостью

$$d = \operatorname{tg} \varphi (R_{ц.т} - R_1),$$

где $\varphi = \pi/z$.

Напряжения изгиба от действия центробежных сил вычисляются по формуле (14.8), куда, вместо $M_{y_1}^r$, подставляется $M_{y_1}^u$. В выполненных конструкциях напряжения изгиба от действия центробежных сил в корневом сечении лопаток ТНА составляют:

$$\sigma_{из}^u = 300 \div 600 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток турбин,}$$

$$\sigma_{из}^u = 3000 \div 7000 \text{ кг/см}^2 \text{ для лопаток осевого насосов.}$$

Суммарные напряжения изгиба от газовых и центробежных сил

$$\sigma_{из} = \sigma_{из}^r + \sigma_{из}^u. \quad (14.10)$$

В формуле (14.10) напряжения подставляются со своими знаками; положительными считаются напряжения растяжения. Суммарные напряжения изгиба в корневом сечении лопаток ТНА составляют $\sigma_{из}^r = 200 \div 400 \text{ кг/см}^2$ для лопаток турбин и $\sigma_{из}^r = 1000 \div 3500 \text{ кг/см}^2$ для лопаток осевых насосов.

При нестационарном тепловом режиме лопатки турбин ТНА прогреваются неодинаково во всех точках поперечного сечения. Более нагреты относительно тонкие передняя и задняя кромки, а массивная средняя часть лопатки прогревается более медленно. Примерный характер изменения температуры по длине средней линии профиля лопатки показан на рис. 14.32, а. На рис. 14.32, б показан характер изменения напряжений по средней линии профиля, соответствующий данному характеру изменения температуры. Как видно, по кромкам лопатки возникают напряжения сжатия от того, что расширению более нагретых волокон лопатки препят-

ствуют менее нагретые. Наоборот, в средней части лопатки менее нагретые волокна растягиваются за счет воздействия более нагретых.

Методы вычисления температурных напряжений σ_t сложны. Поэтому на практике ограничиваются учетом возможных температурных напряжений на основе статистики. В выполненных ТНА максимальные значения температурных напряжений достигают 1500 кг/см^2 .

Оценка запаса прочности лопаток производится по максимальной величине суммарных напряжений. В общем случае суммарное напряжение в данном сечении составляет

$$\sigma_{\Sigma} = \sigma_p + \sigma_{и\Sigma} + \sigma_t.$$

В качестве примера на рис. 14.33 показан характер распределения напряжений по длине лопатки в точке А профиля (см. рис. 14.29) непосредственно после запуска и после полного прогрева.

Запас прочности в данный момент работы определяется по формуле

$$k_n = \frac{\sigma_n}{\sigma_{\Sigma \max}},$$

где σ_n — временное сопротивление материала лопатки при данной температуре в расчетной точке в данный момент времени. Величина запаса прочности должна быть не менее 1,2—1,5. При максимальных суммарных напряжениях $\sigma_{\Sigma \max} = 800 \div 1200 \text{ кг/см}^2$ в лопатках турбин и $\sigma_{\Sigma \max} = 1500 \div 4000 \text{ кг/см}^2$ в лопатках осевых насосов запасы прочности составляют соответственно 3—8 и 1,2—4.

Лопатки парциальных турбин, как указывалось выше, подвержены циклическому действию напряжений. Суммарные напряжения у таких лопаток изменяются от максимального значения $\sigma_{\Sigma \max} = \sigma_p + \sigma_{и\Sigma} + \sigma_t$, когда лопатки проходят перед соплами, до минимального $\sigma_{\Sigma \min} = \sigma_p + \sigma_{и\Sigma}^u + \sigma_t$, когда лопатки проходят участок между соплами. Циклическое действие напряжений изгиба может привести к поломкам лопаток от усталости материала.

Лопатка парциальной турбины должна проверяться на усталость по запасу усталостной прочности

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_r}{\sigma_{\Sigma \max}},$$

где σ_r — предел усталости при данном коэффициенте асимметрии цикла действующих напряжений.

В выполненных конструкциях лопаток парциальных турбин ТНА запас усталостной прочности k лежит в пределах 2—3.

Силы, действующие на лопатку, передаются через элементы соединения на диск. Замковая часть лопатки нагружается растяжением от центробежных сил и изгибом от центробежных и газовых сил. По формулам (14.1) и (14.9) для нее в любом сечении могут быть найдены напряжения изгиба и растяжения. В выполненных конструкциях суммарные напряжения не превышают 1000—2500 кг/см², что соответствует запасу прочности $k_b = 2,0 \div 3,0$.

В замках типов елочных, Т-образных и с треугольными зубьями подвергаются расчету на прочность также зубья. Зубья рас-

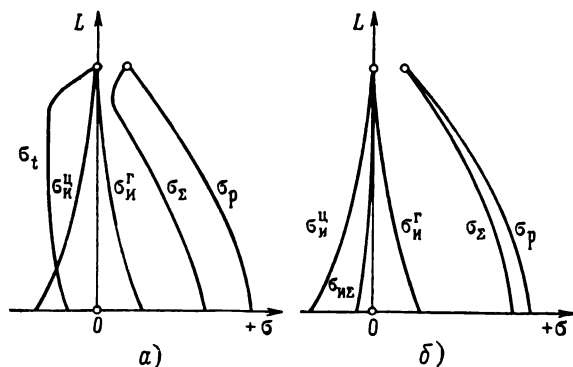


Рис. 14.33. Эпюры напряжений в точке А лопатки:
а—непосредственно после запуска ТНА; б—после полного прогрева лопатки

считываются на прочность от действия центробежных сил при максимальном числе оборотов ротора ТНА. Предполагается, что центробежная сила распределяется между зубьями пропорционально величине их контактирующей поверхности, т. е. напряжения смятия одинаковы на всех зубьях. Контактирующая поверхность проверяется на смятие, а основание зуба — на изгиб и срез (рис. 14.34, а). Если принять контактирующие поверхности всех зубьев одинаковыми, то приближенно можно считать, что на каждый зуб действует сила $P_i = P_{цз}/i$, где $P_{цз}$ — суммарная центробежная сила лопатки с замками; i — число зубьев. Тогда нормальные напряжения смятия $\sigma_{см}$, изгиба $\sigma_{и}$ и касательные напряжения среза $\tau_{ср}$ определяются по формулам

$$\sigma_{см} = \frac{P_i}{F_{см}}; \quad \sigma_{и} = \frac{P_i l}{W_{и}}; \quad \tau_{ср} = \frac{P_i}{F_{ср}},$$

где $F_{см}$ — площадь контактирующей поверхности зуба;

$F_{ср}$ — площадь срезаемого сечения зуба;

$W_{и}$ — момент сопротивления изгибу площади расчетного сечения зуба у его основания.

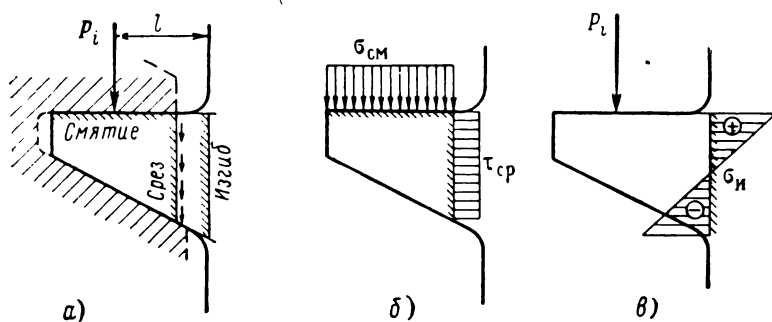


Рис. 14.34. К расчету зуба замка на прочность
а—расчетная схема; б, в—эпюры напряжений смятия, изгиба и среза зуба замка лопатки

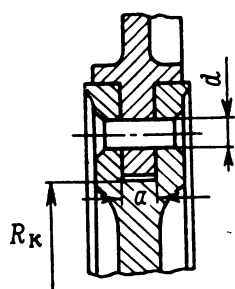


Рис 14.35. К расчету штифтового замка

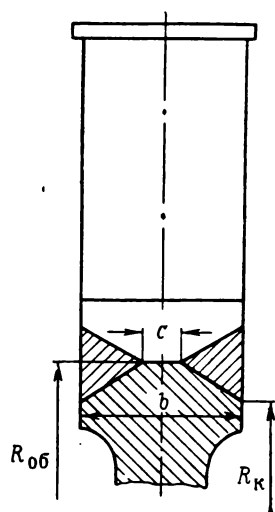
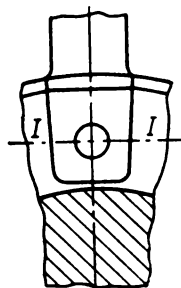


Рис. 14.36. К расчету сварного шва

Эпюры напряжений $\sigma_{см}$, $\sigma_{н}$ и $\tau_{ср}$ для зуба елочного замка показаны на рис. 14. 34, б, в. В среднем $\sigma_{см}=1000\div1600 \text{ кг/см}^2$, $\sigma_{н}=400\div1000 \text{ кг/см}^2$, $\tau_{ср}=800\div1200 \text{ кг/см}^2$.

В случае штифтового замка (рис. 14. 35) производится проверка на растяжение сечения $I—I$ от действия центробежных сил пера лопатки и части ножки, лежащей выше расчетного сечения, а также напряжении смятия и среза штифта:

$$\sigma_{см} = \frac{P_{цз}}{da}; \quad \tau_{ср} = \frac{P_{цз}}{\frac{1}{2} \pi d^2},$$

где $P_{цз}$ — суммарная центробежная сила лопатки с замком;

d — диаметр штифта;

a — ширина хвостовика лопатки.

В среднем $\sigma_{см}=1200\div1500 \text{ кг/см}^2$, $\tau_{ср}=1300\div1500 \text{ кг/см}^2$.

При соединении лопатки с диском сваркой или пайкой (рис. 14. 36) определяются напряжения растяжения на шве

$$\sigma_p = \frac{P_{цз}}{\psi F_{ш}},$$

где $F_{ш}=2\pi R_{обс}$ — площадь цилиндрического сечения шва;

ψ — коэффициент прочности шва, принимаемый равным 0,8—0,95.

Напряжения растяжения в сварном шве $\sigma_p=1000\div2000 \text{ кг/см}^2$, а запас прочности $k_b = \frac{\sigma_{в.ш}}{\sigma_p} = 3\div6$, где $\sigma_{в.ш}$ — предел прочности материала шва.

14. 7. Колебания лопаток

Неравномерность потока газа по окружности проточной части турбины вызывает периодическое изменение действующих на лопатки сил, что может привести к возникновению вынужденных колебаний лопаток, а при резонансе вследствие усталости материала лопаток возможна их поломка. Резонансные колебания чаще возникают в лопатках парциальных турбин. При исследовании колебаний лопаток производится определение частот собственных и вынужденных колебаний, резонансных чисел оборотов ротора ТНА и вибронапряжений в лопатках.

Основными формами собственных колебаний лопаток являются изгибные, крутильные и изгибно-крутильные. В зависимости от количества узловых линий колебания подразделяются на одноузловые, или колебания по первой форме; двухузловые, или колебания второй формы; трехузловые и т. д.

Формы изгибных и крутильных колебаний лопаток показаны на рис. 14. 37. Кроме подобных чистых изгибных и крутильных колебаний лопатка может иметь и сложные, изгибно-крутильные,

колебания. Однако частоты этих колебаний таковы, что возможные резонансы не являются опасными.

Для лопатки постоянного сечения без полки частота собственных изгибных колебаний i -й формы определяется формулой

$$f_{i \text{ изг}} = \frac{\alpha_i}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho F}},$$

где L — длина лопатки;

J, F — момент инерции и площадь поперечного сечения;

E, ρ — модуль упругости и массовая плотность материала лопатки;

i — номер формы колебаний;

α_i — коэффициент формы колебаний.

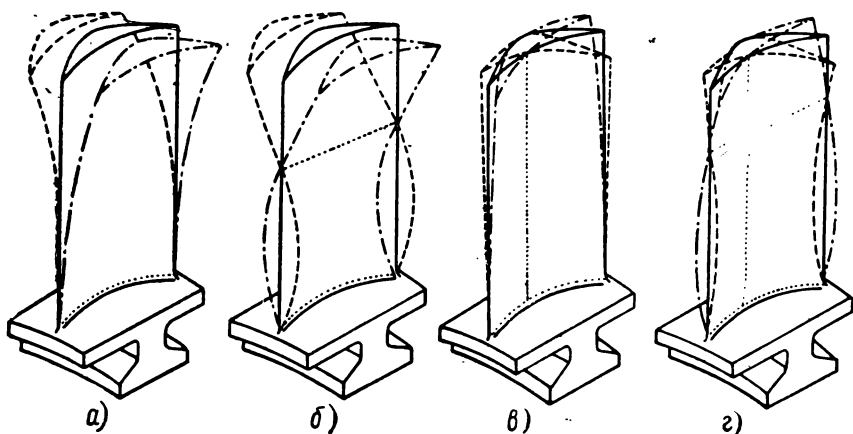


Рис. 14. 37. Формы колебаний лопаток:

а и б — первая и вторая изгибные; в, г — первая и вторая крутильные.
Узловые линии показаны точками

Чем больше изгибная жесткость лопатки, тем выше частота ее собственных изгибных колебаний.

Ввиду большой жесткости турбинных лопаток на практике обычно определяют лишь частоту первой (низкочастотной) формы изгибных колебаний, при которой наиболее возможно возникновение опасных резонансов. С учетом данных выше аналитических зависимостей, связывающих геометрические характеристики профиля, площадь и момент инерции сечения, для частоты изгибных колебаний первой формы получается зависимость:

$$f_{1 \text{ изг}} = 0,243 \frac{\alpha_1 c}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{E}{\rho} \left(1 + \frac{h^2}{c^2}\right)}, \quad (14. 11)$$

где $\alpha_1 = 3,52$ *.

* Методы расчета частот собственных колебаний лопаток произвольного профиля приведены в работе [15].

Если лопатка имеет полку, то частота ее изгибных колебаний также вычисляется по формуле (14.11) подстановкой вместо коэффициента формы α_1 коэффициента $\bar{\alpha}_1$, величина которого зависит от отношения $\bar{m} = m_{\text{пл}}/m_{\text{л}}$, где $m_{\text{л}}$ — масса пера лопатки; $m_{\text{пл}}$ — масса полки, как это представлено на рис. 14.38.

Частоты собственных изгибных колебаний лопаток, получаемые экспериментально, несколько меньше вычисляемых по формуле (14.11); это объясняется упругостью заделки лопатки в диске, тогда как при расчете предполагалась жесткая заделка лопатки.

Частота собственных изгибных колебаний лопатки, вращающейся вместе с диском, увеличивается по мере роста числа оборотов. Это происходит вследствие того, что при отклонениях колеблющейся лопатки от равновесного положения во время вращения вернуть ее к положению равновесия стремятся не только силы упругости, но и центробежные силы. Действие центробежных сил равносильно увеличению изгибной жесткости лопатки. Частота собственных колебаний вращающейся лопатки f_d называется динамической частотой. Она определяется по формуле

$$f_d = \sqrt{f_{\text{изг}}^2 + Bn_c^2},$$

где n_c — число оборотов ротора в секунду;

B — коэффициент, величина которого зависит от формы колебаний и отношения $R_1/R_2 = \nu$; при $\nu = 0,4 \div 0,6$ величина B соответственно равна 4—6.

Как видно из формулы (14.11) частота собственных изгибных колебаний лопатки не зависит от материала лопатки (поскольку для большинства материалов отношение E/ρ одинаково), но зависит от температуры, так как при повышении температуры модуль упругости материала уменьшается. Поэтому по мере прогрева лопаток в процессе выхода ТНА на режим частота собственных изгибных колебаний увеличивается от восстанавливающего действия центробежных сил и уменьшается от роста температуры. Совместное влияние этих факторов приводит к изменению частот изгибных колебаний f_d по числу оборотов ротора ТНА.

Для лопатки постоянного сечения частота собственных крутильных колебаний i -й формы определяется по формуле

$$f_{i \text{ кр}} = \frac{2i-1}{4L} \sqrt{\frac{GT}{\rho J_p}},$$

где G — модуль упругости второго рода;

T — геометрическая жесткость лопатки на кручение относительно центра тяжести;

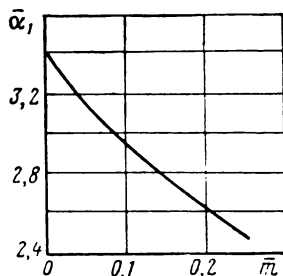


Рис. 14.38. Зависимость коэффициента первой формы изгибных колебаний $\bar{\alpha}_1$ от отношения массы полки к массе пера лопатки $\bar{m}$

J_p — полярный момент инерции сечения.

Частота собственных крутильных колебаний лопатки постоянного сечения зависит от ее материала и геометрических характеристик профиля.

Особенностью крутильных колебаний лопаток с полками (бандажированных), помимо зависимости частоты колебаний от массы полки, является возможность демпфирования. Если зазор между полками соседних лопаток настолько велик, что полки при колебаниях не соприкасаются, то формы колебаний лопаток не отличаются от формы колебаний изолированных лопаток. Если уста-

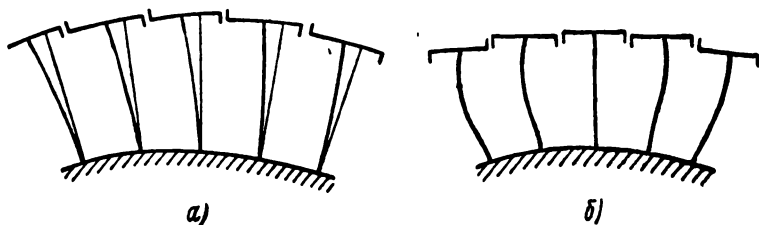


Рис. 14. 39. Колебания бандажированных лопаток:

а—одноузловые; б—двухузловые

новочный зазор мал, при прогреве возможно такое уменьшение зазора, что соседние полки при встречных колебаниях могут соударяться. Это приводит к значительному уменьшению амплитуд колебаний, т. е. к демпфированию колебаний. При отсутствии зазора полки образуют сплошной бандаж. Тогда возможны только такие колебания лопаток по первой форме, когда все они одновременно отклоняются в одну сторону (рис. 14. 39, а). Поскольку отдельные лопатки имеют несколько различающиеся частоты первой формы изгибных колебаний, описанные колебания бандажированных лопаток возбуждаются плохо и обычно не бывают опасными. Возможное взаимное расположение бандажированных лопаток при колебаниях по второй изгибной форме показано на рис. 14. 39, б. Частота собственных колебаний такой формы определяется опытным путем.

Вынужденные колебания вращающихся лопаток вызываются периодическими силами, действующими со стороны газового потока. Эти силы изменяются вдоль окружности проточной части турбины по закону изменения поля давления и скоростей газа, описываемому некоторой периодической функцией. Эта периодическая функция может быть подвергнута гармоническому анализу, т. е. быть представлена суммой гармонических составляющих 1, 2, 3 и последующих порядков. В общем случае порядок k -й гармоники (где $k=1, 2, 3 \dots$) равен числу полных циклов изменения возбуждающей силы за один оборот. Частота k -й гармоники возбуждаю-

щей силы равна произведению числа оборотов ротора в секунду на порядковый номер гармоники k :

$$f_{\text{возб } k} = kn_c = \frac{kn}{60},$$

где n — число оборотов ротора в минуту.

Частота вынужденных колебаний $f_{\text{вын}}$ равна частоте возбуждающей силы: $f_{\text{вын}} = f_{\text{возб}}$. По мере увеличения числа оборотов частота вынужденных колебаний растет. При некотором числе оборотов частота вынужденных колебаний может стать равной одной из частот собственных колебаний лопатки. При этом возникают резонансные колебания, сопровождающиеся ростом амплитуд и, следовательно, вибрационных напряжений, что может привести к поломке лопатки.

Число оборотов ротора в минуту, при котором наступает резонанс, называется резонансным $n_{\text{рез}}$ и определяется из условия равенства частоты i -й формы собственных колебаний (изгибных или крутильных) f_i частоте k -й гармоники возбуждающей силы:

$$f_i = f_{\text{возб } k} = \frac{kn_{\text{рез}}}{60}.$$

Отсюда резонансное число оборотов

$$n_{\text{рез}} = \frac{60 f_i}{k}. \quad (14.12)$$

В формулу (14.12) подставляется частота i -й формы собственных колебаний при соответствующем числе оборотов и температуре лопатки. Поэтому аналитическое определение резонансного числа оборотов затруднительно. Для определения резонансных чисел оборотов обычно пользуются частотной диаграммой (рис. 14.40), на которой строится зависимость частоты i -й формы собственных колебаний (например, первой изгибной, как на рис. 14.40) от числа оборотов $f_d = f_d(n)$ и лучи $f_{\text{возб } k} = f_{\text{возб } k}(n)$, соответствующие k -м гармоникам возбуждающих сил. Точки пересечения лучей с кривыми частот собственных колебаний дают резонансные числа оборотов. На рис. 14.40 заштрихована область частот собственных колебаний, получающаяся в силу следующего.

Лопатки из-за технологических допусков имеют некоторую разницу в размерах, что приводит, естественно, к разбросу их частот собственных колебаний (до 15—20%). От каждой колеблющейся на диске лопатки волны упругих деформаций через диск передаются другим лопаткам, возбуждая связанные колебания в группе лопаток. Все лопатки группы колеблются в одной фазе и каждой группе соответствует своя частота собственных колебаний данной формы. Поэтому характерной является не одна какая-нибудь частота собственных колебаний всех лопаток, а полоса частот. По-

этому и резонансные колебания происходят не при некотором фиксированном значении числа оборотов, а занимают определенные области рабочего диапазона чисел оборотов, называемые резонансными режимами. Пример определения резонансных режимов при $k=2$ и $k=3$ показан на рис. 14.40.

Амплитуды резонансных колебаний зависят от величины возбуждающих колебания сил и заглушающих сил (демпфирования). Даже при весьма больших возбуждающих силах амплитуды колебаний могут быть незначительными, если велики заглушающие

силы. Основными заглушающими силами являются силы трения в замке и аэродинамические силы, а также гистерезис материала лопатки и замка. Те резонансные режимы, при которых амплитуды колебаний опасны для прочности лопаток, называются критическими. Критические резонансные режимы не должны находиться в зоне рабочих чисел оборотов ТНА.

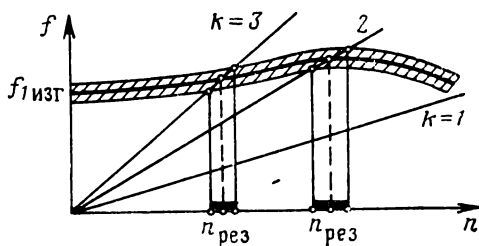


Рис. 14.40. Частотная диаграмма колебаний лопаток

Величина допустимых вибронапряжений в лопатках зависит от продолжительности работы ТНА на резонансном режиме, а также от уровня действующих в лопатке напряжений растяжения и изгиба. Обычно величина вибронапряжений в лопатках не превышает $400\text{--}800 \text{ кг/см}^2$. Определяются вибронапряжения в лопатках обычно экспериментально, тензометрированием.

При поломках лопаток от вибрации на определенном резонансном режиме известна форма колебаний, соответствующая данному резонансу. Для устранения критического резонанса можно изменить, в первую очередь, частоту собственных колебаний, что достигается, например, изменением формы профиля лопатки или постановкой бандажа. Более сложно конструктивно изменять частоту возмущающих сил; для этого можно, например, изменить число сопел, их взаимное положение. Для уменьшения амплитуды возмущающих сил иногда прибегают к увеличению осевого зазора между соплами и лопатками турбины.

14.8. Прочность дисков турбин и центробежных насосов

Диски газовых турбин нагружены центробежными силами от собственных масс и масс установленных на них лопаток, а вследствие неравномерного нагрева по радиусу — подвержены действию значительных температурных напряжений. Уровень напряжений от центробежных сил и температурных напряжений часто превышает предел упругости, и в диске возникают пластические деформации.

Если пластические деформации в диске превышают предел текучести, возможна поломка диска.

Расчет диска на прочность состоит из определения окружных и радиальных напряжений от центробежных сил и неравномерного нагрева. Обычно ограничиваются расчетом диска в предположении упругих деформаций, а оценку прочности производят путем сравнения расчетных напряжений с напряжениями в аналогичных выполненных конструкциях дисков турбин ТНА.

Определение распределения температур по радиусу диска в условиях нестационарного нагрева представляет собой самостоятельную задачу, решаемую, например, методом элементарных балансов. При приближенном расчете диска на прочность можно задаваться некоторым законом распределения температуры по радиусу, исходя из имеющихся опытных или расчетных данных для аналогичных конструкций и условий работы.

Обычно максимальная разность температур периферийной части и центра диска составляет $\Delta t = (0,5—0,7)t_r$, где t_r — температура рабочего тела на установившемся режиме ТНА в °С. При этом температура обода диска, не имеющего специального охлаждения или теплозащиты, устанавливается порядка $(0,85—0,75)t_r$. В центральной части диска устанавливается температура $(0,15—0,25)t_r$. При расчете на прочность предполагается, что температура диска по толщине постоянна.

Зависимости напряжений в диске от его размеров, материала, нагрузок от центробежных сил и неравномерности нагрева описываются уравнениями напряженного состояния. При выводе уравнений принимается, что диск симметричен относительно срединной плоскости, находится в плоском напряженном состоянии и напряжения на любом радиусе диска не меняются по его толщине. Уравнения напряженного состояния выводятся из условий равновесия и деформации выделенного из диска на радиусе r элементарного участка, схема нагружения и деформации которого показана на рис. 14.41.

По граням выделенного элемента действуют радиальные σ_r и окружные σ_t нормальные напряжения. Элемент нагружен центробежной силой собственной массы $P_{ц.}$. По периферии на радиусе R_k диск нагружен радиальными напряжениями $\sigma_{r.л.}$. Радиус R_k проводится по границе разрезной части обода, т. е. той части обода, где расположены замки лопаток. Примеры определения радиуса R_k для нескольких типов замков лопаток показаны на рис. 14.25, 14.35 и 14.36. Следовательно, напряжения $\sigma_{r.л.}$ возникают от действия центробежных сил масс лопаток и массы части обода, лежащей выше радиуса R_k , включая массу замков лопаток:

$$\sigma_{r.л.} = \frac{P_{ц.л.}z + P_{ц.об.}}{2\pi R_k b_k},$$

где $P_{ц.л.}$ — центробежная сила пера лопатки;

$P_{ц.об}$ — центробежная сила массы замков лопаток и части обода, лежащей выше сечения, проведенного на радиусе R_K ;
 b_K — ширина обода на радиусе R_K .

Напряжения σ_r и σ_t переменны по радиусу.

Вследствие действия центробежных сил и нагрева элемент в рабочем состоянии деформируется так, что его радиальная деформация на радиусе r становится Δ , а на радиусе $r+dr$ — соответственно $\Delta+d\Delta$.

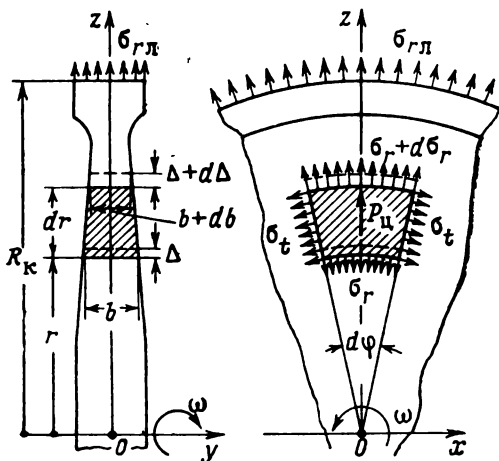


Рис. 14.41. К выводу основных уравнений напряженного состояния диска

В принятых обозначениях из указанных условий могут быть получены дифференциальные уравнения напряженного состояния диска [15]:

$$d\sigma_r = -\sigma_r \left(\frac{db}{b} + \frac{dr}{r} \right) + \sigma_t \frac{dr}{r} - \rho \omega^2 r^2 \frac{dr}{r}; \quad (14.13)$$

$$d\sigma_t = \sigma_t \left(-\frac{dr}{r} + \frac{dE}{E} \right) + \sigma_r \left(\frac{dr}{r} - m \frac{db}{b} - m \frac{dE}{E} \right) - m \rho r^2 \omega^2 \frac{dr}{r} - E d(\beta t), \quad (14.14)$$

где ρ — массовая плотность материала;

m — коэффициент Пуассона;

E — модуль упругости материала диска при данной температуре t на радиусе r ;

β — коэффициент линейного расширения материала диска при температуре t ;

ω — угловая скорость вращения диска.

Система уравнений (14.13) и (14.14) обычно разрешается методом конечных разностей. Методика такого расчета распределения напряжений по радиусу диска приведена в работе [15].

Характер эпюр напряжений при соответствующих законах распределения температур по радиусу диска для одноступенчатых турбин со сплошным диском и диском с центральным отверстием показан на рис. 14.42, а, б.

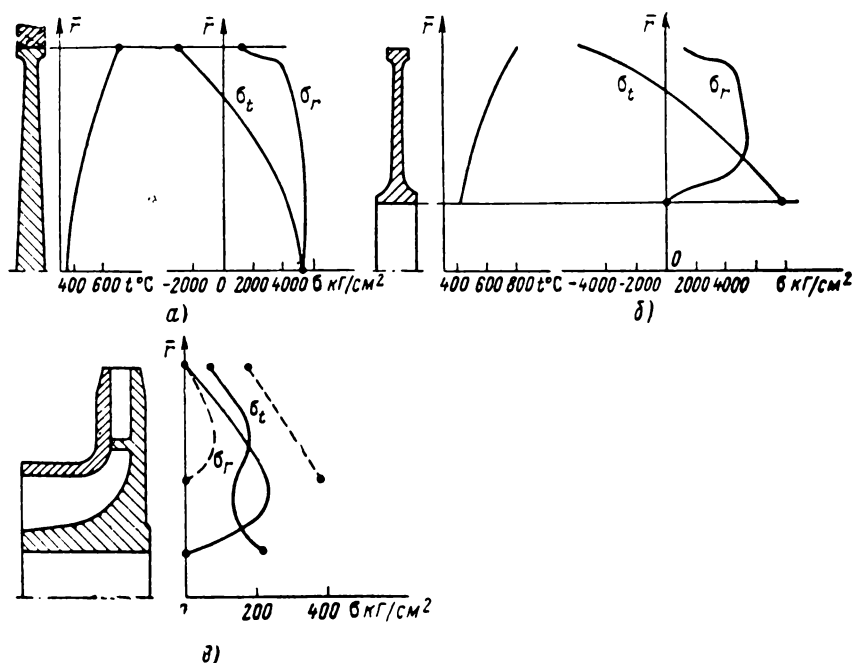


Рис. 14.42. Распределение температур и напряжений по радиусу:

а—диска турбины без центрального отверстия; б—диска турбины с центральным отверстием; в—диска крыльчатки (сплошные линии) и отъемной крышки (пунктирные линии)

В выполненных конструкциях турбин с окружными скоростями на наружном радиусе диска порядка 180—240 м/сек и градиенте температур 200—400°С напряжения от лопаточного венца обычно не превышают $\sigma_{r,л} = 500 \div 1500 \text{ кг/см}^2$; напряжения в центре сплошного диска $\sigma_r = \sigma_t$ порядка 3500—5500 кг/см²; в диске с отверстием на границе отверстия $\sigma_t = 6000 \div 8000 \text{ кг/см}^2$ (без учета пластических деформаций), а $\sigma_r = 0$, если нет напрессовки на вал, и $\sigma_r = \sigma_{пр}$, где $\sigma_{пр}$ — посадочные напряжения, если диск напрессован на вал.

На периферии диска при указанном градиенте температур вследствие стеснения деформаций более нагретого обода со стороны средней части диска на обода могут возникнуть, как показано

на рис. 14.42, а, б, сжимающие напряжения σ_t , достигающие 2000—4000 кг/см^2 .

Особенности расчета на прочность крыльчаток центробежных насосов состоят в следующем. Лопатки центробежных насосов дополнительно нагружают диск центробежными силами в местах их крепления. При расчете на прочность лопатки условно заменяются некоторой массой, которая равномерно распределяется по поверхности диска. При этом собственная несущая способность лопаток не учитывается и идет в запас прочности диска. Расчет производится по указанной выше методике, но вместо массовой плотности материала диска в соответствующие формулы подставляется приведенная плотность. На данном радиусе приведенная плотность определяется по формуле

$$\rho_{\text{пр}} = \left(1 + \frac{f_{\text{л}} z}{2\pi r b}\right) \rho,$$

где $f_{\text{л}}$ — площадь поперечного сечения лопатки на радиусе r ;

z — число лопаток крыльчатки;

b — ширина диска крыльчатки на радиусе r .

При окружных скоростях крыльчаток центробежных насосов порядка $u_2 = 100 \div 180 \text{ м/сек}$ максимальная величина окружных напряжений на радиусе отверстия получается равной 100—400 кг/см^2 у крыльчаток, выполненных из алюминиевых сплавов, и 2000—4000 кг/см^2 у крыльчаток из стали. Отъемные диски закрытых крыльчаток рассчитываются на прочность отдельно. Уровень напряжений в отъемных дисках обычно такой же, как и в дисках крыльчаток.

На рис. 14.42, в показаны эпюры напряжений в односторонней крыльчатке и отъемном диске.

14.9. Колебания дисков

Переменные газовые силы, действующие на лопатки, передаются на диски и вызывают их вынужденные колебания. Колебания дисков могут вызываться и изгибными колебаниями ротора. Частота вынужденных колебаний дисков равна или кратна числу оборотов ротора. При совпадении частот вынужденных и собственных колебаний диска возникают резонансные колебания, которые могут служить причиной усталостной поломки дисков.

Наиболее характерные следующие формы колебания диска: колебания с одним или несколькими узловыми диаметрами (рис. 14.43, а, б), колебания с одной или несколькими узловыми окружностями (рис. 14.43, в, г) и комбинированные колебания с узловыми диаметрами и узловыми окружностями (рис. 14.44). Чаще всего наблюдаются колебания с узловыми диаметрами и комбинированные колебания.

Частота собственных колебаний диска без учета неравномерности нагрева определяется по формуле

$$f_{qs} = \frac{\alpha_{qs}}{2\pi R_2^2} \sqrt{\frac{E}{10,9q}},$$

где R_2 — наружный диаметр диска;

h — средняя толщина диска;

α_{qs} — коэффициент формы колебаний, зависящий от числа узловых диаметров и окружностей;

q, s — число узловых диаметров и узловых окружностей.

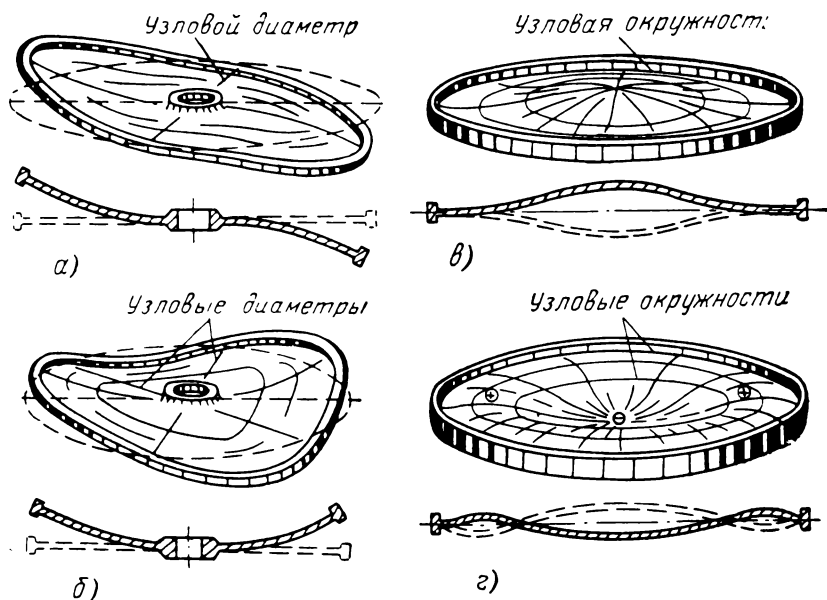


Рис. 14.43. Формы колебаний диска:

а — с одним узловым диаметром; б — с двумя узловыми диаметрами; в — с одной узловой окружностью; г — с двумя узловыми окружностями

Для диска, близкого к плоскому, можно принять $\alpha_{01}=10,24$; $\alpha_{11}=21,25$; $\alpha_{22}=39,8$; $\alpha_{12}=60,8$.

При колебаниях вращающегося диска узловые диаметры не остаются неподвижными по отношению к диску, а вращаются в ту или другую сторону. Подобное перемещение волны деформации по диску называется бегущей волной. Неподвижные поля давлений и скоростей газового потока вызывают колебания с неподвижными в пространстве узловыми диаметрами (относительно диска диаметры вращаются с его числом оборотов). При совпадении частот собственных и вынужденных колебаний в этом случае возникают наиболее опасные резонансы, так как они возбуждаются постоянно

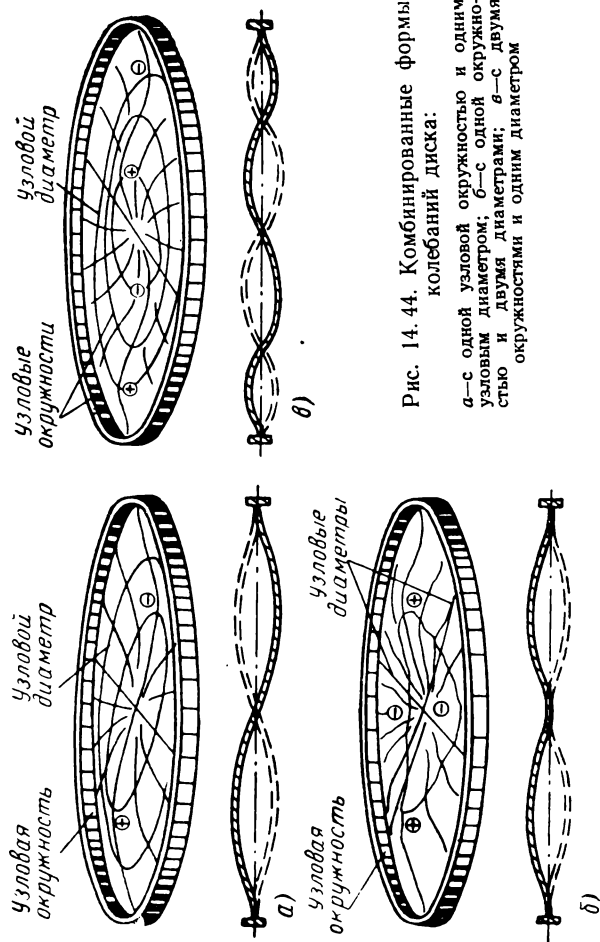


Рис. 14.44. Комбинированные формы колебаний диска:

а—с одной узловой окружностью и одним узловым диаметром; б—с одной окружностью и двумя диаметрами; в—с двумя окружностями и одним диаметром

действующими возмущениями (например, от парциального подвода газа).

Резонансные числа оборотов определяются по формуле

$$n_{\text{рез}} = \frac{60 f_{qs}}{k}.$$

Для борьбы с опасными резонансами применяется ряд конструктивных мер: изменение конфигурации и размеров дисков, что приводит к изменению f_{qs} , изменение расположения сопел или их формы для изменения $f_{\text{возб}}$, увеличение осевого зазора между сопловым аппаратом и диском, приводящее к уменьшению амплитуды возбуждающих сил.

Г л а в а X V

ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ ТОПЛИВОПИТАНИЯ

15.1. Газовые аккумуляторы давления и аккумуляторы давления со сжиженными газами

Газовый аккумулятор давления представляет собой баллон, наполненный сжатым газом. В большинстве случаев баллон выполняется шаровой формы. Если при расчете необходимого объема шарового баллона его диаметр окажется больше миделя летательного аппарата или двигательного отсека, баллон может быть выполнен эллиптического сечения или в виде цилиндра со сферическими днищами того же объема.

Баллон снабжается арматурой: заправочными устройствами, предохранительными и стравливающими клапанами и узлами для крепления. Вес этой арматуры может составлять от 20 до 50% от собственного веса баллона.

Баллоны изготавливаются обычно стальными сварными. Расчетный запас прочности k_n по временному сопротивлению материала σ_b принимается равным 2—3.

Толщина стенки шарового баллона при известных расчетном давлении p_6 и внутреннем диаметре D определяется по формуле

$$\delta = \frac{k_n p_6 D}{4 \sigma_b}.$$

По этой формуле определяется также потребная толщина стенок сферических днищ цилиндрических баллонов. Толщина стенок цилиндрического баллона определяется по формуле

$$\delta = \frac{k_n p_6 D}{2 \sigma_b}.$$

Сухой вес шарового аккумулятора давления без арматуры

$$G_A = (1,2 \div 1,5) \pi D^2 \delta \gamma_6,$$

где γ_6 — весовая плотность материала баллона.

Следует отметить, что при заданных давлениях в топливных баках и их объеме вес баллонов практически не зависит от величины начального давления, так как при увеличении его одновременно уменьшается почти в такой же степени расчетный объем баллона. В целях уменьшения габаритов баллона желательно повышать в нем начальное давление, что ограничивается в основном возможностями заправочных средств, которые чаще всего развивают давления до 250—300 кг/см².

Сухой вес цилиндрического аккумулятора давления при тех же давлении и объеме, что и шарового, получается больше почти в два раза.

Объем баллонов вытеснительных систем топливопитания может составлять до 30% от объема топливных баков.

В вытеснительных системах топливопитания, а также для наддува баков при насосной системе подачи применяются также аккумуляторы со сжиженными газами. Такие аккумуляторы легче по весу, чем

газовые, так как объем баллона со сжиженным газом ввиду большей плотности рабочего тела меньше, и давление в баллоне также меньше. Система топливопитания значительно упрощается, если один и тот же сжиженный газ используется для наддува и в качестве одного из компонентов топлива. Схема такой системы показана на рис. 15.1. Жидкий кислород от насоса 6 попадает в змеевик теплообменника 5 через распределительный клапан 3 и обратный клапан 4. В теплообменнике жидкий кислород нагревается отработавшим парогазом, выходящим из турбины 2. Испаренным жидким кислородом с давлением порядка 2—3 кг/см² наддувается бак жидкого кислорода 1. При указанных условиях расход жидкого кислорода на наддув составляет 0,5—0,6% от расхода кислорода на камеру ЖРД.

15.2. Пороховые аккумуляторы давления и стартеры ТНА

Пороховой аккумулятор давления (ПАД) состоит из камеры сгорания (рис. 15.2), в которой помещен заряд 3 из пороха или

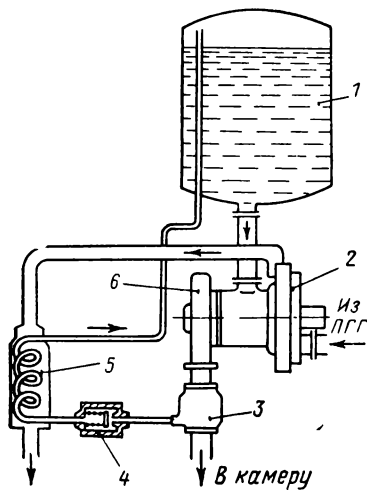


Рис. 15.1. Схема системы наддува бака с аккумулятором давления, работающим на сжиженном газе:

1—бак; 2—турбина ТНА; 3—распределительный клапан; 4—обратный клапан; 5—змеевик теплообменника; 6—насос жидкого кислорода

другого твердого топлива, переднего днища с размещенным на нем воспламенителем 1 и заднего днища. По принципу работы ПАД подразделяются на сверхкритические и докритические [47]. В сверхкритическом ПАД отношение давления подачи p_n к давлению в камере p_k меньше критического или равно ему. В докритическом ПАД это отношение больше критического, но разность давлений $p_n - p_k$ невелика и определяется потерями в подводящих трубопроводах. В сверхкритическом пороховом аккумуляторе давления в задней стенке установлено дросселирующее сопло 4 (рис. 15.2, а); в докритическом ПАД (рис. 15.2, б) дросселирующее сопло отсутствует.

ПАД должен обеспечивать выделение в единицу времени постоянного количества газа. Поэтому применяются заряды, имеющие постоянную поверхность горения: торцовый заряд (рис. 12.2, б) или трубчатая шашка, горящая с наружной и внутренней поверхности. Те поверхности заряда, по которым не должно происходить горение, бронируются специальным составом, не поддерживающим горения. Между зарядом и стенками камеры сгорания, когда они открыты для действия горячих газов, ставится теплоизолирующее покрытие. Наиболее простым покрытием является асбест.

Заряды, предназначенные для длительного горения, выполняются из топлив с малыми скоростями горения. При работе ПАД в вытеснительной системе подачи топлива медленно горящее топливо не может обеспечить быстрый выход двигателя на расчетный режим, так как газы, образовавшиеся в первый период работы ПАД, должны сначала заполнить магистрали и свободный объем баков и обеспечить прогрев элементов системы топливопитания. С целью ускорения выхода на расчетный режим ПАД снабжается дополнительным зарядом 7 (рис. 15.2, б), выполняющим роль пускового заряда и воспламенителя. Этот заряд изготавливается из быстрогорящего твердого топлива. Размеры такого дополнительного заряда выбираются из расчета потребного газовыделения для предварительного создания давления в системе.

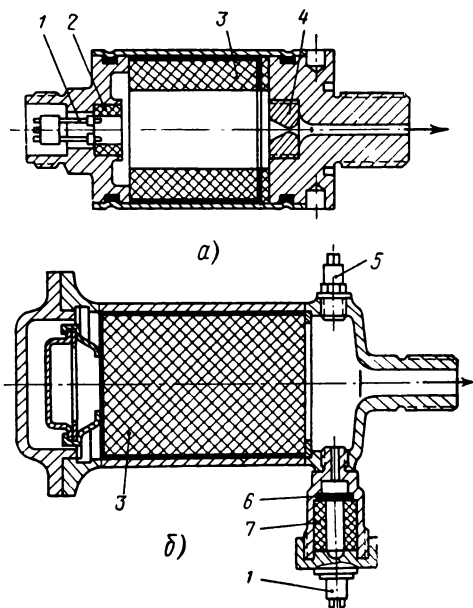


Рис. 15.2. Схемы пороховых аккумуляторов давления:

а—сверхкритический; б—докритический; 1—воспламенитель; 2—воспламенительный заряд; 3—заряд; 4—сопло; 5—предохранительный клапан; 6—мембрана; 7—дополнительный заряд

Сверхкритический ПАД, для которого характерно высокое давление газов в камере сгорания (порядка до $200\text{--}250 \text{ кг/см}^2$), обладает достаточной устойчивостью и способен работать без дополнительных регулирующих устройств [47].

Докритический ПАД работает при давлениях в камере сгорания, незначительно превышающих потребное давление подачи. При давлении больше расчетного количество образующихся газов становится больше количества вытекающих газов, и таким образом за счет разности этих количеств давление в камере должно продолжать увеличиваться [47].

В камере сгорания докритического ПАД устанавливается предохранительный клапан 5 (рис. 15.2, б), открывающийся при расчетном давлении p_r для стравливания в атмосферу избыточного количества газов. При наличии таких условий докритический ПАД работает с постоянным выбросом избыточных газов и его режим работы становится устойчивым.

Несмотря на большую простоту конструкции и надежность работы сверхкритических ПАД в системах топливопитания ЖРД применяются в основном докритические ПАД, так как они значительно легче благодаря меньшему расчетному давлению. Сверхкритические ПАД находят применение в качестве пусковых устройств в жидкостных генераторах газов ТНА. Они имеют заряд, рассчитанный на время работы $0,05\text{--}0,2 \text{ сек}$. В течение этого времени газы заполняют соответствующие магистрали и газогенератор и обеспечивают воспламенение компонентов топлива, подаваемых в газогенератор.

Для воспламенения заряда ПАД применяется запальное устройство, включающее навеску быстродействующего крупнозернистого пороха и электрический запал.

В отдельных случаях, когда газогенератор ТНА работает на основных самовоспламеняющихся компонентах и при запуске не требуется его заполнение газами от ПАД, пороховой аккумулятор давления используется в качестве стартера, подающего газ на турбину ТНА для раскрутки ее.

Пример конструкции порохового стартера показан на рис. 15.3. Стартер имеет цилиндрическую камеру 5 с головкой, в которой установлены два воспламенительных заряда 11, воспламенитель 10 и датчик давления 12. Воспламенители и датчик давления закрыты прорывными мембранами 3. К камере сгорания болтами 14 через прокладку 4 прикреплено заднее днище 1 с соплом 2, также закрытым разрывной мембраной. В камере помещен телескопический заряд из трех трубчатых шашек 6, 7 и 8. С торцов шашки покрыты бронировкой 9.

Корпусы ПАД изготавливаются из жаропрочных сталей. Днища ПАД выполняются обычно отъемными для облегчения монтажа воспламенителя и основного заряда. Толщины стенок ПАД определяются по приведенным в § 15.1 формулам при значениях σ_v , соот-

ветствующих расчетной температуре стенки. Она принимается равной максимальной температуре стенки в конце работы. При

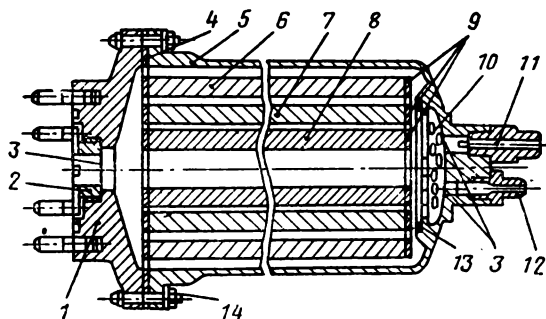


Рис. 15.3. Пороховой стартер:

1—заднее днище; 2—сопло; 3—прорывные мембраны; 4—прокладка; 5—камера; 6, 7, 8—трубчатые шашки; 9—бронировка; 10—воспламенитель; 11—заряды воспламенителя; 12—датчик давления; 13—упругое кольцо; 14—болт

расчете температуры стенки учитывается влияние теплозащитного покрытия (если оно имеется) или свода топлива в случае приклейки заряда к корпусу.

15.3. Газогенераторы

Газогенераторы выполняются одно-, двух- и трехкомпонентными.

Однокомпонентные газогенераторы работают на унитарных топливах, например, перекиси водорода, гидразине (параметры его разложения: $T=365^\circ\text{K}$; $k=1,37$; $R=67 \cdot 10^3$), изопропилнитрате и др. Наиболее распространены однокомпонентные газогенераторы, работающие на перекиси водорода, называемые обычно парогазогенераторами (ПГГ). Параметры продуктов разложения перекиси водорода зависят от ее концентрации (рис. 15.4).

Основным элементом ПГГ является реактор, в котором в присутствии катализатора происходит разложение перекиси водорода. Преимуществом ПГГ является простота регулирования подачи парогаса. При неизменной температуре и постоянной концентрации перекиси водорода температура парогаса постоянна, а количество выделяемого парогаса

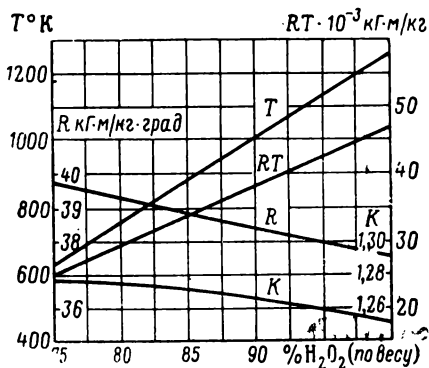


Рис. 15.4. Параметры продуктов разложения перекиси водорода

зависит только от количества подаваемой в реактор перекиси. Таким образом, например, для поддержания заданного режима работы ТНА, турбина которого работает на парогазе, необходимо иметь перед реактором только регулятор постоянства подачи перекиси водорода. Температура парогаса растет с увеличением концентрации перекиси водорода, что делает более выгодным использование концентрированных растворов.

Растворы перекиси водорода высокой концентрации неустойчивы и имеют высокую температуру замерзания, что создает эксплуатационные неудобства, поэтому на практике редко применяют растворы с концентрацией более 90—95%. Максимальная температура парогаса при такой концентрации составляет около 700—800°С. Более высокую температуру парогаса можно получить, вводя в раствор перекиси водорода добавки, сгорающие в газообразном кислороде: фенол, метанол, глицерин. Широкого применения такие растворы не нашли ввиду недостаточной изученности их эксплуатационных свойств.

Конструкция реактора в основном определяется типом применяемого катализатора. Различают ПГГ с твердым и жидким катализатором [47].

Расход жидкого катализатора не превышает 7—10% от расхода перекиси водорода. Преимуществом такого реактора является возможность длительной работы, недостатком — необходимость иметь систему регулирования подачи жидкого катализатора; кроме того, добавление жидкого катализатора снижает концентрацию перекиси водорода.

Этих недостатков лишены ПГГ с твердым катализатором, представляющим собой зерна твердой пористой основы — носителя (гипс, цемент, шамот и др.), пропитанные каталитически активными солями, например, перманганатами, хроматами и др.

К недостатку ПГГ с твердым катализатором в виде зерен относится возможный унос с парогазом частиц катализатора. Это приводит помимо уменьшения активности катализатора к износу лопаток турбины, так как, например, перманганат калия разлагается с выделением твердых частиц перекиси марганца. Для уменьшения выноса из реактора твердых частиц в рассматриваемой конструкции поставлен фильтр, а выходной патрубок 5 расположен сбоку реактора и имеет козырек.

Более совершенной является конструкция реактора с катализатором в виде металлической сетки (рис. 15.5). Перекись водорода через пластину 1 с отверстиями проходит в камеру реактора, в которой расположены два пакета металлических сеток. Пакет 2 состоит из сеток, покрытых катализатором, а нижний пакет 4 — из сеток без покрытия. Сетки пакета 2 выполнены из серебра и покрыты окисью самария. Применяются и сетки из латуни с посеребрением. Серебряные или посеребренные сетки являются весьма активным катализатором, но стоимость их высока. Пакет 4 имеет никелевые сетки или из монель-металла. Эти материалы значи-

тельно дешевле, но их активность меньше. Второй пакет предназначен для разложения той части перекиси водорода, которая осталась неразложившейся после протекания через первый пакет, а также для задержки частиц серебра, уносимых парогазом. Во избежание протекания перекиси водорода в зазор между пакетами и корпусом запрессовываются кольца 3.

Сетки катализатора спрессовываются под высоким давлением и имеют 100—400 отверстий на 1 см^2 . Отверстия в пластине 1 расположены таким образом, чтобы обеспечить равномерный расход

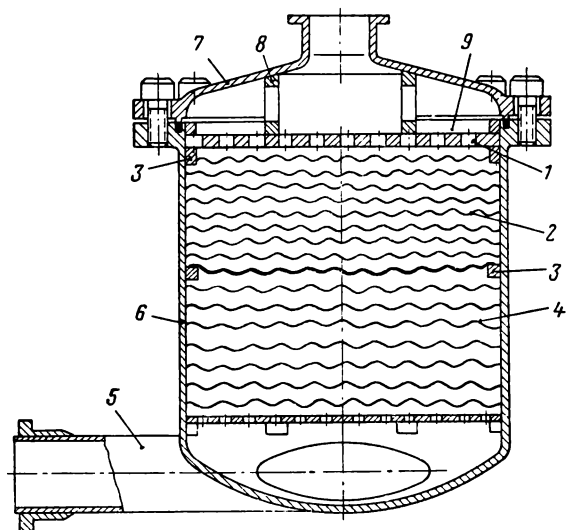


Рис. 15.5. ПГГ с катализатором в виде сетки:

1—пластина; 2, 4—пакеты металлических сеток; 3—кольца;
5—выходной патрубок; 6—корпус реактора; 7—крышка
корпуса; 8—разбрасывающее устройство; 9—полость над
пластиной

перекиси водорода по всей площади поперечного сечения пакетов. Площадь отверстий составляет 20—25% площади пластины; их диаметры 0,8—3,2 мм. Суммарная площадь периферийных отверстий значительно больше, чем площадь отверстий в центральной зоне пластины.

Объем полости 9 над пакетами катализатора подбирается экспериментально. Он должен быть по возможности меньшим для быстрого запуска ПГГ, но в то же время достаточным для равномерного распределения перекиси водорода по поверхности пластины.

В отдельных конструкциях находят применение и пакеты, выполненные из чередующихся стальных покрытых серебром сеток и сеток из нержавеющей стали. Общее количество сеток может быть более 70. Диаметр камеры реактора зависит от расхода па-

рогаза. В ряде конструкций применяются реакторы шаровой формы. Расчет на прочность реакторов производится по той же методике, что и расчет камер ПАД и газовых аккумуляторов давления. Камеры реакторов выполняются из нержавеющей стали.

В двухкомпонентном газогенераторе рабочее тело обычно получается путем сжигания окислителя и горючего, используемых в основной камере двигателя. Такие газогенераторы носят часто название жидкостных генераторов газов (ЖГГ). Они представляют собой специальную камеру сгорания, процесс в которой имеет свои особенности.

В частности, условия работы турбины требуют, чтобы температура газов перед ней была бы не выше $1200\text{--}1500^\circ\text{K}$. Такую низкую температуру можно получить лишь при значительном избытке одного из компонентов.

В этом случае, помимо продуктов окисления, могут получаться и пары одного из компонентов. Если избыточный компонент имеет сложное строение, то, кроме того, получают продукты его разложения. Так при применении нефтяных и некоторых других горючих в случае избытка горючего в состав продуктов реакции могут входить углеводороды, например, CH_4 , C_2H_6 , и свободный твердый углерод. При малых значениях коэффициента избытка окислителя наблюдается образование кокса и сажи, что при длительной и многократной работе может привести к значительному загрязнению тракта рабочего тела.

На выбор избыточного компонента влияют разные обстоятельства. Так окислительную среду ($\alpha > 1$) нежелательно иметь, когда газ омывает детали, выполненные из подверженных окислению материалов. Необходимо также учитывать параметры R и k рабочего тела, чтобы при данной температуре можно было получить возможно большую работу турбины.

На рис. 15.6 приведены расчетные зависимости параметров продуктов сгорания от коэффициента избытка окислителя для двух топлив. Из графика видно, что температуру менее 1500°K можно получить при $\alpha < 0,25 \div 0,35$ и при $\alpha > 4 \div 5$.

Следует однако иметь в виду, что при очень богатых смесях расчетные значения температуры в ряде случаев оказываются на $100\text{--}200^\circ\text{C}$ выше экспериментальных. Это объясняется сложным химическим составом продуктов реакции для некоторых топлив, который не всегда удается учесть в расчетах, а также тем, что вследствие малых скоростей реакций не успевает установиться термодинамическое равновесие, в то время как в расчете определяются равновесные состав и температура продуктов сгорания. Для точных расчетов следует ориентироваться на экспериментальные данные по составу и температуре рабочего тела турбины.

Возможны различные схемы организации процесса в двухкомпонентном ЖГГ: с подводом топлива только со стороны головки и с двухступенчатым смешением. Так как для двухкомпонентных газогенераторов характерно сжигание топлива при очень малых

или больших коэффициентах избытка окислителя, а следовательно, при низких температурах газов, то применение такой схемы целесообразно для легко испаряющихся или легко воспламеняющихся топлив. При двухступенчатом смешении компоненты топлива со стороны головки подаются при относительно высоком коэффициенте избытка окислителя ($\alpha = 0,5 \div 0,7$). Остальная часть избыточного компонента (в данном случае горючего), подается на некотором расстоянии от головки. В этом случае сгорание основной части топлива происходит при больших температурах ($2000\text{—}3500^\circ\text{K}$) и поэтому процесс отличается высокой скоростью и устойчивостью. Избыточный компонент, поступающий на некотором расстоянии от головки, подвергается действию горячих газов и, испаряясь, охлаждает их до необходимой температуры. Такая схема газогенератора целесообразна для малоактивных высококипящих веществ.

Жидкостные генераторы газа, работающие на двухкомпонентном или трехкомпонентном топливе, состоят обычно из тех же элементов, что и камеры ЖРД и по конструктивному оформлению сходны с ними — они имеют камеру сгорания, головку и выходной патрубок.

Камеры сгорания в большинстве случаев цилиндрические, двухстенные, с регенеративным охлаждением. В качестве охладителя используется чаще горючее, так как наиболее распространены ЖГГ с коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 0,1 \div 0,5$. Так как газовые нагрузки на стенки камеры сгорания ЖГГ относительно невелики и их тепловой режим благоприятен, могут применяться конструкции с редко расположенными связями между стенками или с несвязанными стенками. В качестве редкорасположенных связей могут применяться, например, точечные выштамповки.

При составе топливной смеси, резко отличающемся от стехиометрического, возможна значительная неравномерность поля температур газа, что недопустимо для лопаток турбины. В целях создания более благоприятных условий для выравнивания поля температур на выходе из ЖГГ камеры сгорания выполняются с большей приведенной длиной, чем это принято при тех же компонентах для основных камер ЖРД. Относительно большую приведенную

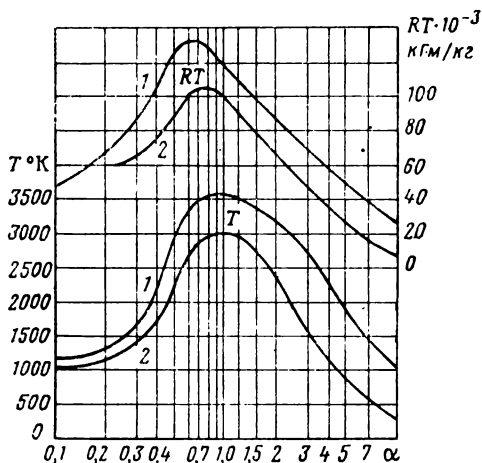


Рис. 15.6. Расчетная температура сгорания двух топлив в зависимости от α :
1 — кислород — керосин; 2 — азотная кислота — керосин

длину имеют и камеры ЖГГ с двухзональным подводом компонентов.

При цилиндрических камерах сгорания и центробежных форсунках головки камер выполняются плоскими с тремя стенками. Наружная стенка, как и в основных камерах ЖРД, имеет форму, близкую к сферической. Крепление центробежных форсунок аналогично применяемому в основных камерах. Для уменьшения нагара выгодней сотовое расположение форсунок, обеспечивающее более равномерное смещение компонентов. Ввиду относительно высокой температуры газа в камере внутреннее охлаждение созданием пристеночного слоя жидкости не применяется. Перепад давления на форсунках выбирается более высоким, чем в основных камерах ($12\text{--}16 \text{ кг/см}^2$).

При двухступенчатом смещении компонентов форсунки второго пояса могут быть выполнены струйными, в виде отверстий во внутренней камере сгорания. Более сложной является конструкция с форсунками, подающими компоненты навстречу току газов или попутно. Такие форсунки могут устанавливаться на специальной решетке, расположенной в камере сгорания, или на кронштейне, роль которого может выполнять подводящий горючее трубопровод; в последнем случае ухудшается надежность работы ЖГГ из-за возможного перегрева.

В трехкомпонентном ЖГГ понижение температуры продуктов сгорания достигается при подаче окислителя и горючего при высоких α ($0,5\div 0,8$) добавлением третьего инертного компонента (для этих целей можно использовать воду).

Схема трехкомпонентного генератора со сферической головкой и охлаждением стенок камеры сгорания водой показана на рис. 15.7. В центре головки устанавливается воспламенительное устройство 2. Горючее и окислитель подводятся соответственно форсунками 1 и 3, вода к рубашке подводится по штуцеру 4, а в камеру сгорания поступает через форсунки 5. Выходной патрубок газогенератора не охлаждается.

Хорошему перемешиванию продуктов сгорания и некоторому уменьшению непосредственного попадания сажи в турбину способствует схема газогенератора с боковым отводом газов, показанная на рис. 15.8. На сферической неохлаждаемой форсуночной головке 5 по периферии расположены концентричными рядами форсунки горючего 6, а в центре — распылитель 7 с форсунками, впрыскивающими окислитель в радиальном направлении. Для воспламенения топлива установлены два пороховых воспламенителя 4. Газы от головки попадают во внутреннюю цилиндрическую одностенную камеру 3. В центре этой камеры на некотором удалении от головки установлена вихревая форсунка горючего 8. Через нее подается в камеру около $8\text{--}10\%$ горючего. Отбор газов из цилиндрической камеры производится по отверстиям 2, а к турбине газ поступает через патрубок на сферическом неохлаждаемом корпусе газогенератора 9. Газогенератор имеет отъемные головки 5 и 1. Для уплот-

нения в стыках проложены мягкие прокладки. Вес подобного ЖГГ за счет применения сферической неохлаждаемой камеры и цилиндрической камеры 3, уменьшающей теплоотвод в стенки, может быть уменьшен по сравнению с обычными прямоточными камерами.

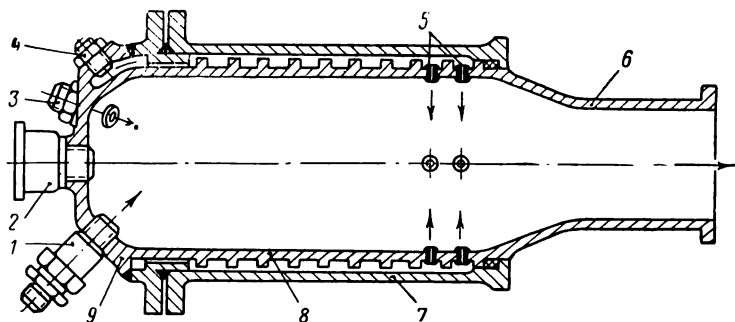


Рис. 15.7. Трехкомпонентный ЖГГ:

1—форсунка горючего; 2—воспламенительное устройство; 3—форсунка окислителя; 4—штуцер подвода воды; 5—водяные форсунки; 6—выходной патрубок; 7—наружная стенка камеры; 8—внутренняя стенка камеры; 9—головка

Расчеты на прочность ЖГГ производятся по изложенным выше методикам с учетом температуры стенок. В двигателях многозарового применения из-за относительно небольшой тепловой напряженности ресурс ЖГГ может быть больше ресурса основной камеры сгорания.

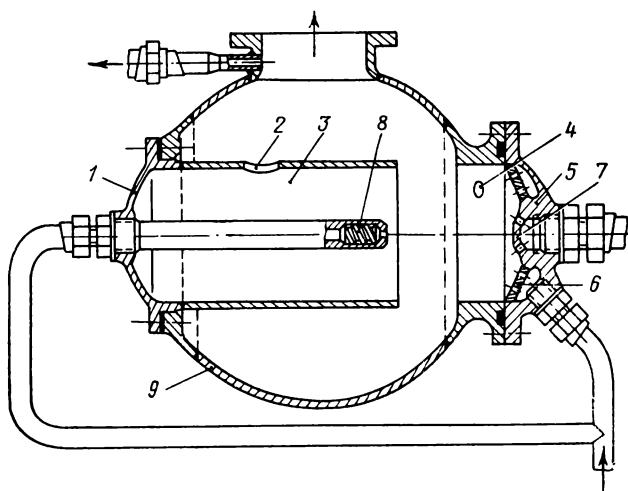


Рис. 15.8. Сферический ЖГГ:

1—головка цилиндрической камеры; 2—окно; 3—цилиндрическая камера; 4—воспламенители; 5—форсуночная головка камеры; 6—форсунки горючего; 7—распылитель окислителя; 8—вихревая форсунка горючего; 9—шаровой корпус ЖГГ

15.4. Клапаны систем топливопитания

Управление потоками жидкости в системах топливопитания ЖРД осуществляется клапанами. По способу приведения в действие клапаны подразделяются на неуправляемые и управляемые. Неуправляемые клапаны не имеют сервомотора для открывания или закрывания клапана. Неуправляемый клапан открывается разностью сил давления жидкости или газа на клапан. Управляемые клапаны имеют сервомоторы, приводимые в действие давлением газа или жидкости, а также электромагнитами.

Клапаны бывают нормально закрытыми или нормально открытыми; первые при подаче давления или электрического тока открываются, вторые — закрываются. Основными частями каждого клапана являются собственно клапан (тарель) (рис. 15.9 и 15.10) и седло, к которому клапан прижимается. В седле клапана или в самой тарели имеется уплотняющая вставка. Вставка в зависимости от свойств жидкости и величины давления выполняется из резины, пластмассы или мягкого металла или материала. В тех случаях, когда агрессивность жидкости или газа не позволяет применять неметаллические материалы, клапан и седло выполняются из нержавеющей стали. Такой клапан к седлу шлифуется и притирается.

Клапан должен удовлетворять двум основным требованиям: обеспечивать герметичность в закрытом состоянии и пропускать заданный расход при заданном перепаде давления в открытом состоянии.

Герметичность клапана зависит от перепада давления на клапане, свойств материала в месте контакта и площади соприкосновения клапана с седлом. Считается, что площадь соприкосновения не имеет разрывов по окружности. Усилие, которое необходимо приложить к клапану, находящемуся в закрытом состоянии, для обеспечения герметичности находится по формуле

$$P_{\Gamma} = k_{\Gamma} p_{\Gamma} F_c, \quad (15.1)$$

где k_{Γ} — запас герметичности;

p_{Γ} — минимальное потребное давление герметичности;

F_c — площадь соприкосновения клапана с седлом.

Обычно принимается $k_{\Gamma} > 2$. Минимальное потребное давление герметичности p_{Γ} определяется свойствами материалов, применяемых для уплотнения, и разностью давлений на входе и выходе из клапана. Для плоских тарелей величина p_{Γ} определяется эмпирическими зависимостями:

для твердых материалов

$$p_{\Gamma} = a(p_{\text{вх}} - p_{\text{вых}})^b;$$

для мягких материалов

$$p_{\Gamma} = a(p_{\text{вх}} - p_{\text{вых}}) + c,$$

Рис. 15. 9. Схема неуправляемого клапана:

1—пружина; 2—клапан (тарель); 3—седло

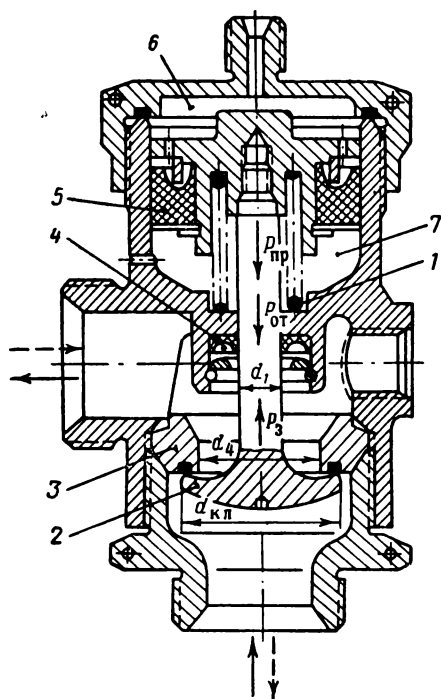
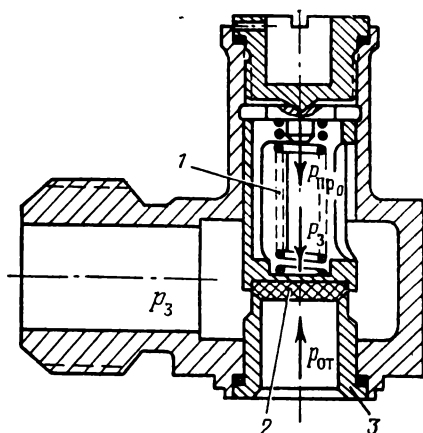


Рис. 15. 10. Клапан с сервомотором:

1—пружина; 2—клапан; 3—седло; 4—уплотнения; 5—уплотнение сервопоршня; 6, 7—полости сервомотора

где $p_{вх}$ — давление на входе;

$p_{вых}$ — давление на выходе;

a, b, c — постоянные коэффициенты, значения которых для наиболее распространенных материалов уплотнений приведены в табл. 15.1.

Т а б л и ц а 15.1

Характеристики уплотняющих материалов

Материал	a	b	c
Эбонит	100	0,121	
Фибра твердая	100—135	0,167	
Свинец	2700	0,667	
Отожженная красная медь	1050	0,16	
Алюминий	8500	0,54	
Клингерит	0,78		30
Резина различной твердости	0,20—0,85		40—55
Фибра мягкая	0,45		45
Кожа	0,9		26
Асбест	0,7		33

Расчет неуправляемого клапана сводится к определению характеристики пружины, обеспечивающей необходимую для герметичности силу прижатия клапана к седлу в закрытом состоянии при заданном перепаде давлений на клапане, а также максимального подъема клапана для получения расчетного расхода.

В открытом и закрытом состоянии на клапан действуют три силы: сила пружины $P_{пр}$, сила давления жидкости $P_з$, направленная в сторону закрытия клапана, и сила давления $P_{от}$, направленная в сторону открытия клапана. При закрытом клапане должно обеспечиваться условие герметичности (см. рис. 15.9)

$$P_{г} = P_{пр0} + P_з - P_{от}, \quad (15.2)$$

где

$$P_{пр0} = k_{пр} h_0; \quad P_з = p_з F_з; \quad P_{от} = p_{от} F_{от}.$$

Здесь $k_{пр}$ — коэффициент упругости пружины;

h_0 — предварительное поджатие пружины;

$p_{от}, p_з$ — давления, действующие соответственно на открывание и закрывание клапана;

$F_{от}, F_з$ — площади клапана со стороны давлений $p_{от}$ и $p_з$.

В открытом состоянии, когда клапан поднят от седла на величину h , расход G через него определяется по уравнению

$$G = A d_{\text{кл}} h,$$

где

$$A = \pi \mu \sqrt{2g\gamma(p_{\text{вх}} - p_{\text{вых}})},$$

$d_{\text{кл}}$ — диаметр клапана;

$p_{\text{вх}}, p_{\text{вых}}$ — давления жидкости на входе и выходе;

μ — коэффициент расхода клапана, принимаемый обычно равным 0,65—0,75.

По уравнению расхода определяется потребная величина подъема клапана h . В открытом положении клапан находится в равновесии при условии

$$P_{\text{пр}} + P'_3 - P'_{\text{от}} = 0, \quad (15.3)$$

где

$$P_{\text{пр}} = k_{\text{пр}}(h_0 + h); \quad P'_3 = p_{\text{вых}} F_3; \quad P'_{\text{от}} = p_{\text{вх}} F_{\text{от}}.$$

Решая уравнения (15.2) и (15.3), можно определить жесткость пружины $k_{\text{пр}}$ и величину деформации пружины при предварительной затяжке h_0 :

$$k_{\text{пр}} = \frac{1}{h} [(p_{\text{вх}} - p_{\text{от}}) F_{\text{от}} - (p_{\text{вх}} - p_3) F_3 - P_{\text{г}}];$$

$$h_0 = \frac{1}{k_{\text{пр}}} (P_{\text{г}} - P_3 - P_{\text{от}}).$$

Управляемый клапан снабжается сервомотором, развивающим необходимое усилие для открывания или закрывания клапана и удержания его в открытом состоянии.

Клапан с пневматическим или гидравлическим сервомотором показан на рис. 15.10. Клапан 2 штоком связан с поршнем сервомотора, имеющим уплотнительную манжету 5. В полость 6 сервомотора подается рабочее тело. В полости 7, связанной с атмосферой, находится пружина 1. Для уплотнения подвижных частей клапана применяются кожаные или резиновые манжеты 4. Клапан может быть нормально закрытым или открытым. В нормально закрытом состоянии рабочее тело не подается в сервомотор и клапан прижимается к седлу силой пружины. Для открывания клапана требуется создание давления в полости 6 сервомотора, которое должно преодолеть силу пружины и в рабочем состоянии удерживать клапан в положении, обеспечивающем заданный расход. Нормально открытый клапан имеет сервомотор, находящийся под действием давления рабочего тела. Для закрывания клапана требуется сравнять давление из полости 6. Конструктивно клапан может быть выполнен так, что рабочее тело подается в полость 7 сервомотора, а пружина расположена в полости 6. Тогда в нор-

мально закрытом состоянии клапан удерживается давлением, а в нормально открытом состоянии — пружиной.

Если клапан должен открываться после запуска двигателя, то последний вариант более удобен с точки зрения надежности в эксплуатации: при предстартовой проверке наличие давления в полости 7 сервомотора свидетельствует об исправности системы и готовности ее к запуску. Такое состояние легко контролируется. Для приведения клапана в рабочее состояние следует только стравить давление из сервомотора, а не подать давление в сервомотор, как при конструкции, показанной на рис. 15. 10.

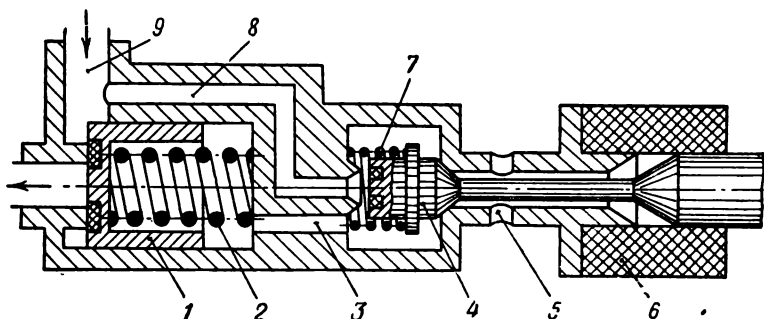


Рис. 15. 11. Схема электропневмоклапана:

1—поршень-клапан; 2—пружина клапана; 3, 8—каналы; 4—управляющий клапан; 5—сообщающие отверстия; 6—электромагнит; 7—пружина управляющего клапана; 9—подводящий канал

Клапаны с пневматическим и гидравлическим сервомотором применяются обычно, когда требуются большие усилия перемещения — в магистралях с большими расходами и при высоких давлениях. В трубопроводах с малыми расходами могут применяться клапаны с электромагнитом. Они же используются и как управляющие элементы в пневматических системах, подающих рабочее тело в клапаны с пневматическими сервомоторами. Схема подобного клапана — электропневмоклапана — показана на рис. 15. 11.

Сердечник электромагнита 6 через шток связан с управляющим клапаном 4. При включенном электромагните клапан 4, преодолевая силу пружины 7, садится в седло, закрывая канал 8. Газ высокого давления подходит по каналу 9 и, сжимая пружину 2, открывает клапан 1. При обесточивании электромагнита пружина 7 открывает клапан и воздух из канала 8 через канал 3 попадает в полость под поршнем 1. Так как давление воздуха с обеих сторон клапана одинаково, пружина 2 сажает клапан в седло. При закрытом клапане полость над поршнем 1 через канал 3 и отверстия 5 сообщается с внешней средой.

Для управления клапанами могут применяться и пиропатроны. Достоинство пиропатронов в том, что они обеспечивают быстрое действие клапанов, легки и не требуют длинных трубопроводов.

Они применяются в системах топливопитания ЖРД одноразового действия.

Конструкция нормально открытого клапана с электромагнитным приводом показана на рис. 15.12. При обесточенном электромагните 3 клапан 2 открывается пружиной 1. При включении электромагнита сердечник 4 идет вниз и закрывает клапан.

При расчете управляемых клапанов определяются усилия для создания герметичности и подъема и удержания клапана в заданном открытом состоянии.

Нормально закрытый клапан (см. рис. 15.10) находится под действием силы пружины $P_{\text{пр0}}$, силы $P_{\text{от}}$, действующей в сторону открытия, и силы P_3 , действующей в сторону закрытия. Условие герметичности клапана записывается по формуле (15.2).

Например, если клапан открывается в сторону входа жидкости, движение которой показано на рис. 15.10 сплошными стрелками, то с учетом проставленных размеров и условия $p_3 = p_{\text{вх}}$, $p_{\text{от}} = p_{\text{вых}}$ имеем

$$P_{\text{от}} = p_{\text{вых}} \frac{\pi}{4} (d_4^2 - d_1^2); \quad P_3 = p_{\text{вх}} \frac{\pi}{4} d_{\text{кл}}^2.$$

При движении жидкости в направлении, показанном на рис. 15.10 пунктирными стрелками, $p_{\text{от}} = p_{\text{вх}}$ и $p_3 = p_{\text{вых}}$;

тогда

$$P_{\text{от}} = p_{\text{вх}} \frac{\pi}{4} (d_4^2 - d_1^2); \quad P_3 = p_{\text{вых}} \frac{\pi}{4} d_{\text{кл}}^2.$$

Из уравнения (15.2) может быть получена сила предварительного сжатия пружины, необходимая для обеспечения герметичности клапана с учетом соответствующих направлению движения жидкости значений P_3 и $P_{\text{от}}$:

$$P_{\text{пр0}} = P_{\Gamma} - P_3 + P_{\text{от}}.$$

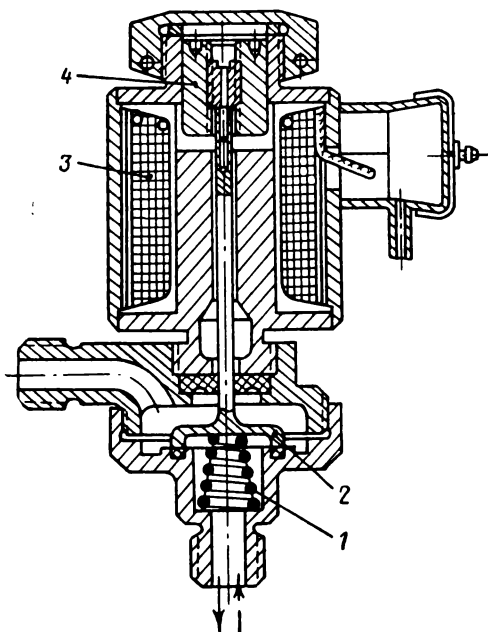


Рис. 15.12. Электромагнитный клапан:

1—пружина; 2—клапан; 3—электромагнит;
4—сердечник

Для открывания нормально закрытого клапана требуется усилие сервомотора

$$P_c = P_{\text{пр}0} + P_z + P_{\text{от}} + \sum_{i=1}^{i=n} P_{\text{тр} i},$$

где $\sum_{i=1}^{i=n} P_{\text{тр} i}$ — сумма всех сил трения, действующих по n трущимся поверхностям уплотнений или манжет поршня.

Сила трения определяется формулой

$$P_{\text{тр} i} = f_{\text{тр} i} p \pi d_{\text{тр}} h_{\text{тр}},$$

где $f_{\text{тр} i}$ — коэффициент трения i -й пары;

p — давление в полости манжет или уплотнений;

$d_{\text{тр}}$, $h_{\text{тр}}$ — диаметр и высота цилиндрической поверхности трения манжет или уплотнений.

Коэффициент трения зависит от материала уплотнения. Для мягкой кожи, работающей в маловязкой жидкости, $f_{\text{тр}} = 0,03 \div 0,07$; для твердой кожи $f_{\text{тр}} = 0,10 \div 0,13$; для кожи, работающей без смазки, $f_{\text{тр}} = 0,2$. Сила трения покоя может быть в 3—4 раза больше силы трения движения. Для исключения силы трения уплотнение может быть осуществлено с помощью сальфона.

Для удержания клапана в открытом состоянии при известной величине подъема клапана h усилие сервомотора определяется по формуле

$$P'_c = P_{\text{пр}} + P_z - P_{\text{от}},$$

где

$$P_{\text{пр}} = k_{\text{пр}} (h_0 + h).$$

Сервомотор рассчитывается на то усилие P_c или P'_c (с учетом запаса силы k_c), которое больше

$$P_{c.p} = k_c P_c$$

или

$$P_{c.p} = k_c P'_c,$$

где $P_{c.p}$ — расчетное усилие сервомотора.

Запас силы k_c берется в зависимости от типа уплотнения в пределах 1,2—2.

При нормально открытом клапане усилие сервомотора, удерживающего клапан в закрытом состоянии (см. рис. 15.12), определяется по формуле

$$P_c = P_{\text{г}} + P_{\text{пр}} - P_z + P_{\text{от}},$$

где

$$P_{\text{пр}} = k_{\text{пр}} h_z,$$

h_z — деформация пружины при закрытом клапане.

Величины сил P_3 и $P_{от}$ определяются с учетом направления движения жидкости.

По известной силе P_c в случае гидравлического или пневматического сервомотора может быть определено необходимое давление в полости сервомотора или при известном давлении рабочего

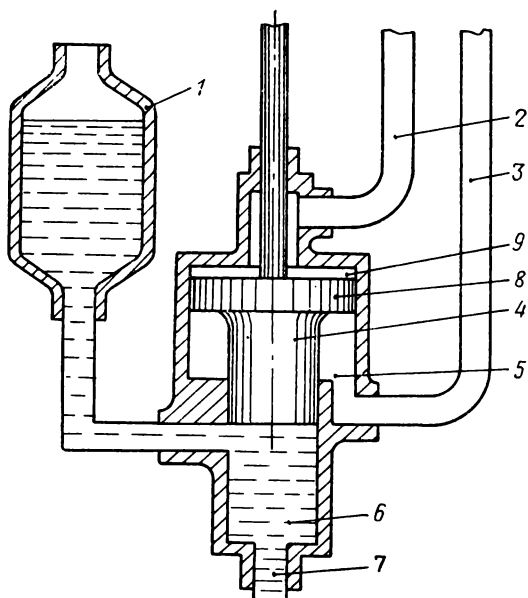


Рис. 15. 13. Схема гидроусилителя:

1—бак; 2, 3, 7—каналы; 4, 8—дифференциальный поршень; 5, 9—воздушные полости; 6—полость жидкости

тела — площадь поршня. При большом значении усилия перемещения, чтобы избежать увеличения размеров поршня или не повышать чрезмерно давление в системе управления, гидравлические сервомоторы могут работать от гидроусилителей (рис. 15. 13). При подаче давления в полость 9 дифференциальный поршень 4, 8 перемещается в сторону полости 6, выдавливая жидкость в канал 7. Давление в канале 7 будет во столько раз больше давления в канале 2, во сколько раз площадь поршня 8 больше площади поршня 4.

15. 5. Редукторы давления

Редукторы давления предназначены для понижения и поддержания на заданном уровне давления газа или жидкости на выходе из редуктора. Таким образом, редуктор представляет собой простейший автоматический регулятор давления. Ввиду отсутствия сервомотора он может быть отнесен к регуляторам прямого дей-

ствия. Настройка редуктора большей частью бывает постоянной и не изменяется во время работы двигателя. Находят применение и настраиваемые редукторы, в которых заданная величина давления в зависимости от внешних условий может перед запуском изменяться в соответствии с техническими условиями. Если для регулирования двигателя требуется изменять давление после редуктора в процессе работы, он выполняется с переменной настройкой.

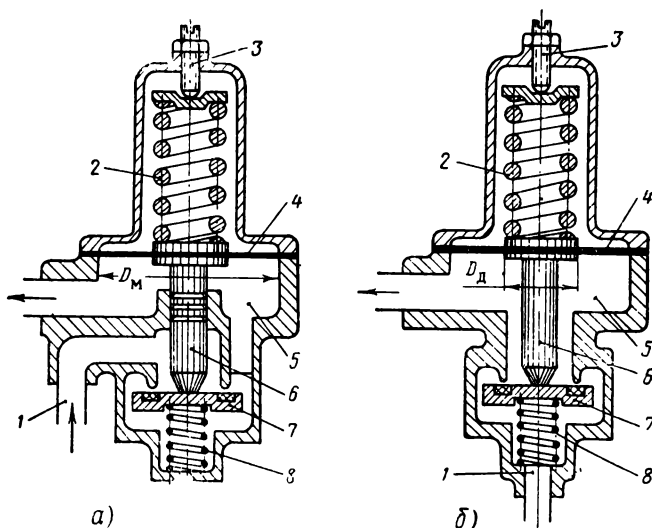


Рис. 15. 14. Схемы редукторов:

а—прямого действия; б—обратного действия; 1—входной канал; 2—пружина; 3—регулирующий винт; 4—мембрана; 5—выходная полость редуктора; 6—шток клапана; 7—клапан; 8—закрывающая пружина

Схемы редукторов с постоянной настройкой показаны на рис. 15. 14. Редуктор состоит из регулирующего органа — клапана 7 и чувствительного элемента — мембраны 4. Величина подъема клапана от седла определяет площадь проходного сечения клапана, а следовательно, и его дросселирующее действие. Мембрана 4 вместе с пружинами 2 и 8, служит для создания силы, необходимой для подъема клапана 7, с которым она связана штоком 6. Настроенным элементом редуктора служит винт 3, которым можно изменять натяжение пружины 2. Рабочее вещество входит в редуктор по каналу 1 с давлением $p_{вх}$ и, пройдя клапан, попадает в полость 5, где устанавливается заданное давление $p_{вых}$. В редукторе, показанном на рис. 15. 14, а, высокое давление способствует открытию клапана. Такие редукторы называются редукторами прямого действия; в редукторе обратного действия (рис. 15. 14, б) высокое давление способствует прижатия клапана к седлу. В качестве чув-

ствительного элемента может применяться вместо мембраны сильфон или поршень.

Принцип работы редуктора сводится к следующему. Пружина 2 стремится открыть клапан 7. Из канала 1 через клапан в полость 5 поступает рабочее вещество, а на мембране 4 возникает усилие, стремящееся закрыть клапан. В результате устанавливается рав-

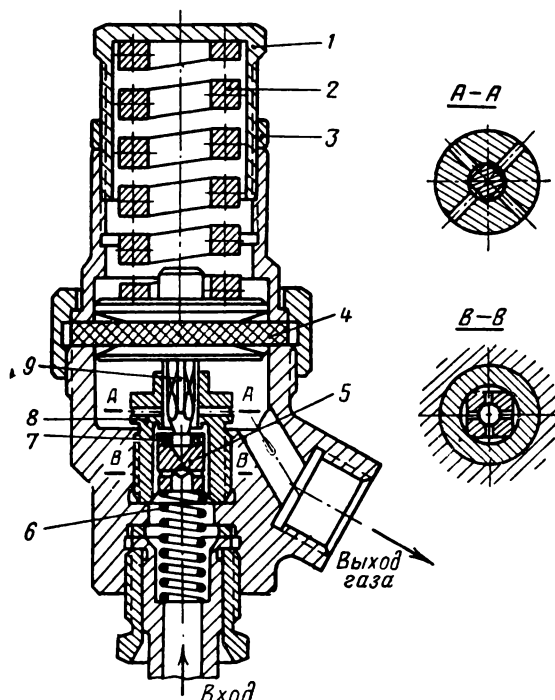


Рис. 15.15. Редуктор обратного действия с мембраной:

1—гайка; 2—пружина; 3—контргайка; 4—мембрана; 5—клапан; 6—закрывающая пружина; 7—прокладка; 8—седло клапана; 9—шток клапана

новесие сил, при котором клапан будет поднят на некоторую высоту, соответствующую заданному давлению в полости 5.

В системах топливопитания ЖРД в основном применяются редукторы обратного действия. Их преимущество перед редукторами прямого действия состоит в том, что в случае поломки замыкающей пружины 8 нет опасности резкого повышения давления на выходе из редуктора. В редукторе прямого действия для устранения этого недостатка отказываются от замыкающей пружины, соединяя клапан жестко со штоком или устанавливая под клапан поршень, на который действует давление газа.

Примеры конструктивного выполнения редукторов с чувствительными элементами, выполненными в виде мембраны, сиффона и поршня, показаны на рис. 15. 15—15. 17.

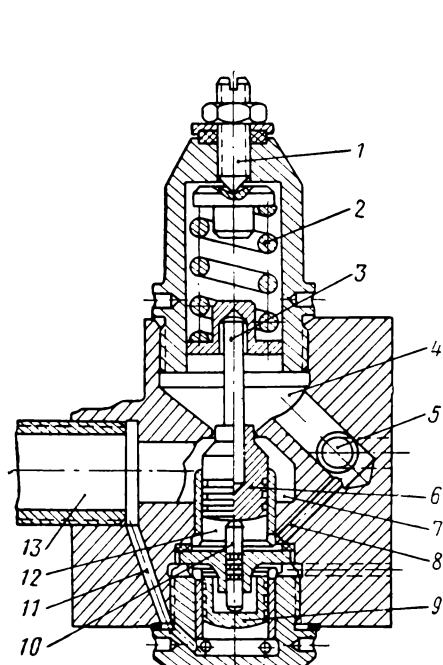


Рис. 15. 16. Редуктор прямого действия с поршневым чувствительным элементом:

1—регулирующий винт; 2—пружина; 3—шток клапана; 4—полость входа; 5—входной канал; 6—поршень-клапан; 7—полость выхода; 8—канал; 9—поршень чувствительного элемента; 10—шток; 11—канал; 12—полость разгрузки; 13—выходной канал

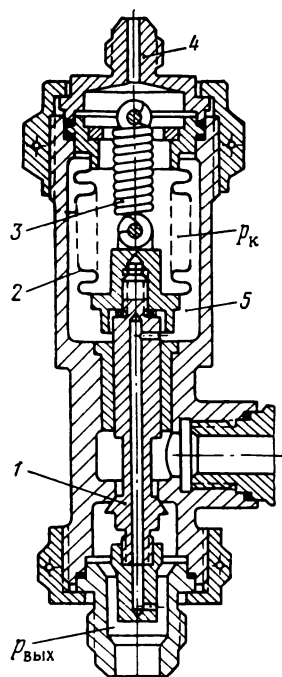


Рис. 15. 17. Редуктор с переменной настройкой и сифонным чувствительным элементом:

1—клапан; 2—сиффон; 3—пружина; 4—штуцер подачи командного давления; 5—камера сиффона

Эффективная площадь мембраны в конструкциях с дисками (см. рис. 15. 14) равна

$$F_m = a \frac{\pi}{4} D_m^2, \quad (15.4)$$

где D_m — диаметр мембраны;

a — поправочный коэффициент, учитывающий влияние дисков.

Поправочный коэффициент a может быть вычислен по формуле

$$a = 0,33 \left[1 + \frac{D_d}{D_m} + \left(\frac{D_d}{D_m} \right)^2 \right],$$

где D_d — диаметр диска.

Мембранный чувствительный элемент обеспечивает относительно малое перемещение центра мембраны, а следовательно, и ход клапана. В тех случаях, когда требуется большой ход клапана, целесообразней применять сифонные или поршневые чувствительные элементы.

При расчетах силы, действующей на сиффон, эффективная площадь сиффона может приниматься равной

$$F_c = \frac{\pi}{4} D_{\text{ср}}^2,$$

где $D_{\text{ср}}$ — средний диаметр гофров сиффона.

Редуктор с поршневым чувствительным элементом (см. рис. 15.16) — прямого действия. Газ подается в редуктор через входной канал 5 и поступает в полость 4, способствуя открытию клапана 6. Поршень 9 чувствительного элемента находится под действием давления выходящего газа, подаваемого по каналу 11. Пружина 2 чувствительного элемента связана с поршнем 9 штоком 3 и через клапан 6 штоком 10. Для разгрузки клапана от сил давления газа на входе имеется устройство в виде поршня, составляющего единое целое с клапаном 6. Под поршень-клапан 6 по каналу 8 подается давление газа на входе в редуктор. Ввиду большей эффективной площади поршня-клапана со стороны полости 12 сила давления входящего газа будет действовать в сторону закрывания клапана, как в редукторе обратного действия.

Помимо рассмотренных выше редукторов с постоянной настройкой, в системах регулирования находят применение и редукторы с переменной настройкой, играющие роль регуляторов расхода. Принципиальная схема такого редуктора показана на рис. 15.18. В нем вместо пружины, имеющей постоянную настройку, со стороны полости 6 на мембрану действует сила давления воздуха. Это давление p_k называется командным. При переменном командном давлении можно получить нужное для процесса двигателя давление на выходе из редуктора или расход рабочего тела. Достоинствами редуктора с командным давлением являются гибкость системы управления давлением выхода и снижение остаточной неравномерности регулирования. Упрощается и система управ-

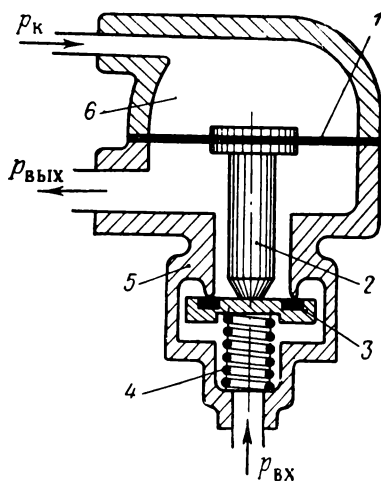


Рис. 15.18. Схема редуктора с переменной настройкой:

1 — мембрана; 2 — шток; 3 — клапан; 4 — замыкающая пружина; 5 — седло; 6 — камера редуктора

ления двигателем, так как один редуктор командного давления может управлять работой нескольких редукторов, регулирующих расход компонентов. При наличии командного давления дополнительно, для снижения максимальной величины давления командного газа, в камере над мембраной может устанавливаться редукторная пружина постоянной настройки.

Схема редуктора с сильфонным чувствительным элементом и редукторной пружиной с подачей командного давления внутрь сильфона показана на рис. 15. 17. В камеру сильфона 5 по сверлению в штоке клапана 1 подается давление $p_{\text{вых}}$. Командное давление p_k подается по штуцеру 4. Пружина 3 работает на растяжение и выполняет роль замыкающей пружины, обеспечивающей герметичность клапана.

Уравнение равновесия сил, действующих на клапан, с учетом разгрузки его от действия давления на входе будет следующим:

$$p_{\text{вых}}(F_c + f_{\text{кл}}) + k_{\text{пр.с}}(h + h_0) - p_k F_c = 0, \quad (15.5)$$

где F_c — эффективная площадь сильфона;

$k_{\text{пр.с}}$ — коэффициент жесткости пружины совместно с сильфоном;

h_0 — деформация пружины при предварительной затяжке.

Из уравнения (15.5) находим

$$p_{\text{вых}} = p_k \frac{F_c}{F_c + f_{\text{кл}}} - k_{\text{пр.с}} \frac{h + h_0}{F_c + f_{\text{кл}}}. \quad (15.6)$$

Как видно из формулы (15.6), давление на выходе зависит не только от командного давления, но и от высоты подъема клапана, т. е. от расхода компонента. Таким образом этот регулятор обладает статизмом, увеличивающимся с ростом жесткости пружины.

Корпусы редукторов изготавливаются из алюминиевых сплавов или из стали. Мембраны и сильфоны выполняются из материалов, применяемых для аналогичных деталей в других элементах системы топливопитания. Клапаны в большинстве случаев выполняются стальными, особенно, если они не имеют специальных уплотняющих прокладок и садятся своими коническими наконечниками в седла. При мягком материале клапана в таких случаях возможен наклеп и нарушение герметичности. Методика расчета характеристик редукторов и рекомендации по выбору размеров их элементов подробно изложены в работе [47].

15.6. Трубопроводы. Дополнительные агрегаты систем топливопитания ЖРД

В системах топливопитания ЖРД применяются гибкие и жесткие трубопроводы. Гибкие трубопроводы нечувствительны к перекосам, вибростойки и удобны при монтаже. Однако они применяются реже, чем жесткие трубопроводы, выполняемые из нержавеющей стали или алюминиевых сплавов, ввиду большей дешевизны и легкости последних.

Трубопроводы должны иметь по возможности меньший диаметр, особенно при высоких давлениях компонентов, что ограничивается допустимой скоростью движения жидкости. В трубопроводах, подводящих компоненты топлива к насосам, скорость движения жидкости во избежание кавитации не должна превышать 5—12 м/сек. Подводящие трубопроводы, если нет особых причин, делают короткими и избегают, по возможности, резких поворотов и изменений площадей сечения. В нагнетающих трубопроводах допускаются скорости движения жидкости до 15—18 м/сек.

Гибкие трубопроводы изготавливаются из резины. Они также изготавливаются из пластика, армированных проволокой или сеткой из нержавеющей стали.

Для обеспечения эксплуатационной надежности систем топливопитания высокие требования предъявляются к герметичности и прочности фланцевых, ниппельных и сильфонных соединений трубопроводов.

Ниппельные соединения с развальцовкой трубок или припайкой ниппеля применяются при соединении трубопроводов с диаметрами до 25—40 мм. При больших диаметрах трубопроводов наряду с ниппельными соединениями применяются и фланцевые соединения (рис. 15.19, а). Фланцевое соединение может при необходимости включать в себя дроссельную шайбу или разрывную мембрану 1, зажатую между фланцами. Уплотнение при ниппельных и фланцевых соединениях достигается постановкой шайб 2 или колец из мягких металлов, резины или пластика. Сильфонное соединение (рис. 15.19, б) позволяет при высокой герметичности легко компенсировать неточности изготовления или монтажа, а также температурные деформации трубопроводов и других узлов двигательной установки. Сильфонное соединение может выполняться с внутренней втулкой, которая значительно уменьшает потери давления и возможность образования завихрений жидкости, что особенно недопустимо перед входом в насосы.

В качестве запорных приспособлений в системах топливопитания, кроме клапанов, могут применяться разрывные мембраны, но только в двигателях одноразового применения. По способу разрыва мембраны подразделяются на разрываемые непосредственно давлением жидкости или газа и разрываемые сервомотором. Мембраны, разрываемые сервомотором, применяются тогда, когда требуется строго фиксированный момент времени разрыва. По конструкции такие запорные приспособления сложны, по стоимости, габаритам и весу равноценны клапанам.

Мембраны, разрываемые давлением потока, преимущественно используются в вытеснительных системах подачи. Они выполняются обычно из алюминия. Для облегчения разрыва мембраны в определенном месте на ней выполняются ослабления в виде кольцевых или крестообразных насечек (рис. 15.20). Толщина мембраны обычно подбирается опытным путем. Без учета насечки тол-

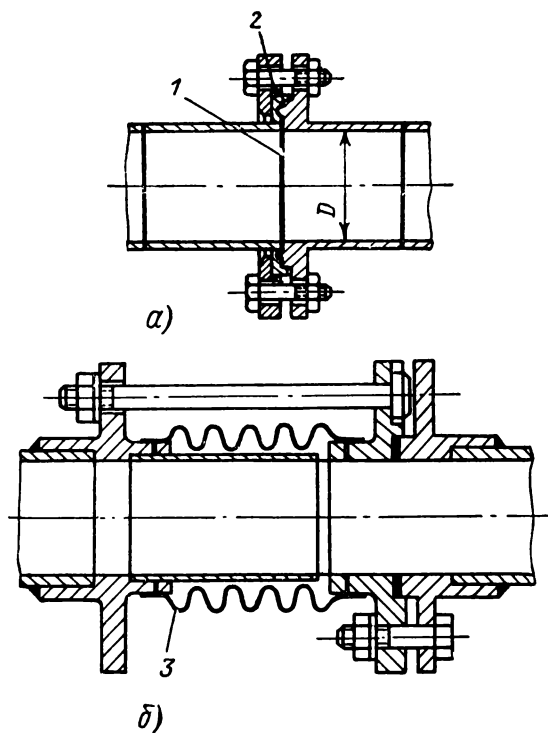


Рис. 15. 19. Соединения трубопроводов:
а—фланцевое; *б*—сифонное
1—разрывная мембрана; *2*—уплотнение; *3*—сифон

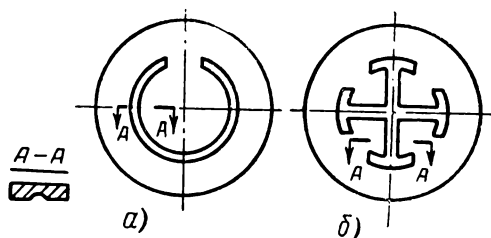


Рис. 15. 20. Разрывные мембраны:
а—с кольцевой насечкой; *б*—с крестообразной насечкой

щина мембраны δ_m может быть определена предварительно по формуле

$$\delta_m = k_p \frac{p_p D}{4\tau_s},$$

где D — диаметр мембраны в свету;

p_p — давление, при котором мембрана должна разорваться;

τ_s — разрушающее напряжение среза материала;

k_p — гарантийный запас, выбираемый в пределах 1,1—1,2.

Для отожженного алюминия $\tau_s = 600 \text{ кг/см}^2$, а для нагартованного $\tau_s = 900 \div 950 \text{ кг/см}^2$.

Г л а в а XVI

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ПО СИСТЕМАМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ЖРД

16.1. Требования к системам автоматического регулирования и управления ЖРД

Система автоматического регулирования и управления ЖРД входит в качестве элемента в общую систему управления ракетой, от которой она получает управляющие сигналы с целью обеспечения определенного режима полета ракеты. Система управления ракетой в настоящей работе не рассматривается.

Управление ЖРД имеет основной целью запуск двигателя, вывод его на заданный режим, изменение режима работы, а следовательно, тяги в полете и останов двигателя. В зависимости от назначения летательного аппарата либо задается определенная программа изменения тяги по времени, либо управление тягой осуществляется от системы управления полетом летательного аппарата. Простейшей программой является поддержание постоянства какого-либо параметра, хорошо характеризующего тягу.

Соответственно своему назначению система автоматического управления ЖРД включает в себя устройства запуска и вывода двигателя на режим, устройства поддержания режима работы двигателя и устройства останова двигателя. Так как управление ЖРД осуществляется путем изменения подачи компонентов топлива в основную камеру и в газогенератор, то система автоматического регулирования и управления ЖРД в конструктивном отношении тесно связана с системой топливopитания.

Принципиальная схема системы регулирования и управления в значительной мере зависит от схемы и конструктивных особенностей системы топливopитания двигателя и определяется типом и назначением летательного аппарата.

По мере развития ЖРД и улучшения эффективности летательных аппаратов, снабженных этими двигателями, имеет место некоторое усложнение систем топливопитания, повышаются требования к точности поддержания регулируемых величин и к устойчивости работы двигателя, увеличивается количество регулируемых величин для всей силовой установки в целом, расширяется диапазон режимов работы двигателя. Все эти обстоятельства накладывают существенный отпечаток на структуру системы автоматического регулирования и управления и на конструкцию агрегатов этих систем. Можно сформулировать только наиболее общие требования, характерные для большинства систем:

1) система должна обеспечивать в соответствии с принятой программой управления двигателем поддержание постоянства какого-либо параметра, хорошо характеризующего тягу с требуемой степенью точности или изменение тяги по заданному закону;

2) соотношение между расходами горючего и окислителя должно поддерживаться постоянным или изменяться по определенному закону;

3) принципиальная схема системы автоматического регулирования и параметры системы должны обеспечивать устойчивость системы и необходимое качество переходных процессов;

4) запуск двигателя и управление двигателем на беспилотных летательных аппаратах должны быть полностью автоматизированы; на пилотируемых аппаратах управление двигателем должно осуществляться с помощью одного рычага управления;

5) на баллистических ракетах автоматические устройства, выключающие двигатель при достижении ракетой заданной скорости, должны обладать высоким быстродействием и обеспечивать минимальную величину и высокую стабильность «импульса последствия»;

6) конструкция агрегатов системы автоматического регулирования должна гарантировать высокую степень надежности; агрегаты и узлы с относительно малой надежностью следует по возможности дублировать.

К системам автоматического регулирования ЖРД предъявляются весьма жесткие требования в отношении точности.

Для зенитных управляемых ракет максимально допустимые погрешности ориентировочно составляют по тяге не более $\pm 2\%$, по соотношению компонентов топлива в основной камере $\pm 2,5\text{—}3,0\%$, а в газогенераторе $\pm 3,0\%$, по давлению наддува баков не более $\pm 3,5\text{—}4,0\%$. Для баллистических ракет эти требования еще более жесткие. Максимально допустимые погрешности ориентировочно составляют по тяге $\pm 2\%$, по соотношению компонентов топлива в основной камере $\pm 1,5\%$, а в газогенераторе $\pm 2,0\%$, по давлению наддува баков $\pm 3,0\%$ [58].

На летательный аппарат и соответственно на систему топливопитания и автоматического регулирования двигателя в полете действуют значительные перегрузки. Особенно велики перегрузки у

зенитных управляемых ракет, совершающих маневры в процессе зенитного боя с целью.

Осевая перегрузка летательного аппарата является основным внешним возмущающим воздействием для ЖРД. От осевой перегрузки зависят давления на входах в насосы горючего и окислителя, а следовательно, и давления за насосами и расходы компонентов. Система автоматического регулирования двигателя при значительных изменениях осевой перегрузки летательного аппарата должна быстро восстанавливать заданный режим работы ЖРД.

В качестве регулируемых величин для ЖРД принимаются какой-либо параметр, хорошо характеризующий тягу двигателя, например, соотношение компонентов топлива для основной камеры и соотношение компонентов топлива для газогенератора в случае двухкомпонентного газогенератора.

Регулирующими воздействиями являются расходы компонентов топлива, подаваемого в основную камеру и газогенератор.

Непосредственный замер тяги двигателя в полете не представляется возможным, поэтому чувствительный элемент регулятора тяги обычно осуществляет замер какого-либо параметра режима, достаточно хорошо характеризующего тягу. Таким параметром может быть давление газа p_k в основной камере двигателя.

Чувствительные элементы регуляторов соотношений компонентов топлива являются расходомерами или измерителями уровней, измеряющими действительные расходы компонентов. В качестве величин, характеризующих расходы компонентов топлива, могут также использоваться давления компонентов топлива перед форсунками.

В простейших системах регулирования ЖРД, имеющих одну регулируемую величину, ею обычно является какой-либо параметр, хорошо характеризующий тягу двигателя.

Соотношение компонентов топлива в основной камере оказывает влияние на эффективность двигателя и летательного аппарата. Максимальное значение удельного импульса соответствует определенному оптимальному соотношению компонентов. Регулирование соотношения компонентов топлива необходимо также для обеспечения равномерной выработки компонентов из баков. Значительный излишек компонента топлива, остающийся в одном из баков к концу полета, как указывалось ранее, ухудшает эффективность летательного аппарата.

В случае применения двухкомпонентного газогенератора целесообразно регулировать соотношение компонентов топлива, поступающего в газогенератор, для того, чтобы температура газа перед турбиной находилась в допустимых пределах. Это обстоятельство особенно необходимо принимать во внимание для двигателей, имеющих сравнительно большой ресурс.

Как указывалось выше, конструктивная схема двигателя и тип летательного аппарата, для которого двигатель предназначен, ока-

зывают значительное влияние на систему автоматического регулирования ЖРД.

На рис. 1.3—1.7 были приведены различные принципиальные схемы систем топливопитания и регулирования ЖРД с вытеснительной подачей компонентов топлива в основную камеру.

В схеме рис. 1.3 давление p_v , определяющее расход компонентов и тягу двигателя, задается путем настройки регулятора 2. Управляющий сигнал h , подаваемый на регулятор, и продольная перегрузка летательного аппарата n_x определяют тягу двигателя.

Соотношение компонентов топлива в данной схеме не регулируется. Для этого необходим специальный регулятор с регулирующим органом на одной из магистралей, питающих основную камеру компонентами топлива.

В тех конструкциях, где компоненты топлива вытесняются из баков не сжатым газом из баллонов, а газом, поступающим из газогенератора, тяга двигателя зависит от скорости горения заряда в газогенераторе. В случае жидкостного газогенератора тяга двигателя зависит от количества и соотношения компонентов топлива, поступающего в газогенератор.

Принципиальная схема системы топливопитания и автоматического регулирования ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива и однокомпонентным газогенератором (см. рис. 1.4) имеет одну регулируемую величину — тягу двигателя. В подобных системах в качестве топлива для газогенератора обычно применяется перекись водорода.

Давление газа, вытесняющего перекись водорода в газогенератор, обозначено p_v ; давление газа в газогенераторе обозначено $p_{гг}$. Давление газа p_v задается путем настройки регулятора 2. Сигнал настройки регулятора обозначен h . От величины давления p_v зависит расход перекиси водорода $G_{п.в.}$, давление газа $p_{гг}$ и число оборотов ротора ТНА. Режим работы ТНА определяет расходы компонентов топлива в основную камеру и тягу двигателя.

Таким образом сигнал настройки регулятора h является управляющим сигналом для тяги двигателя. Внешним возмущением для тяги является продольная перегрузка n_x .

Соотношение компонентов топлива в этой схеме не регулируется, а устанавливается для номинального режима путем подбора гидравлических сопротивлений магистралей.

Принципиальная схема системы автоматического регулирования ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива и двухкомпонентным газогенератором (см. рис. 1.5) включает один регулятор тяги двигателя.

Расходы горючего и окислителя в газогенератор соответственно обозначены $G_{г.г}$ и $G_{о.г}$.

Управление тягой двигателя осуществляется путем перемещения регулирующего органа 2, дозирующего поступление горючего в камеру газогенератора. При изменении положения регулирующего органа изменяется давление газа в газогенераторе, число обо-

ротов ротора ТНА, расходы компонентов топлива в основную камеру и тяга двигателя. Регулирующий орган 2 приводится в действие от регулятора тяги. Чувствительный элемент регулятора тяги замеряет давление газа в основной камере p_k . При отклонении давления p_k от заданного значения регулирующий орган получает перемещение, направленное на устранение возникшего в системе отклонения давления. Величина давления p_k и соответственно тяга двигателя на определенном режиме задается путем настройки регулятора тяги. Тяга, развиваемая двигателем, зависит от управляющего сигнала настройки h и внешнего возмущения n_x .

Аналогично приведенным ранее схемам соотношение компонентов топлива в данной системе не регулируется.

Регулировать соотношение компонентов топлива, поступающих в основную камеру, можно с помощью регулятора соотношения компонентов, устанавливаемого на одной из магистралей, питающих камеру.

Принципиальная схема системы автоматического регулирования топливопитания, тяги и соотношения компонентов топлива для основной камеры показана на рис. 1.6.

Сигнал настройки регулятора тяги обозначен h_r , сигнал настройки регулятора соотношения компонентов топлива — h_k .

Регулирование тяги двигателя и управление тягой осуществляются в рассматриваемой системе так же, как и в предыдущей системе (см. рис. 1.5).

Регулятор соотношения компонентов топлива сравнивает действительное их соотношение с заданным значением. При отклонении регулятор восстанавливает заданное соотношение компонентов путем перемещения регулирующего органа 7 (см. рис. 1.6), расположенного на линии питания горючим основной камеры двигателя.

Сигнал настройки регулятора соотношения компонентов топлива h_k дает возможность при необходимости изменять соотношение компонентов. В случае постоянного заданного для всех режимов соотношения компонентов топлива изменения сигнала настройки h_k не будет.

Рассматриваемый двигатель имеет два управляющих воздействия: перемещения регулирующих органов управления тягой 2 и управления соотношением компонентов топлива 7. Соотношение компонентов топлива, поступающих в двухкомпонентный газогенератор, в данной системе не регулируется.

На рис. 1.7 приведена упрощенная принципиальная схема системы топливопитания и автоматического регулирования ЖРД с двухкомпонентным газогенератором для случая трех регулируемых величин: тяги двигателя, соотношения компонентов топлива для основной камеры и соотношения компонентов топлива для газогенератора.

Регулирование тяги двигателя и соотношения компонентов топ-

лива, поступающих в основную камеру, осуществляется так же, как в системе; схема которой приведена на рис. 1.6.

Регулятор соотношения компонентов топлива для газогенератора сравнивает действительное соотношение компонентов с заданным значением и при возникновении отклонения восстанавливает соотношение компонентов путем перемещения регулирующего органа 7.

Двигатель как объект регулирования имеет три управляющих воздействия — перемещения регулирующих органов управления тягой 2, управления соотношением компонентов топлива для основной камеры 11 и управления соотношением компонентов топлива для газогенератора 7.

Аналогичным образом могут быть построены принципиальные схемы систем автоматического регулирования для двигателей с дожиганием генераторного газа.

16.2. ЖРД как объект автоматического управления

Постановка задачи

Изучение статических и динамических свойств ЖРД как объекта автоматического регулирования и управления является необходимой предпосылкой создания систем автоматического управления.

Прежде всего, необходимо установить, как будут изменяться регулируемые величины, определяющие режим работы двигателя, с изменением управляющих воздействий и внешних возмущений, приложенных к двигателю. Статические свойства объекта регулирования отражаются зависимостью величин, характеризующих установившиеся режимы работы двигателя, от управляющих воздействий на тех же установившихся режимах. Динамические же свойства двигателя достаточно хорошо описывают передаточные функции и частотные характеристики объекта.

Для ЖРД характерно большое количество динамических звеньев, связанных между собой многочисленными перекрестными связями. К их числу относятся камера двигателя, жидкостный газогенератор, турбонасосный агрегат, топливные магистрали, регулирующие органы и др. Количество динамических звеньев и их взаимная связь определяются принципиальной схемой двигателя.

Одной из первых задач при исследовании объекта регулирования является рациональное расчленение его на динамические звенья и выявление связи между ними.

Каждое звено объекта описывается своим дифференциальным или алгебраическим уравнением, связывающим выходную и входные координаты звена и отражающим основные черты происходящих в звене физических процессов. Выходной и входными координатами звена являются величины, характеризующие процессы в двигателе.

При составлении уравнений звеньев ЖРД принимается допущение о малости отклонений координат от их абсолютных значений. Это допущение позволяет осуществить линеаризацию уравнений звеньев. После того как составлена такая система уравнений, необходимо составить передаточные функции и рассчитать частотные характеристики объекта регулирования.

Ввиду большого количества звеньев и многочисленности связей между ними записать передаточные функции объекта регулирования в явном виде весьма трудно, громоздко и нецелесообразно.

Для оценки динамических свойств сложного объекта регулирования лучше всего воспользоваться частотными характеристиками, которые без особых затруднений могут быть рассчитаны с помощью электронных цифровых или моделирующих машин, а затем оценены с точки зрения требований, предъявляемых к системам автоматического регулирования ЖРД.

Необходимо оценить также влияние отдельных звеньев и характерных динамических параметров на частотные характеристики объекта регулирования в целом. Для оценки динамических свойств системы регулирования на пониженных режимах желательно выявить влияние дросселирования двигателя на его динамические свойства.

Регуляторы тяги и соотношения компонентов топлива связаны между собой через объект регулирования. Требуется исследовать взаимное влияние каналов регулирования. Связь между ними оценивается с помощью частотных характеристик объекта для давления в основной камере по перемещению регулирующего органа, управляющего соотношением компонентов, и для соотношения компонентов — по перемещению регулирующего органа управления тягой.

Весьма важно сравнить динамические свойства двигателей различной тяги, но близких по своим схемам и конструктивному выполнению к исследуемому, что может позволить существенно сократить работы по исследованию объекта регулирования.

Для оценки точности систем автоматического регулирования желательно выявить разброс статических и частотных характеристик двигателя для различных экземпляров одной модели.

Структурные схемы ЖРД

На принципиальных схемах двигателей (см. рис. 1.3—1.9) показаны конструктивные элементы, в которых протекают определенные физические процессы, и коммуникации жидкостей и газов.

Структурная схема двигателя определяется принципиальной схемой и отражает связь между его элементарными динамическими звеньями, количество которых, однако, не обязательно равно количеству элементов принципиальной схемы.

Основная камера двигателя является конструктивными элементом и представляет собой одно звено в структурной схеме объек-

та регулирования. Выходная координата основной камеры — давление газа в камере p_k ; двумя входными координатами являются расход горючего $G_{г.к.}$, поступающего в камеру через форсунки, и расход окислителя $G_{о.к.}$.

Таким же образом в структурной схеме представляется двух-компонентный жидкостной генератор газа.

ТНА, состоящий из турбины и двух насосов, на структурной схеме объекта регулирования целесообразно представлять в виде совокупности трех звеньев: ротора турбины, насоса горючего и на-

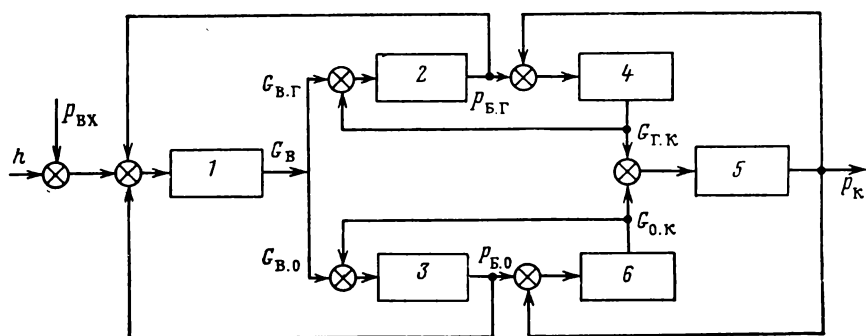


Рис. 16.1. Структурная схема системы автоматического регулирования ЖРД с вытеснительной подачей компонентов топлива:

1—регулятор давления газа; 2, 3—баки горючего и окислителя; 4, 6—магистрали подачи горючего и окислителя в камеру двигателя; 5—камера двигателя

соса окислителя. Для ротора выходной координатой является число оборотов в минуту n , входные координаты — суммарный расход горючего $G_{г.г.}$, суммарный расход окислителя $G_{о.г.}$ и давление газа перед сопловым аппаратом турбины $p_{т.}$. Каждый из насосов имеет в качестве выходной координаты давление компонента топлива за насосом. Входными координатами насоса являются давление компонента топлива на входе в насос, число оборотов крыльчатки и расход компонента через насос.

Структурная схема системы регулирования двигателя, принципиальная схема которого дана на рис. 1.3, представлена на рис. 16.1.

Расход горючего $G_{г.к.}$ зависит от входных координат магистрали горючего: давления в баке горючего $p_{б.г.}$ и давления в основной камере p_k . Аналогично, расход окислителя зависит от давления в баке окислителя $p_{б.о.}$ и давления p_k . Давление в каждом из баков определяется давлением вытесняющего газа $p_в$ и расходом соответствующего компонента топлива из бака.

Основная камера двигателя, магистрали и баки составляют в данном случае объект регулирования. Система автоматического регулирования состоит из объекта регулирования и регулятора

давления вытесняющего газа. Для объекта регулирования входной координатой является давление вытесняющего газа p_v , а выходной координатой — давление в основной камере двигателя p_k .

Согласно структурной схеме составляется система дифференциальных уравнений, описывающая динамику объекта автоматического регулирования.

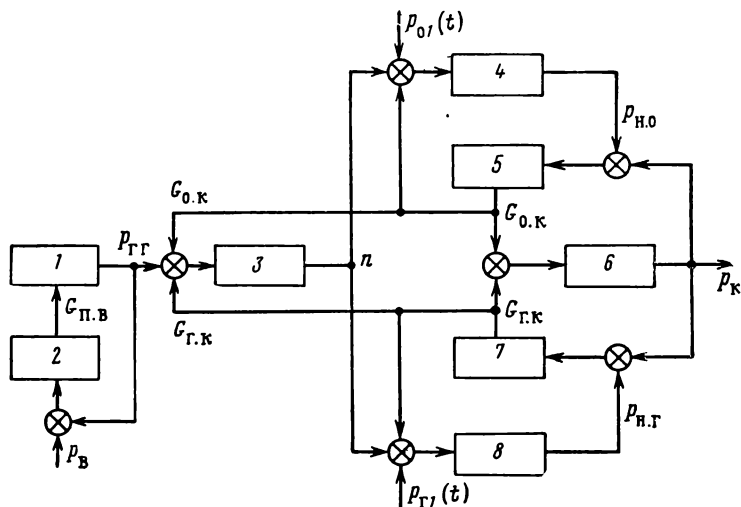


Рис. 16. 2. Структурная схема ЖРД с ТНА и однокомпонентным газогенератором:

1—реактор газогенератора; 2—магистраль и форсунки подачи перекиси водорода в реактор; 3—ТНА; 4, 8—насосы окислителя и горючего; 5, 7—магистраль подачи окислителя и горючего в камеру двигателя; 6—камера двигателя

Структурная схема системы регулирования ЖРД с однокомпонентным газогенератором, работающим на перекиси водорода, и турбонасосной подачей перекиси водорода в реактор газогенератора (см. рис. 1.4) приведена на рис. 16.2.

Основные величины, характеризующие режим работы двигателя и являющиеся входными и выходными координатами звеньев, обозначены так же, как на рис. 1.4 и дополнительно принято: давление на входе в насос горючего — $p_{г1}$; давление на входе в насос окислителя — $p_{о1}$; число оборотов ротора ТНА — n , давление за насосом горючего — $p_{н.г}$, давление за насосом окислителя — $p_{н.о}$. Для объекта регулирования в целом входным управляющим воздействием является давление газа p_v , вытесняющего перекись водорода из бака.

Передаточные функции объекта регулирования составляются для различных величин, характеризующих режим работы двигателя. Наибольший интерес представляет передаточная функция для регулируемой величины — для давления газа в камере двигателя.

Рассмотрение структурной схемы показывает, что наряду с прямыми связями между элементарными звеньями в системе имеется ряд внутренних обратных связей. Между каждой магистралью и соответствующим насосом имеется обратная связь по расходу компонента топлива. Если характеристика насоса, выражающая зависимость давления от расхода при постоянном числе оборотов, имеет максимум, то при работе на левой ветви характеристики обратная связь будет положительной, а при работе на правой ветви — отрицательной.

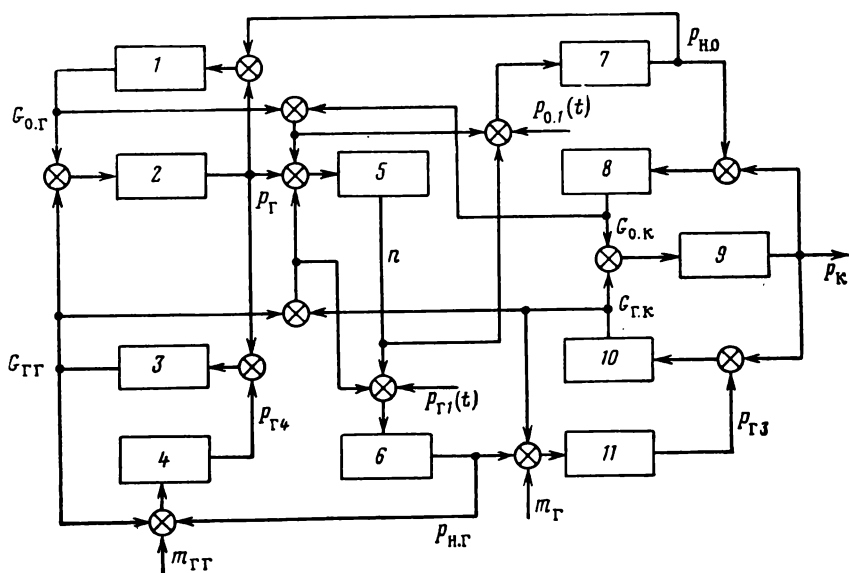


Рис. 16.3. Структурная схема ЖРД с двухкомпонентным газогенератором и двумя управляющими воздействиями:

1, 3—магистраль и форсунки подачи окислителя и горючего в газогенератор; 2—реактор газогенератора; 4—регулирующий орган на магистраль 3; 5—ТНА; 6, 7—насосы горючего и окислителя; 8, 10—магистраль подачи окислителя и горючего в камеру двигателя; 9—камера двигателя; 11—регулирующий орган на магистраль 10

Цепь звеньев, состоящая из ротора ТНА, насоса горючего и магистрали горючего, охвачена отрицательной обратной связью по расходу горючего. Смысл обратной связи состоит в том, что при постоянном давлении газа в реакторе газогенератора увеличение расхода горючего ведет к возрастанию крутящего момента насоса и снижению числа оборотов ротора турбины. Аналогично обстоит и с расходом окислителя.

Внутренние отрицательные обратные связи играют стабилизирующую роль. Они повышают устойчивость объекта регулирования.

Структурная схема системы регулирования ЖРД с двухкомпонентным газогенератором, работающим на основных компонентах

топлива (см. рис. 1.6), при наличии двух управляющих воздействий у двигателя приведена на рис. 16.3.

Для дополнительных по сравнению с рис. 16.2 координат приняты следующие обозначения: $p_{гз}$ — давление за регулирующим органом на линии питания горючим основной камеры; $p_{г4}$ — давление за регулирующим органом на линии питания горючим газогенератора; $G_{г.г}$ — расход горючего через форсунки газогенератора;

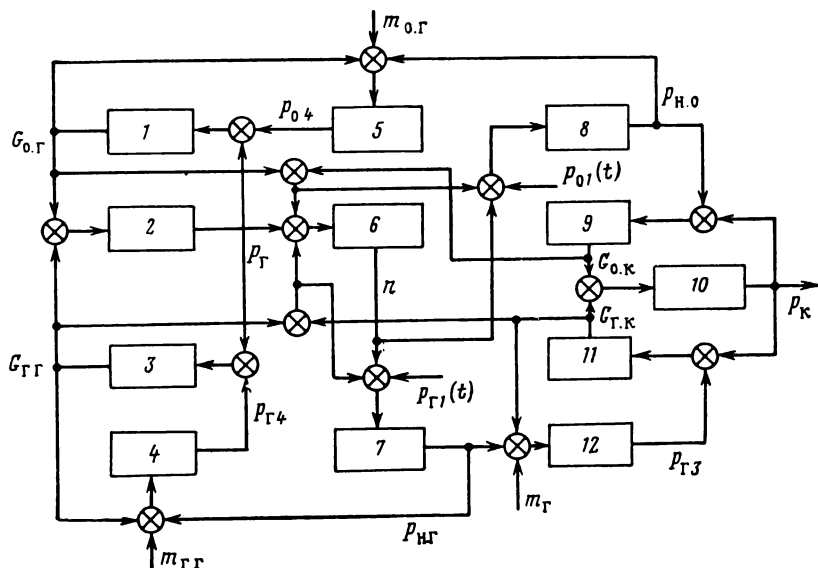


Рис. 16.4. Структурная схема ЖРД с двухкомпонентным газогенератором и тремя управляющими воздействиями:

1, 3—магистраль и форсунки подачи окислителя и горючего в газогенератор; 2—реактор газогенератора; 4, 5—регулирующие органы на магистралях 3 и 1; 6—ТНА; 7, 8—насосы горючего и окислителя; 9, 11—магистраль подачи окислителя и горючего в камеру двигателя; 10—камера двигателя; 12—регулирующий орган на магистрали 11

$G_{о.г}$ — расход окислителя через форсунки газогенератора; $m_{г}$ — перемещение регулирующего органа 11; $m_{г.г}$ — перемещение регулирующего органа 4.

В системе существуют внутренние отрицательные обратные связи между звеньями, аналогичные связям, отмеченным на схеме рис. 16.2. Кроме них, объект включает две внутренние положительные обратные связи: одна охватывает насос горючего 6, линию питания горючим газогенератора 3, камеру газогенератора 2 и ротор ТНА; вторая — насос окислителя 7, линию питания окислителем газогенератора 1, камеру газогенератора 2 и ротор ТНА. Эти положительные обратные связи являются дестабилизирующими, так как они ухудшают устойчивость объекта регулирования.

Структурная схема системы регулирования ЖРД с двухкомпонентным газогенератором (рис. 1.7) при наличии трех управляющих воздействий у двигателя приведена на рис. 16.4.

На структурной схеме рис. 16.4 по сравнению со схемой рис. 16.3 добавлено одно звено — регулирующий орган 5 питания газогенератора окислителем. Перемещение этого регулирующего органа обозначено — $m_{o.r.}$. Соответственно, на схеме показана одна дополнительная координата — давление окислителя за регулирующим органом p_{o4} .

Внутренние положительные и отрицательные обратные связи у объекта, представленного на схеме рис. 16.4, такие же, как и у объекта регулирования по схеме рис. 16.3.

Динамические свойства основной камеры двигателя и газогенератора

Динамические свойства камеры в значительной мере определяются двумя емкостями — рабочего тела и тепловой. На установившихся режимах работы двигателя в камере могут накапливаться рабочее тело и тепло. На динамику камеры, кроме того, существенное влияние оказывает характер процесса преобразования поступающих в камеру жидких компонентов топлива в газообразные продукты сгорания.

В общем случае при отклонении от установившегося режима могут изменяться как количество поступающих компонентов топлива, так и давление, и температура в камере. Рассматривая динамику, в этом случае необходимо принимать во внимание обе емкости камеры. Если же изменяется только количество поступающего в камеру топлива, а соотношение компонентов остается постоянным, то для малых отклонений температуру в камере можно считать неизменной; изменяется только давление в камере. При этом можно не принимать во внимание тепловую емкость и рассматривать камеру как одноемкостное звено.

В настоящее время при решении многих задач динамики ЖРД процесс преобразования жидких компонентов топлива в газообразные продукты сгорания рассматривают как мгновенно протекающий с некоторым постоянным временем запаздывания относительно момента ввода компонентов топлива в камеру [27], [58]. При рассмотрении процессов, протекающих в системе автоматического регулирования и управления двигателем, такое допущение является вполне обоснованным, так как постоянные времени многих звеньев системы в десятки раз превышают время преобразования жидких компонентов в газообразные продукты сгорания.

Все сказанное об основной камере двигателя в равной мере относится и к двухкомпонентному жидкостному газогенератору.

Рассмотрим динамику камеры двигателя при постоянном соотношении компонентов топлива.

Уравнение расхода газа из камеры было написано в форме (2.48).

При отклонении от установившегося режима нарушается установившийся баланс рабочего тела в камере. Процесс накопления

газообразных продуктов в камере может быть описан дифференциальным уравнением

$$V_{\kappa} \frac{d\gamma_{\kappa}}{dt} = \Delta G_{\Sigma(t-\tau_1)} - \Delta G, \quad (16.1)$$

где V_{κ} — объем камеры;

γ_{κ} — средняя весовая плотность газообразных продуктов в камере;

ΔG_{Σ} — отклонение суммарного секундного расхода компонентов топлива;

ΔG — отклонение секундного расхода газа из камеры;

τ_1 — время преобразования жидких компонентов топлива в газообразные продукты сгорания.

Индекс $(t-\tau_1)$ характеризует то обстоятельство, что жидкие компоненты превращаются в газообразные продукты сгорания спустя время τ_1 после поступления в камеру.

Из уравнения (2.48) следует, что при постоянном соотношении компонентов топлива отклонение расхода газа зависит только от отклонения давления в камере:

$$\Delta G = \left(\frac{\partial G}{\partial p_{\kappa}} \right)_0 \Delta p_{\kappa} = \left(\frac{G_{\Sigma}}{p_{\kappa}} \right)_0 \Delta p_{\kappa}. \quad (16.2)$$

Знак торможения «*» при давлении и температуре в дальнейшем опускаем для сокращения записи.

Значение частной производной в формуле (16.2) берется при давлении и расходе установившегося режима, что отмечено индексом «0».

Из уравнения состояния производная весовой плотности продуктов сгорания по времени при постоянном соотношении компонентов топлива равна

$$\frac{d\gamma_{\kappa}}{dt} = \frac{1}{RT_{\kappa}} \frac{dp_{\kappa}}{dt}. \quad (16.3)$$

Подставим выражения (16.3) и (16.2) в основное уравнение (16.1); после преобразования и перехода к безразмерным относительным отклонениям получим уравнение динамики основной камеры двигателя:

$$T_1 \frac{d\bar{p}_{\kappa}}{dt} + \bar{p}_{\kappa} = K_{\Sigma} \bar{G}_{\Sigma(t-\tau_1)}, \quad (16.4)$$

где

$$T_1 = \frac{V_{\kappa} p_{\kappa}}{RT_{\kappa} G_{\Sigma}} \quad (16.5)$$

— постоянная времени основной камеры;

$$K_{\Sigma} = \frac{G_{\text{баз}}}{p_{\text{баз}}} \frac{p_{\kappa}}{G_{\Sigma}} \quad (16.6)$$

— коэффициент усиления камеры по суммарному расходу компонентов топлива;

$$\bar{p}_k = \frac{\Delta p_k}{p_{\text{баз}}}, \quad \bar{G}_\Sigma = \frac{\Delta G_\Sigma}{G_{\text{баз}}}$$

— относительные отклонения давления и расхода; $p_{\text{баз}}$ и $G_{\text{баз}}$ — базовые значения давления и расхода на установившемся режиме.

Отклонение суммарного расхода компонентов топлива складывается из отклонений расходов окислителя и горючего

$$\Delta G_\Sigma = \Delta G_{\text{о.к}} + \Delta G_{\text{г.к}}. \quad (16.7)$$

С учетом двух входных воздействий (16.7) уравнение динамики камеры принимает следующий вид:

$$T_1 \frac{d\bar{p}_k}{dt} + \bar{p}_k = K_{12} \bar{G}_{\text{о.к}}(t - \tau_1) + K_{13} \bar{G}_{\text{г.к}}(t - \tau_1), \quad (16.8)$$

где K_{12} — коэффициент усиления камеры по расходу окислителя;

K_{13} — коэффициент усиления камеры по расходу горючего.

При одинаковых базовых значениях расходов горючего и окислителя

$$K_{12} = K_{13} = \frac{G_{\text{баз}}}{p_{\text{баз}}} \frac{p_k}{G_\Sigma} = K_\Sigma. \quad (16.9)$$

Значения давления, расхода компонентов и температуры в формулах (16.5), (16.6) и (16.9) берутся для исходного установившегося режима.

Постоянная времени камеры T_1 совпадает с параметром τ_n , называемым средним временем пребывания газа в камере (см. формулу 4.10).

Так как

$$\frac{p_k F_{\text{кр}}}{G_\Sigma} = \beta,$$

где β — импульс давления в камере, а отношение

$$\frac{V_k}{F_{\text{кр}}} = L^*,$$

то постоянная времени (16.5) выражается через импульс давления в камере и характеристическую длину:

$$T_1 = \frac{\beta}{RT_k} L_n. \quad (16.10)$$

Для двигателей с одинаковыми компонентами топлива и одинаковыми давлениями в камере комплекс параметров

$$\frac{\beta}{RT_k} = \text{const.}$$

Постоянная времени камеры (16.10) в этом случае пропорциональна характеристической длине камеры.

Повышение давления в камере при тех же компонентах топлива сопровождается повышением температуры газа в камере и, следовательно, ведет к некоторому снижению постоянной времени.

Влияние соотношения компонентов топлива на постоянную времени камеры для топлива, состоящего из керосина и азотной кислоты, показано на рис. 16.5. Комплекс параметров β/RT_k , а следовательно, и постоянная времени (при $L_n = \text{const}$) имеют минимум при коэффициенте избытка окислителя $\alpha \approx 0,7 \div 0,8$. При отклонении от указанного соотношения постоянная времени камеры возрастает. Более интенсивное возрастание постоянной времени камеры имеет место при обогащении смеси горючим.

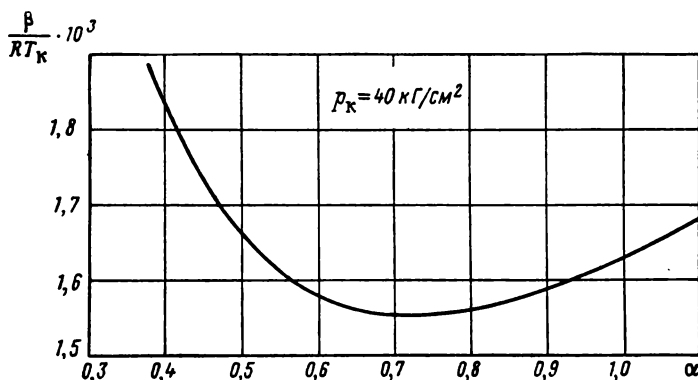


Рис. 16.5. Зависимость комплекса параметров β/RT_k от коэффициента избытка окислителя

Изменение соотношения компонентов топлива в течение переходного процесса приводит к изменению температуры газа в камере, которая, в свою очередь, влияет на величину давления в камере и на секундный расход газа из камеры.

Процесс накопления газа в камере при отклонении от установившегося режима в случае переменного соотношения компонентов топлива описывается тем же дифференциальным уравнением (16.1), однако в уравнении для секундного расхода газа в качестве переменных величин необходимо рассматривать не только давление p_k , но и температуру T_k , газовую постоянную R и величину χ .

Газовая постоянная R и величина χ зависят от соотношения компонентов топлива.

Отклонение секундного расхода газа при переменных p_k и T_k в камере получим из уравнения

$$\Delta G = \left(\frac{\partial G}{\partial p_k} \right)_0 \Delta p_k + \left(\frac{\partial G}{\partial R} \right)_0 \Delta R + \left(\frac{\partial G}{\partial T_k} \right)_0 \Delta T_k + \left(\frac{\partial G}{\partial \chi} \right)_0 \Delta \chi. \quad (16.11)$$

Соотношение компонентов топлива характеризуется коэффициентом

$$\alpha = \frac{G_{o.k}}{G_{r.k}},$$

отклонение которого равно

$$\Delta \alpha = \frac{1}{G_{r.k}} \Delta G_{o.k} - \frac{G_{o.k}}{G_{r.k}^2} \Delta G_{r.k}. \quad (16.12)$$

Отклонения газовой постоянной и величины χ зависят от отклонения α :

$$\Delta R = \left(\frac{\partial R}{\partial \alpha} \right)_0 \Delta \alpha; \quad (16.13)$$

$$\Delta \chi = \left(\frac{\partial \chi}{\partial \alpha} \right)_0 \Delta \alpha. \quad (16.14)$$

При дифференцировании уравнения состояния необходимо принимать во внимание изменения газовой постоянной и температуры продуктов сгорания

$$\frac{d\gamma_k}{dt} = \frac{1}{RT_k} \frac{dp_k}{dt} - \frac{p_k}{R^2 T_k} \frac{dR}{dt} - \frac{p_k}{RT_k^2} \frac{dT_k}{dt}. \quad (16.15)$$

В уравнение (16.1) приращение расхода газа и производная весовой плотности подставляются согласно выражениям (16.11) и (16.15) с учетом соотношений (16.12—16.14).

После перехода к безразмерным величинам уравнение динамики основной камеры по давлению для случая переменного соотношения компонентов топлива получим в следующем виде:

$$\begin{aligned} T_1 \frac{d\bar{p}_k}{dt} + \bar{p}_k = & K_{12} \bar{G}_{o.k(t-\tau_1)} + K_{13} \bar{G}_{r.k(t-\tau_1)} + \\ & + K'_{12} \frac{d\bar{G}_{o.k(t-\tau_1)}}{dt} + K'_{13} \frac{d\bar{G}_{r.k(t-\tau_1)}}{dt} + K_{1t} \bar{T}_k + K'_{1t} \frac{d\bar{T}_k}{dt}. \end{aligned} \quad (16.16)$$

В уравнении (16.16) постоянная времени камеры T_1 имеет то же значение, что и для случая постоянного соотношения компонентов топлива (16.5); коэффициенты усиления соответственно равны

$$K_{12} = \frac{G_{6a3}}{p_{6a3}} \left[\frac{p_k}{\bar{G}_2} + p_k \left(\frac{1}{2R} \frac{\partial R}{\partial \alpha} - \frac{1}{\chi} \frac{\partial \chi}{\partial \alpha} \right)_0 \frac{1}{G_{r.k}} \right]; \quad (16.17)$$

$$K_{13} = \frac{G_{6a3}}{p_{6a3}} \left[\frac{p_k}{\bar{G}_2} - p_k \left(\frac{1}{2R} \frac{\partial R}{\partial \alpha} - \frac{1}{\chi} \frac{\partial \chi}{\partial \alpha} \right)_0 \frac{G_{o.k}}{G_{r.k}^2} \right]; \quad (16.18)$$

$$K'_{12} = \frac{G_{6a3}}{p_{6a3}} \frac{V_k p_k^2}{G_2 R^2 T_k} \left(\frac{\partial R}{\partial \alpha} \right)_0 \frac{1}{G_{r.k}}; \quad (16.19)$$

$$K'_{13} = - \frac{G_{6a3}}{p_{6a3}} \frac{V_{\kappa} p_{\kappa}^2}{G_{\Sigma} R^2 T_{\kappa}} \left(\frac{\partial R}{\partial \kappa} \right)_0 \frac{G_{o,\kappa}}{G_{\Gamma,\kappa}^2}, \quad (16.20)$$

$$K_{1t} = \frac{T_{6a3}}{p_{6a3}} \frac{p_{\kappa}}{2T_{\kappa}}, \quad (16.21)$$

$$K'_{1t} = \frac{T_{6a3}}{p_{6a3}} \frac{V_{\kappa} p_{\kappa}^2}{G_{\Sigma} R T_{\kappa}^2}. \quad (16.22)$$

Процесс накопления энергии в камере ЖРД при малых отклонениях от установившегося режима описывается линейным дифференциальным уравнением

$$V_{\kappa} \frac{d}{dt} (\gamma_{\kappa} c_v T_{\kappa}) = G_{\Sigma} \Delta Q_1 + Q_1 \Delta G_{\Sigma(t-\tau_1)} - c_p T_{\kappa} \Delta G - c_p G \Delta T_{\kappa} - G T_{\kappa} \Delta c_p, \quad (16.23)$$

где c_v и c_p — теплоемкости продуктов сгорания в камере;

Q_1 — количество тепла, выделяющегося при сгорании 1 кг топлива:

$$Q_2 = c_p T_{\kappa} G \quad (16.24)$$

— энтальпия продуктов сгорания, выходящих из камеры через сопло в единицу времени.

Количество тепла, выделяющегося при сгорании 1 кг топлива, равно рабочей теплотворной способности h_a при данном κ :

$$Q_1 = h_a.$$

На установившихся режимах

$$Q_1 = h_a \approx c_p T_{\kappa}.$$

Отклонение выделяющегося тепла зависит от изменения соотношения компонентов топлива

$$\Delta Q_1 = \Delta h_a = \left(\frac{\partial h_a}{\partial \kappa} \right) \Delta \kappa. \quad (16.25)$$

Подставим в уравнение (16.23) отклонение расхода газа (16.11) и отклонение выделяющегося тепла (16.25); после преобразований и перехода к безразмерным величинам получим уравнение динамики камеры по температуре продуктов сгорания для случая переменного соотношения компонентов топлива:

$$\begin{aligned} \bar{T}_{\kappa} = & K_{t1} \bar{p}_{\kappa} + K'_{t1} \frac{d\bar{p}_{\kappa}}{dt} + K_{t2} \bar{G}_{o,\kappa(t-\tau_1)} + K_{t3} \bar{G}_{\Gamma,\kappa(t-\tau_1)} + \\ & + K'_{t2} \frac{d\bar{G}_{o,\kappa(t-\tau_1)}}{dt} + K'_{t3} \frac{d\bar{G}_{\Gamma,\kappa(t-\tau_1)}}{dt}. \end{aligned} \quad (16.26)$$

При выводе уравнения (16.26) используем подстановку

$$\gamma_k c_v T_k = \frac{c_v p_k}{R}.$$

Коэффициенты усиления в уравнении (16.26) определяются по следующим расчетным формулам:

$$K_{t1} = -\frac{p_{6a3}}{T_{6a3}} \frac{2T_k}{p_k}; \quad (16.27)$$

$$K'_{t1} = -\frac{p_{6a3}}{T_{6a3}} \frac{2V_k}{kRG_\Sigma}, \quad (16.28)$$

где $k = c_p/c_v$;

$$K_{t2} = \frac{G_{6a3}}{T_{6a3}} 2 \left[\frac{T_k}{G_\Sigma} + \left(\frac{1}{c_p} \frac{\partial h_a}{\partial x} + \frac{T_k}{2R} \frac{\partial R}{\partial x} - \frac{T_k}{k} \frac{\partial k}{\partial x} - \frac{T_k}{c_p} \frac{\partial c_p}{\partial x} \right)_0 \frac{1}{G_r} \right]; \quad (16.29)$$

$$K_{t3} = \frac{G_{6a3}}{T_{6a3}} 2 \left[\frac{T_k}{G_\Sigma} - \left(\frac{1}{c_p} \frac{\partial h_a}{\partial x} + \frac{T_k}{2R} \frac{\partial R}{\partial x} - \frac{T_k}{k} \frac{\partial k}{\partial x} - \frac{T_k}{c_p} \frac{\partial c_p}{\partial x} \right)_0 \frac{G_{0,k}}{G_{r,k}^2} \right]; \quad (16.30)$$

$$K'_{t2} = \frac{G_{6a3}}{T_{6a3}} \frac{2V_k p_k}{RG_\Sigma} \left(\frac{1}{kR} \frac{\partial R}{\partial x} - \frac{1}{c_p} \frac{\partial c_v}{\partial x} \right)_0 \frac{1}{G_{r,k}}; \quad (16.31)$$

$$K'_{t3} = -\frac{G_{6a3}}{T_{6a3}} \frac{2V_k p_k}{RG_\Sigma} \left(\frac{1}{kR} \frac{\partial R}{\partial x} - \frac{1}{c_p} \frac{\partial c_v}{\partial x} \right)_0 \frac{G_{0,k}}{G_{r,k}^2}. \quad (16.32')$$

Динамические свойства основной камеры в случае переменного соотношения компонентов топлива описываются системой, состоящей из двух уравнений (16.16) и (16.26).

Уравнение динамики камеры по давлению можно получить, исключая из этих уравнений отклонение температуры, а уравнение динамики по температуре — путем исключения отклонения давления.

Расчеты показывают, что для ЖРД открытой схемы без дожигания газа за турбиной влияние переменного соотношения компонентов топлива на динамику основной камеры и газогенератора сравнительно невелико.

Динамические свойства турбонасосного агрегата

Как указывалось выше, при рассмотрении динамики ЖРД турбонасосный агрегат целесообразно расчленять на три динамических звена, которыми являются насосы и ротор ТНА.

Характеристика центробежного насоса показывает зависимость напора, или давления за насосом, от числа оборотов крыльчатки

и расхода жидкости через насос при определенном давлении на всасывании. Т. е.:

$$p_n = p_n(p_1, G_n, n),$$

где p_n — давление за насосом;

p_1 — давление на всасывании;

G_n — расход компонента топлива через насос;

n — число оборотов крыльчатки.

На рис. 16.6 схематически показана напорная характеристика центробежного насоса. На характеристику часто наносятся линии постоянного значения к. п. д.

Масса жидкости, находящейся внутри насоса, мала по сравнению с массой жидкости внутри трубопроводов. Учет инерционности столба жидкости внутри насоса показывает, что постоянная времени насоса получается на 2—3 порядка ниже, чем постоянные времени трубопроводов и основной камеры двигателя. Это дает возможность рассматривать центробежный топливный насос как безынерционное звено.

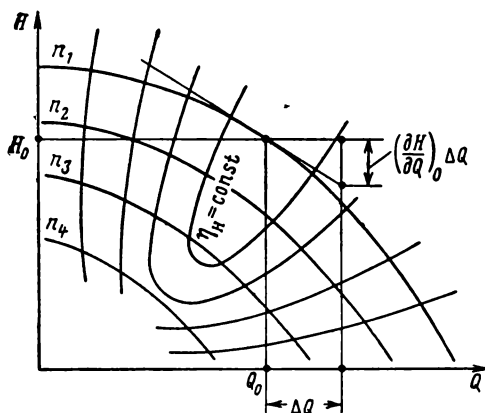


Рис. 16.6. Характеристика центробежного топливного насоса

Для малых отклонений от установившегося режима в линейном приближении получим приращение давления за насосом

$$\Delta p_n = \Delta p_1 + \left(\frac{\partial p_n}{\partial n} \right)_0 \Delta n + \left(\frac{\partial p_n}{\partial G_n} \right)_0 \Delta G_n.$$

Значения частных производных, входящие в качестве коэффициентов в это уравнение, могут быть получены графическим путем по характеристикам насоса (см. рис. 16.6) или путем дифференцирования аналитических зависимостей, если таковые имеются.

После перехода к относительным безразмерным отклонениям получим уравнение насоса в следующем виде:

$$\bar{p}_n = \bar{p}_1 + K_{n,n} \bar{n} + K_{n,G} \bar{G}_n, \quad (16.32)$$

где $K_{n,n}$ — коэффициент усиления насоса по числу оборотов ротора;

$K_{n,G}$ — коэффициент усиления насоса по расходу компонента топлива;

$$\bar{p}_n = \frac{\Delta p_n}{p_{баз}}; \quad \bar{p}_1 = \frac{\Delta p_1}{p_{баз}}; \quad \bar{n} = \frac{\Delta n}{n_{баз}}; \quad \bar{G}_n = \frac{\Delta G_n}{G_{баз}}.$$

Коэффициенты усиления насоса равны

$$K_{нл} = \frac{n_{623}}{p_{623}} \left(\frac{\partial p_{н}}{\partial n} \right)_0;$$

$$K_{нг} = \frac{G_{623}}{p_{623}} \left(\frac{\partial p_{н}}{\partial G_{н}} \right)_0.$$

В том случае, когда характеристика насоса заранее неизвестна, можно построить участок характеристики в окрестности рабочей точки по одному из теоретических способов, излагаемых в руководствах по центробежным насосам [28], [37], и далее определить значения частных производных давления по числу оборотов и расходу.

Ротор ТНА представляет собой емкость кинетической энергии, накопление или расход которой происходит на неустановившихся режимах работы.

На установившихся режимах крутящий момент M_T , развиваемый турбиной, равен сумме моментов насоса окислителя $M_{н.о}$ и насоса горючего $M_{н.г}$:

$$M_T = M_{н.о} + M_{н.г}.$$

На неустановившихся режимах динамика ротора ТНА описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$\frac{\pi}{30} J \frac{dn}{dt} = \Delta M_T - \Delta M_{н.о} - \Delta M_{н.г}, \quad (16.33)$$

где J — массовый момент инерции ротора относительно оси вращения.

Для двигателя при сверхкритическом перепаде давления на турбине и при постоянном соотношении компонентов топлива в газогенераторе крутящий момент, развиваемый турбиной, зависит только от давления газа перед сопловым аппаратом и от числа оборотов ротора:

$$M_T = M_T(n, p_T).$$

Крутящий момент на валу насоса зависит от числа оборотов крыльчатки, расхода компонента через насос и давления за насосом. Давление за насосом, в свою очередь, зависит от расхода и числа оборотов. Таким образом имеет место зависимость

$$M_{н} = M_{н}(n, G_{н}).$$

Отклонения крутящих моментов в линейном приближении равны

$$\Delta M_T = \left(\frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0 \Delta n + \left(\frac{\partial M_T}{\partial p_T} \right)_0 \Delta p_T; \quad (16.34)$$

$$\Delta M_{н} = \left(\frac{\partial M_{н}}{\partial n} \right)_0 \Delta n + \left(\frac{\partial M_{н}}{\partial G_{н}} \right)_0 \Delta G_{н}. \quad (16.35)$$

Подставив выражения (16.34) и (16.35) в уравнение (16.33) и перейдя к относительным отклонениям, получим уравнение динамики ротора ТНА:

$$T_a \frac{d\bar{n}}{dt} + \bar{n} = K_{ap} \bar{p}_r - K_{ao} \bar{G}_o - K_{ar} \bar{G}_r, \quad (16.36)$$

где T_a — постоянная времени ротора;

K_{ap} — коэффициент усиления по давлению газа перед сопловым аппаратом;

K_{ao} — коэффициент усиления по расходу окислителя;

K_{ar} — коэффициент усиления по расходу горючего;

$$\bar{p}_r = \frac{\Delta p_r}{p_{6a3}}; \quad \bar{G}_o = \frac{\Delta G_o}{G_{6a3}}; \quad \bar{G}_r = \frac{\Delta G_r}{G_{6a3}}.$$

Постоянная времени ротора и коэффициенты усиления равны

$$T_a = \frac{\pi J}{30 \left(\frac{\partial M_{н.о}}{\partial n} + \frac{\partial M_{н.г}}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0}, \quad (16.37)$$

$$K_{ap} = \frac{p_{6a3}}{n_{6a3}} \frac{\left(\frac{\partial M_T}{\partial p_r} \right)_0}{\left(\frac{\partial M_{н.о}}{\partial n} + \frac{\partial M_{н.г}}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0}; \quad (16.38)$$

$$K_{ao} = \frac{G_{6a3}}{n_{6a3}} \frac{\left(\frac{\partial M_{н.о}}{\partial G_o} \right)_0}{\left(\frac{\partial M_{н.о}}{\partial n} + \frac{\partial M_{н.г}}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0}; \quad (16.39)$$

$$K_{ar} = \frac{G_{6a3}}{n_{6a3}} \frac{\left(\frac{\partial M_{н.г}}{\partial G_r} \right)_0}{\left(\frac{\partial M_{н.о}}{\partial n} + \frac{\partial M_{н.г}}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0}. \quad (16.40)$$

Расчетные формулы для определения значений частных производных крутящих моментов получим, дифференцируя уравнения крутящих моментов.

Крутящий момент на валу насоса

$$M_n = \frac{30 H G_n}{\pi \eta_n n}, \quad (16.41)$$

где G_n — расход компонента через насос;

H — полный напор, развиваемый насосом;

n — число оборотов крыльчатки;

η_n — к. п. д. насоса.

Дифференцируем соотношение (16.41) по числу оборотов и расходу компонента, принимая во внимание зависимость напора и к. п. д. от числа оборотов и расхода:

$$\left(\frac{\partial M_n}{\partial n}\right)_0 = M_n \left[\frac{1}{\gamma H} \frac{\partial p_n}{\partial n} - \frac{1}{n} - \frac{1}{\eta_n} \frac{\partial \eta_n}{\partial n} \right];$$

$$\left(\frac{\partial M_n}{\partial G_n}\right)_0 = M_n \left[\frac{1}{\gamma H} \frac{\partial p_n}{\partial n} + \frac{1}{G_n} - \frac{1}{\eta_n} - \frac{\partial \eta_n}{\partial G_n} \right]_0.$$

Крутящий момент, развиваемый турбиной, выражается через эффективную работу 1 кг газа, расход газа G_r и угловую скорость ротора ω :

$$M_r = \frac{L_{эфф} G_r}{\omega}. \quad (16.42)$$

Эффективная работа связана с работой на окружности колеса L_u .

$$L_{эфф} = \frac{L_u}{\eta_{тр}}$$

где $\eta_{тр}$ — к. п. д., учитывающий потери на трение в подшипниках и потери на трение колеса о газ.

Работа 1 кг газа на окружности колеса активной одноступенчатой турбины [21] равна

$$L_u = \frac{u}{g} (1 + \psi) (c_1 \cos \alpha_1 - u), \quad (16.43)$$

где u — окружная скорость на среднем радиусе турбины;

c_1 — скорость газа на выходе из соплового аппарата турбины;

α_1 — угол выхода газа из соплового аппарата;

ψ — коэффициент, учитывающий потерю относительной скорости при движении газа между рабочими лопатками турбины.

Подставляя выражение (16.43) в формулу (16.42) и выражая окружную скорость через средний радиус лопаточного венца турбины $R_{ср}$ и число оборотов ротора, получим:

$$M_r = \frac{R_{ср} (1 + \psi) G_r}{g \eta_{тр}} \left(c_1 \cos \alpha_1 - \frac{\pi R_{ср}}{30} n \right). \quad (16.44)$$

Путем непосредственного дифференцирования зависимости (16.44) получим частную производную крутящего момента турбины по числу оборотов:

$$\frac{\partial M_r}{\partial n} = - \frac{\pi R_{ср}^2 (1 + \psi) G_r}{30 g \eta_{тр}}.$$

Так как крутящий момент турбины линейно зависит от расхода газа через турбину, а расход газа, в свою очередь, линейно зависит от давления газа перед сопловым аппаратом, то

$$\left(\frac{\partial M_{\tau}}{\partial p_r}\right)_0 = \left(\frac{M_{\tau}}{p_r}\right)_0.$$

Расчетные формулы используются при вычислении постоянной времени и коэффициентов усиления ротора ТНА.

Переменное соотношение компонентов топлива в газогенераторе приводит к тому, что в камере газогенератора температура газа T_r , газовая постоянная R_r и показатель адиабаты продуктов сгорания k_r не остаются постоянными.

В этом случае изменение расхода газа через турбину будет зависеть от изменения давления в газогенераторе, температуры T_r , газовой постоянной и k .

Скорость истечения газа из соплового аппарата турбины при этом также является переменной величиной

$$c_1 = c_1(T_r, R_r, k_r).$$

Температуру T_r необходимо включать в качестве дополнительной входной координаты для ротора ТНА. При этом требуется составить дифференциальное уравнение накопления тепла в камере газогенератора аналогично уравнению (16.23) для основной камеры.

Отклонения газовой постоянной R_r и величины k зависят от коэффициента соотношения компонентов топлива в камере газогенератора

$$\alpha_r = \frac{G_{o,r}}{G_{r,r}}.$$

Это означает, что расходы компонентов топлива через форсунки газогенератора также необходимо учитывать в качестве дополнительных входных координат для ротора ТНА.

При наличии докритического перепада на сопловом аппарате турбины дополнительной входной координатой для ротора ТНА будет давление газа в газовой патрубке за турбиной, так как крутящий момент на турбине зависит от перепада давлений.

Динамические свойства магистралей и регулирующих органов

Изменение давления за насосом или за регулирующим органом на линии питания камеры двигателя компонентом топлива приводит к изменению подачи компонента в камеру. Характеристика магистрали выражает зависимость расхода от перепада давления:

$$G_k = G_k(p_H - p_K),$$

где G_k — расход компонента топлива;

p_n — давление на насосом или за регулирующим органом;
 p_k — давление газа в камере.

Характеристика магистрали определяется гидравлическим сопротивлением трубопроводов и форсунок, а в случае охлаждения основной камеры окислителем — еще и гидравлическим сопротивлением полости охлаждения.

При малых отклонениях от установившегося режима в линейном приближении получим:

$$\Delta G_k = \left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_k)} \right]_0 (\Delta p_n - \Delta p_k). \quad (16.45)$$

Зависимость (16.45) справедлива для статических отклонений. Во время переходных процессов изменение расхода не следует мгновенно за изменением перепада давления ввиду инерционности столба жидкости. Часть перепада давления расходуется на преодоление сил инерции столба жидкости. Обозначим эту часть перепада Δp_j и для цилиндрического столба жидкости получим

$$f \Delta p_j = f l \frac{\gamma}{g} \frac{dv}{dt},$$

где f — площадь поперечного сечения трубопровода;

l — длина трубопровода;

γ — весовая плотность жидкости;

v — скорость движения жидкости.

Заменим скорость через весовой расход жидкости:

$$\Delta p_j = \frac{1}{g} \frac{l}{f} \frac{dG_k}{dt}.$$

В случае трубопровода, состоящего из n цилиндрических участков, необходимо произвести суммирование. Тогда

$$\Delta p_j = \frac{1}{g} \frac{dG_k}{dt} \sum_{i=1}^n \frac{l_i}{f_i}. \quad (16.46)$$

С учетом выражений (16.45) и (16.46) после перехода к безразмерным величинам уравнение магистрали запишется следующим образом:

$$T_m \frac{d\bar{G}_k}{dt} + \bar{G}_k = K_m (\bar{p}_n - \bar{p}_k), \quad (16.47)$$

где

$$T_m = \frac{1}{g} \left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_k)} \right]_0 \sum_{i=1}^n \frac{l_i}{f_i} \quad (16.48)$$

— постоянная времени магистрали;

$$K_m = \frac{p_{6аз}}{G_{6аз}} \left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_k)} \right]_0 \quad (16.49)$$

— коэффициент усиления магистрали.

В формуле (16.48) суммирование распространяется на участки магистрали от бака до основной камеры, включая полость охлаждения камеры компонентом топлива.

В длинных топливных магистралях на неустановившихся режимах имеют место волновые процессы. Взаимодействие волновых процессов в магистралях с процессом газообразования в камере может привести к автоколебательным режимам [47].

Частоты автоколебаний достаточно велики и лежат обычно за пределами полосы пропускания системы автоматического регулирования.

Расход компонента топлива через регулирующий орган, расположенный на линии питания основной камеры или газогенератора, зависит от перепада давления на регулирующем органе и положения регулирующего органа:

$$\dot{G}_k = G_k[(p_n - p_3), m],$$

где p_n — давление за насосом;

p_3 — давление за регулирующим органом;

m — перемещение регулирующего органа.

При малых отклонениях от установившегося режима отклонение расхода равно

$$\Delta G_k = \left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_3)} \right]_0 (\Delta p_n - \Delta p_3) + \left(\frac{\partial G_k}{\partial m} \right)_0 \Delta m. \quad (16.50)$$

Значения частных производных $\left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_3)} \right]_0$ и $\left(\frac{\partial G_k}{\partial m} \right)_0$ определяются для заданного режима по проливочным характеристикам регулирующего органа.

Силой инерции, действующей на столб жидкости в полости регулирующего органа, ввиду ее малости сравнительно с силой инерции столба жидкости в магистрали пренебрегаем.

После преобразования уравнения (16.50) и перехода к безразмерным параметрам получим уравнение регулирующего органа в следующем виде:

$$\bar{p}_3 = \bar{p}_n - K_G \bar{G}_k + K_m \bar{m}. \quad (16.51)$$

Коэффициенты усиления, входящие в уравнение (16.51), соответственно равны

$$K_G = \frac{G_{6аз}}{p_{6аз}} \frac{1}{\left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_3)} \right]_0};$$

$$K_m = \frac{m_{6аз}}{p_{6аз}} \cdot \frac{\left(\frac{\partial G_k}{\partial m} \right)_0}{\left[\frac{\partial G_k}{\partial (p_n - p_3)} \right]_0}.$$

L_f — столбец коэффициентов усиления при возмущении;
 x — столбец координат объекта;
 m — столбец управляющих воздействий.

Матрицы, входящие в уравнение (16.53), соответственно равны

$$A(p) = \begin{bmatrix} (T_1 p + 1) e^{p\tau_1} K_{12} & \dots & K_{1n} \\ K_{21} (T_2 p + 1) e^{p\tau_2} & \dots & K_{2n} \\ \dots & \dots & \dots \\ K_{n1} & K_{n2} & \dots & (T_n p + 1) e^{p\tau_n} \end{bmatrix},$$

$$L = \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ \dots & \dots & \dots \\ l_{n1} & l_{n2} & l_{n3} \end{bmatrix}; \quad x = \begin{bmatrix} x_1 \\ \dots \\ x_n \end{bmatrix}; \quad m = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix},$$

Из матричного уравнения динамики объекта регулирования (16.53) получим уравнение для передаточных функций объекта регулирования по управляющим воздействиям —

$$A(p) W(p) = L \quad (16.54)$$

и уравнение для передаточных функций объекта регулирования по внешнему возмущению —

$$A(p) W_f(p) = L_f, \quad (16.55)$$

где $W(p)$ — матрица передаточных функций объекта регулирования по управляющим воздействиям, имеющая n строк и три столбца;

$W_f(p)$ — столбец передаточных функций объекта регулирования по внешнему возмущению, имеющий n элементов.

Матрица $W(p)$ получена при решении уравнения (16.54):

$$W(p) = A^{-1}(p) L, \quad (16.56)$$

а столбец $W_f(p)$ — при решении уравнения (16.55):

$$W_f(p) = A^{-1}(p) L_f,$$

где $A^{-1}(p)$ — матрица, обратная характеристической матрице объекта регулирования.

Исследование устойчивости объекта регулирования обычными методами, применяемыми в теории автоматического регулирования, производится при рассмотрении характеристического уравнения объекта, которое получаем, приравняв нулю определитель характеристической матрицы объекта $|A(p)| = 0$.

В случае принятой формы записи характеристического уравнения весьма эффективным методом исследования устойчивости является метод D -разбиения [2], [36].

Матрицам передаточных функций (16.56) и (16.57) соответствуют матрицы частотных характеристик объекта регулирования:

$$W(j\omega) = A^{-1}(j\omega)L;$$

$$W_f(j\omega) = A^{-1}(j\omega)L_f.$$

Матрица частотных характеристик объекта по управляющим воздействиям получается как произведение обратной частотной характеристической матрицы $A^{-1}(j\omega)$ и матрицы коэффициентов усиления звеньев по управляющим воздействиям L .

Столбец частотных характеристик объекта по внешнему возмущению представляет собой произведение матрицы $A^{-1}(j\omega)$ и столбца L_f .

Обращение частотной характеристической матрицы легко может быть выполнено с помощью электронной вычислительной цифровой машины. Непосредственное обращение матрицы, состоящей из комплексных элементов, на цифровой машине выполнено быть не может. Необходимо перейти к матрицам, составленным из действительных элементов.

Матрица $A(j\omega)$ может быть представлена в виде суммы действительной и мнимой матриц:

$$A(j\omega) = P_A(\omega) + jQ_A(\omega).$$

Аналогично может быть представлена и обратная матрица

$$A^{-1}(j\omega) = C(j\omega) = P_C(\omega) + jQ_C(\omega).$$

Произведение прямой и обратной матриц равно единичной матрице порядка n :

$$A(j\omega)C(j\omega) = E_n. \quad (16.58)$$

Выполнив умножение матриц и выделив в равенстве (16.58) действительную и мнимую части, получим:

$$P_A(\omega)P_C(\omega) - Q_A(\omega)Q_C(\omega) = E_n; \quad (16.59)$$

$$Q_A(\omega)P_C(\omega) + P_A(\omega)Q_C(\omega) = 0. \quad (16.60)$$

Систему из двух матричных уравнений (16.59) и (16.60) можно записать в виде одного матричного уравнения

$$F(\omega)R(\omega) = S, \quad (16.61)$$

где для матриц, составленных из клеток, приняты следующие обозначения:

$$F(\omega) = \left[\begin{array}{c|c} P_A(\omega) & -Q_A(\omega) \\ \hline Q_A(\omega) & P_A(\omega) \end{array} \right];$$

$$R(\omega) = \left[\begin{array}{c} P_C(\omega) \\ \hline Q_C(\omega) \end{array} \right]; \quad S = \left[\begin{array}{c} E_n \\ \hline 0 \end{array} \right].$$

Решение уравнения (16.61) дает матрицу $R(\omega)$, составленную из действительных и мнимых частотных характеристик объекта регулирования:

$$R(\omega) = F^{-1}(\omega)S.$$

Таким образом, для получения действительных и мнимых частотных характеристик $P_c(\omega)$ и $Q_c(\omega)$ необходимо для нескольких значений частоты ω выполнить обращение матрицы $F(\omega)$, составленной из действительных элементов, и произвести умножение матриц $F^{-1}(\omega)$ и S . Эти операции легко выполняются с помощью цифровой вычислительной машины.

Полную характеристику динамических свойств двигателя как объекта автоматического регулирования дает совокупность частотных характеристик для всех выходных координат звеньев по перемещениям каждого из регулирующих органов и по внешнему возмущению.

Для двигателя, структурная схема которого представлена на рис. 16.3, частотная матрица объекта регулирования имеет одиннадцать строк и два столбца:

$$W(j\omega) = \begin{bmatrix} W_{11}(j\omega) & W_{12}(j\omega) \\ \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \\ W_{111}(j\omega) & W_{112}(j\omega) \end{bmatrix}. \quad (16.62)$$

Частотная матрица этого же двигателя по внешнему возмущению представляет собой столбец, состоящий из одиннадцати элементов:

$$W_f(j\omega) = \begin{bmatrix} W_{1f}(j\omega) \\ \cdot \\ \cdot \\ W_{11f}(j\omega) \end{bmatrix}.$$

Двигатель с тремя управляющими воздействиями, структурная схема которого представлена на рис. 16.4, имеет частотную матрицу по перемещениям регулирующих органов, включающую двенадцать строк и три столбца:

$$W(j\omega) = \begin{bmatrix} W_{11}(j\omega) & W_{12}(j\omega) & W_{13}(j\omega) \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ W_{121}(j\omega) & W_{122}(j\omega) & W_{123}(j\omega) \end{bmatrix}. \quad (16.63)$$

Столбец частотных характеристик по внешнему возмущению для этого двигателя насчитывает двенадцать элементов.

Во многих случаях нет необходимости составлять полную матрицу частотных характеристик объекта регулирования. В матрицу целесообразно включать частотные характеристики только для тех координат, изменение которых в течение переходного процесса существенно характеризует режим работы двигателя. К числу таких координат относятся давления в основной камере и газогенера-

торе, число оборотов ротора ТНА и расходы компонентов топлива в единицу времени.

Исследование динамики замкнутых систем автоматического регулирования требует составления матрицы частотных характеристик объекта регулирования для регулируемых величин. Такая матрица является квадратной, так как число регулируемых величин объекта равно числу управляющих воздействий.

Применительно к двигателю с двумя управляющими воздействиями, структурная схема которого представлена на рис. 16.3, матрица частотных характеристик объекта регулирования имеет вид

$$W(j\omega) = \begin{bmatrix} W_{11}(j\omega) & W_{12}(j\omega) \\ W_{21}(j\omega) & W_{22}(j\omega) \end{bmatrix}, \quad (16.64)$$

где $W_{11}(j\omega)$ — частотная характеристика для давления в основной камере по перемещению регулирующего органа, управляющей тягой;

$W_{12}(j\omega)$ — частотная характеристика для давления в основной камере по перемещению регулирующего органа, управляющего соотношением компонентов топлива;

$W_{21}(j\omega)$ — частотная характеристика для соотношения компонентов топлива по перемещению регулирующего органа, управляющего тягой;

$W_{22}(j\omega)$ — частотная характеристика для соотношения компонентов топлива по перемещению регулирующего органа, управляющего соотношением компонентов.

Матрица частотных характеристик объекта для регулируемых величин по внешнему возмущению в данном случае представляет собой столбец, состоящий из двух элементов.

Двигатель с тремя регулируемыми величинами, структурная схема которого приведена на рис. 16.4, имеет матрицу частотных характеристик объекта для регулируемых величин, включающую три строки и три столбца:

$$W(j\omega) = \begin{bmatrix} W_{11}(j\omega) & W_{12}(j\omega) & W_{13}(j\omega) \\ W_{21}(j\omega) & W_{22}(j\omega) & W_{23}(j\omega) \\ W_{31}(j\omega) & W_{32}(j\omega) & W_{33}(j\omega) \end{bmatrix}. \quad (16.65)$$

Объект регулирования, как указывалось выше, имеет внутренние перекрестные связи. Эти связи отражены в матрице частотных характеристик объекта.

На главных диагоналях матриц (16.64) и (16.65) расположены частотные характеристики основных каналов регулирования объекта. Недиagonальные элементы этих матриц характеризуют взаимные перекрестные связи между каналами регулирования в объекте.

Уравнение динамики объекта регулирования в преобразованиях Лапласа в матричной форме записывается следующим образом:

$$x = W(p)m + W_f(p)n_x, \quad (16.66)$$

где x — столбец регулируемых величин;

m — столбец перемещений регулирующих органов;

n_x — скалярная величина внешнего возмущающего воздействия;

$W(p)$ — квадратная передаточная матрица объекта для регулируемых величин;

$W_f(p)$ — столбец передаточных функций объекта по внешнему возмущению.

Это уравнение объекта (16.66) рассматривается совместно с уравнениями регуляторов при исследовании динамики системы автоматического регулирования.

Для конкретных двигателей вначале рассчитываются динамические параметры звеньев, составляющих объект регулирования, а после этого рассчитываются частотные характеристики объекта регулирования, входящие в матрицы (16.64) или (16.65).

При необходимости исследовать в динамике изменение величин, не являющихся непосредственно регулируемыми, требуется рассчитать частотные характеристики, входящие в матрицы (16.64) или (16.63).

Глава XVII

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ЖРД

17.1. Автоматическое регулирование ЖРД с вытеснительной системой подачи компонентов

Структурная схема рассматриваемой системы регулирования была приведена на рис. 16.1. Регулятор давления вытесняющего газа представляет собой редуктор давления с переменной настройкой и обладает обычно весьма большим быстродействием.

Рассмотрим вначале динамические свойства объекта регулирования в предположении, что регулятор давления вытесняющего газа является идеальным, то есть поддерживает при каждом значении настройки h строго постоянное давление вытесняющего газа в баках, равное давлению за регулятором p_v , которое является здесь входной координатой для объекта регулирования.

Динамические свойства объекта регулирования описываются в преобразованиях Лапласа системой, состоящей из трех диффе-

ренциальных уравнений, в которую входят уравнение основной камеры

$$(T_1 p + 1) e^{p\tau_1} \bar{p}_k = K_{12} \bar{G}_{o.k} + K_{13} \bar{G}_{г.к}; \quad (17.1)$$

уравнение магистрали и форсунок окислителя

$$(T_2 p + 1) \bar{G}_{o.k} = K_{24} (\bar{p}_в - \bar{p}_к) + K_{f2} \bar{n}_x, \quad (17.2)$$

и уравнение магистрали и форсунок горючего

$$(T_3 p + 1) \bar{G}_{г.к} = K_{34} (\bar{p}_в - \bar{p}_к) + K_{f3} \bar{n}_x. \quad (17.3)$$

Эта система уравнений обобщается одним матричным уравнением (16.53), где характеристическая матрица объекта и матрицы коэффициентов усиления звеньев соответственно равны

$$A(p) = \begin{bmatrix} (T_1 p + 1) e^{p\tau_1} & -K_{12} & -K_{13} \\ K_{24} & (T_2 p + 1) & 0 \\ K_{34} & 0 & (T_3 p + 1) \end{bmatrix}; \quad (17.4)$$

$$L = \begin{bmatrix} 0 \\ K_{24} \\ K_{34} \end{bmatrix}; \quad (17.5) \quad L_f = \begin{bmatrix} 0 \\ K_{f2} \\ K_{f3} \end{bmatrix}. \quad (17.6)$$

Коэффициенты усиления магистралей по продольной перегрузке летательного аппарата K_{f2} и K_{f3} зависят от высот столбов жидкостей в баках и магистралях и от конфигурации магистралей.

Характеристический полином объекта регулирования, равный определителю характеристической матрицы (17.4), записывается следующим образом:

$$D(p) = |A(p)| = (T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1) e^{p\tau_1} + K_{12} K_{24} (T_3 p + 1) + K_{13} K_{34} (T_2 p + 1). \quad (17.7)$$

Для оценки устойчивости объекта регулирования используется его характеристическое уравнение

$$D(p) = 0. \quad (17.8)$$

Рассмотрение характеристического уравнения (17.8) показывает, что объект регулирования без учета запаздывания в основной камере τ_1 является структурно устойчивым, т. е. он устойчив при любых значениях постоянных времени и коэффициентов усиления звеньев.

При достаточно большом запаздывании τ_1 объект регулирования может стать неустойчивым. Критическая величина запаздывания $\tau_{1кр}$, при котором объект регулирования теряет устойчивость, может быть определена с помощью D -разбиения характеристического уравнения [2].

Сравнительно невысокий порядок системы уравнений позволяет получить в явном виде передаточные функции объекта регулирования:

$$W_{11}(p) = \frac{(K_{12}K_{24}T_3 + K_{13}K_{34}T_2)p + (K_{12}K_{24} + K_{13}K_{34})}{D(p)} \quad (17.9)$$

— передаточная функция для давления газа в основной камере по давлению вытеснения;

$$W_{21}(p) = \frac{K_{24}(T_1p + 1)(T_3p + 1)e^{p\tau_1}}{D(p)} \quad (17.10)$$

— передаточная функция для расхода окислителя по давлению вытеснения;

$$W_{31}(p) = \frac{K_{34}(T_1p + 1)(T_2p + 1)e^{p\tau_2}}{D(p)} \quad (17.11)$$

— передаточная функция для расхода горючего по давлению вытеснения;

$$W_{f1}(p) = \frac{(K_{f2}K_{12}T_3 + K_{f3}K_{13}T_2)p + (K_{f2}K_{12} + K_{f3}K_{13})}{D(p)} \quad (17.12)$$

— передаточная функция для давления газа в основной камере по внешнему возмущению.

Эти формулы могут быть использованы для расчета частотных характеристик объекта регулирования и для расчета переходных процессов при определенных управляющих сигналах и внешних возмущениях.

В том случае, когда время протекания переходного процесса в системе «регулятор давления вытесняющего газа — топливные баки» соизмеримо со временами протекания переходных процессов в магистралях и основной камере, регулятор давления газа нельзя рассматривать как идеальный. Давления вытесняющего газа в баках в отличие от ранее рассмотренного случая будут отставать от управляющего сигнала, подаваемого на настройку регулятора.

Необходимо учесть инерционности топливных баков и рассмотреть динамику бака по давлению вытесняющего воздуха.

На неустановившихся режимах процесс накопления газа в газовой подушке бака описывается дифференциальным уравнением

$$V_{п.г} \frac{d\gamma_{б.г}}{dt} = \Delta G_{в.г} - \Delta G_{п.г}, \quad (17.13)$$

$V_{п.г}$ — объем газовой подушки в рассматриваемый момент времени;

$\gamma_{б.г}$ — весовая плотность газа в баке;

$G_{в.г}$ — расход вытесняющего газа в бак;

$G_{п.г}$ — количество газа, переходящего в освобождающийся от компонента топлива объем.

Количество газа $G_{п.г}$ может быть выражено через расход компонента топлива $G_{г.к}$ и отношение плотностей газа и компонента топлива γ_r

$$G_{п.г} = \frac{\gamma_{6.г}}{\gamma_r} G_{г.к}. \quad (17.14)$$

Отклонение расхода равно

$$\Delta G_{п.г} = \frac{1}{\gamma_r} (\gamma_{6.г} \Delta G_{г.к} + G_{г.к} \Delta \gamma_{6.г}). \quad (17.15)$$

Процесс в баке протекает достаточно быстро. Пренебрегая теплообменом газа с топливом и стенками бака, процесс в баке можно считать адиабатическим:

$$\frac{p_{6.г}}{\gamma_{6.г}^k} = \text{const}. \quad (17.16)$$

С учетом выражения (17.16) отклонение весовой плотности $\Delta \gamma_{6.г}$ выражается через отклонение давления:

$$\Delta \gamma_{6.г} = \left(\frac{\gamma_{6.г}}{k p_{6.г}} \right)_0 \Delta p_{6.г}. \quad (17.17)$$

Подставив равенства (17.15) и (17.17) в исходное уравнение (17.13), после преобразования и перехода к безразмерным величинам получим уравнение динамики топливного бака по давлению газа:

$$T_4 \frac{d\bar{p}_{6.г}}{dt} + \bar{p}_{6.г} = K_{6.в} \bar{G}_{в.г} - K_{6.г} \bar{G}_{г.к}. \quad (17.18)$$

Постоянная времени и коэффициенты усиления, входящие в уравнение (17.18), соответственно равны

$$T_4 = \frac{\gamma_r V_{п.г}}{G_{г.к}}; \quad (17.19)$$

$$K_{6.в} = \frac{G_{6.вз}}{p_{6.вз}} \frac{k p_{6.г} \gamma_r}{G_{г.к} \gamma_{6.г}}; \quad (17.20)$$

$$K_{6.г} = \frac{G_{6.вз}}{p_{6.вз}} \frac{k p_{6.г}}{G_{г.к}}. \quad (17.21)$$

Расход газа через дросселирующий клапан регулятора зависит от давления газа на входе в регулятор $p_{вх}$, противодавления в баке $p_{6.г}$ и подъема клапана m :

$$G_в = G_в(p_{вх}, p_{6.г}, m). \quad (17.22)$$

Линеаризация уравнения расхода (17.22) для малых отклонений дает

$$\bar{G}_в = K_{вх} \bar{p}_{вх} + K_{р.6} \bar{p}_{6.г} + K_m \bar{m}. \quad (17.23)$$

Коэффициенты усиления определяются по следующим формулам:

$$K_{\text{вх}} = \frac{p_{6\text{аз}}}{G_{6\text{аз}}} \left(\frac{\partial G_{\text{в}}}{\partial p_{\text{вх}}} \right)_0; \quad (17.24)$$

$$K_{p.6} = \frac{p_{6\text{аз}}}{G_{6\text{аз}}} \left(\frac{\partial G_{\text{в}}}{\partial p_{6.г}} \right)_0; \quad (17.25)$$

$$K_m = \frac{m_{6\text{аз}}}{G_{6\text{аз}}} \left(\frac{\partial G_{\text{в}}}{\partial m} \right)_0. \quad (17.26)$$

Подъем дросселирующего клапана регулятора зависит от давления газа в баке и силы затяжки пружины, которая определяется положением винта настройки регулятора h :

$$m = m(p_{6.г}, h). \quad (17.27)$$

После линеаризации уравнения (17.27) получим

$$\bar{m} = -K_r \bar{p}_{6.г} + K_h \bar{h}, \quad (17.28)$$

где коэффициенты усиления соответственно равны

$$K_r = \frac{p_{6\text{аз}}}{m_{6\text{аз}}} \left(\frac{\partial m}{\partial p_{6.г}} \right)_0; \quad (17.29)$$

$$K_h = \frac{h_{6\text{аз}}}{m_{6\text{аз}}} \left(\frac{\partial m}{\partial h} \right)_0. \quad (17.30)$$

Значения частных производных, входящих в формулы для коэффициентов усиления в уравнении расхода (17.23) и в уравнении регулятора (17.28), определяются по статическим характеристикам регулятора (17.22) и (17.27).

При рассмотрении системы регулирования в целом необходимо учесть, что поток газа, проходящий через регулятор, разветвляется на наддув бака горючего и бака окислителя

$$\bar{G}_{\text{в}} = \bar{G}_{\text{в.г}} + \bar{G}_{\text{в.о}}. \quad (17.31)$$

Для исследования системы регулирования с учетом инерционности топливных баков необходимо наряду с уравнениями основной камеры и топливных магистралей (17.1), (17.2), (17.3) составить уравнения динамики баков горючего и окислителя, уравнение расхода вытесняющего газа (17.23), уравнение регулятора (17.28) и уравнение разветвления потока газа (17.31).

Передаточные функции и формулы для частотных характеристик системы могут быть получены в явном виде, но удобнее осуществить расчет частотных характеристик и переходных процессов, а также исследование устойчивости системы автоматического регулирования с помощью электронных вычислительных машин.

17. 2. Автоматическое регулирование ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива и однокомпонентным газогенератором

Структурная схема двигателя как объекта автоматического регулирования приведена на рис. 16. 2. Кроме элементов, указанных на структурной схеме объекта регулирования, система регулирования включает баллон с газом высокого давления, бак с перекисью водорода и регулятор давления вытесняющего газа.

Динамика системы автоматического регулирования описывается одиннадцатью уравнениями: основной камеры (16. 8), магистралей окислителя и горючего (16. 47), насосов окислителя и горючего (16. 32), ротора ТНА (16. 36), газогенератора, магистрали перекиси водорода, бака перекиси водорода (17. 18), расхода вытесняющего газа через клапан регулятора (17. 23) и уравнением регулятора давления вытесняющего газа (17. 28).

Уравнение динамики газогенератора по виду аналогично уравнению основной камеры по давлению:

$$T_{p.г} \frac{d\bar{p}_г}{dt} + \bar{p}_г = K_{p.г} \bar{G}_{п.в}(i - \tau_2) \quad , \quad (17. 32)$$

где $T_{p.г}$ — постоянная времени;

$K_{p.г}$ — коэффициент усиления газогенератора;

τ_2 — время преобразования жидкой перекиси водорода в парогаз.

Расчетные формулы для $T_{p.г}$ и $K_{p.г}$ такие же, как и в случае основной камеры двигателя.

Частотные характеристики системы автоматического регулирования и переходные процессы в системе рассчитываются с помощью электронных цифровых или моделирующих машин.

Система автоматического регулирования может быть разделена на две последовательно включенных цепи. В первую цепь входят регулятор давления вытесняющего газа, бак перекиси водорода, магистраль перекиси водорода и газогенератор. Вторая цепь включает ротор ТНА, насосы и магистрали питания основной камеры и основную камеру двигателя. Между первой и второй цепью нет обратных связей, поэтому передаточные функции и частотные характеристики каждой из цепей могут быть получены независимо одна от другой. Передаточная функция и частотная характеристика всей системы регулирования по управляющему воздействию, которым является сигнал настройки регулятора, получаются как произведения передаточных функций или частотных характеристик первой и второй цепей. Это упрощает и ускоряет расчеты по динамике рассматриваемой системы автоматического регулирования.

Постоянная времени ротора ТНА существенно превосходит по величине постоянные времени и времена запаздывания других

звеньев. Это дает возможность для приближенного анализа динамики системы рассматривать все звенья, кроме ТНА, как безынерционные.

17.3. Автоматическое регулирование тяги двигателя с двухкомпонентным газогенератором

Структурная схема была приведена на рис. 16.3. Методика расчета частотных характеристик объекта регулирования изложена в § 2.16.

На рис. 17.1 показана одна из возможных принципиальных схем регулятора тяги с гидравлическим статическим сервомотором. Для питания сервомотора подводится жидкость с давлением p_c .

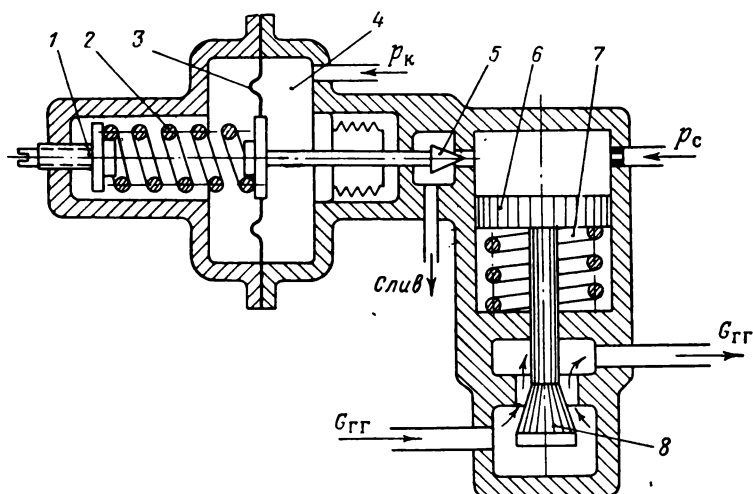


Рис. 17.1. Принципиальная схема регулятора тяги с гидравлическим статическим сервомотором:

1—винт настройки регулятора; 2—пружина чувствительного элемента; 3—мембрана чувствительного элемента; 4—полость подвода газа с давлением p_k ; 5—управляющий элемент сервомотора; 6—поршень сервомотора; 7—пружина сервомотора; 8—регулирующий орган

Перемещение y управляющего элемента сервомотора 5, связанного с мембраной чувствительного элемента 3, зависит от давления в камере p_k и сигнала настройки регулятора h :

$$y = y(p_k, h). \quad (17.33)$$

Линеаризуя уравнения (17.33) для малых отклонений от установившегося режима и переходя к относительным отклонениям, получим:

$$\bar{y} = -K_r \bar{p}_k + K_h \bar{h}, \quad (17.34)$$

где

$$K_r = \frac{p_{6аз}}{p_{6к}} \left(\frac{\partial y}{\partial p_k} \right)_0 \quad (17.35)$$

— коэффициент усиления чувствительного элемента по давлению газа;

$$K_h = \frac{h_{6аз}}{y_{6аз}} \left(\frac{\partial y}{\partial h} \right)_0 \quad (17.36)$$

— коэффициент усиления чувствительного элемента по управляющему сигналу настройки.

Перемещение регулирующего органа δ , связанного с поршнем сервомотора 6, зависит от перемещения управляющего элемента сервомотора:

$$m = m(y). \quad (17.37)$$

Линеаризация уравнения (17.37) для неустановившихся режимов в случае статического гидравлического сервомотора дает уравнение динамики этого сервомотора в следующем виде [24]:

$$T_c \frac{d\bar{m}}{dt} + \bar{m} = K_c \bar{y}, \quad (17.38)$$

где T_c и K_c — постоянная времени и коэффициент усиления сервомотора.

Обозначив коэффициент усиления регулятора

$$K_p = K_r K_c, \quad (17.39)$$

запишем передаточную функцию регулятора

$$N(p) = \frac{K_p}{T_c p + 1}. \quad (17.40)$$

Уравнение динамики регулятора имеет следующий вид в преобразованиях Лапласа:

$$\bar{m} = N(p)(K_\lambda \bar{h} - \bar{p}_k); \quad (17.41)$$

через $K_\lambda = K_h/K_r$ обозначен коэффициент при управляющем сигнале.

Уравнение динамики объекта регулирования в преобразованиях Лапласа запишется следующим образом:

$$\bar{p}_k = W_{11}(p) \bar{m} + W_{1f}(p) \bar{n}_x; \quad (17.42)$$

Здесь $W_{11}(p)$ — передаточная функция объекта регулирования для давления в основной камере по перемещению регулирующего органа;

$W_{1f}(p)$ — передаточная функция объекта регулирования для давления в основной камере по внешнему возмущению.

Исключая из уравнений (17.41) и (17.42) перемещение регулирующего органа, получим уравнение динамики замкнутой системы автоматического регулирования:

$$\begin{aligned} [1 + W_{11}(p) N(p)] \bar{p}_k = \\ = K_\lambda W_{11}(p) N(p) h + W_{1f}(p) n_x. \end{aligned} \quad (17.43)$$

Характеристическое уравнение замкнутой системы получим, приравнявая нулю характеристический полином:

$$1 + W_{11}(p) N(p) = 0. \quad (17.44)$$

Это уравнение используется при анализе устойчивости системы. С помощью D -разбиения представляется возможным при известной частотной характеристике объекта регулирования исследовать влияние динамических параметров регулятора на устойчивость системы.

Решение уравнения (17.43) относительно регулируемой величины $\bar{p}_k$, дает:

$$\bar{p}_k = \Phi_{1h}(p) \bar{h} + \Phi_{1f}(p) \bar{n}_x, \quad (17.45)$$

где

$$\Phi_{1h}(p) = \frac{K_\lambda W_{11}(p) N(p)}{1 + W_{11}(p) N(p)} \quad (17.46)$$

— передаточная функция замкнутой системы регулирования для $\bar{p}_k$ по управляющему сигналу h ;

$$\Phi_{1f}(p) = \frac{W_{1f}(p)}{1 + W_{11}(p) N(p)} \quad (17.47)$$

— передаточная функция замкнутой системы регулирования для p_k по внешнему возмущению.

Передаточным функциям (17.46) и (17.47) соответствуют частотные характеристики

$$\Phi_{1h}(j\omega) = \frac{K_\lambda W_{11}(j\omega) N(j\omega)}{1 + W_{11}(j\omega) N(j\omega)}; \quad (17.48)$$

$$\Phi_{1f}(j\omega) = \frac{W_{1f}(j\omega)}{1 + W_{11}(j\omega) N(j\omega)}. \quad (17.49)$$

Действительная часть частотной характеристики (17.48) используется при построении переходного процесса в замкнутой системе автоматического регулирования, возникающего в случае подачи на настройку регулятора управляющего сигнала h , и при анализе влияния динамических параметров регуляторов на характер переходного процесса.

Частотная характеристика (17.49) используется при исследовании воздействия на систему регулирования внешнего возмущения.

В случае определенного внешнего возмущающего воздействия с помощью частотной характеристики (17.49) строится переходный процесс в замкнутой системе, а при случайном внешнем возмущающем воздействии частотная характеристика (17.49) служит для определения дисперсии и корреляционной функции регулируемой величины [42]. Вероятностные характеристики внешнего случайного возмущающего воздействия должны быть при этом известны.

17.4. Системы регулирования тяги и соотношения компонентов топлива для ЖРД

Структурная схема жидкостного ракетного двигателя с регулированием тяги и соотношения компонентов топлива для основной камеры была приведена на рис. 16.3. На рис. 16.4 была приведена структурная схема жидкостного ракетного двигателя с регулированием тяги и соотношений компонентов топлива как для основной камеры, так и для газогенератора. Одна из возможных принципиальных схем регулятора тяги была приведена на рис. 17.1.

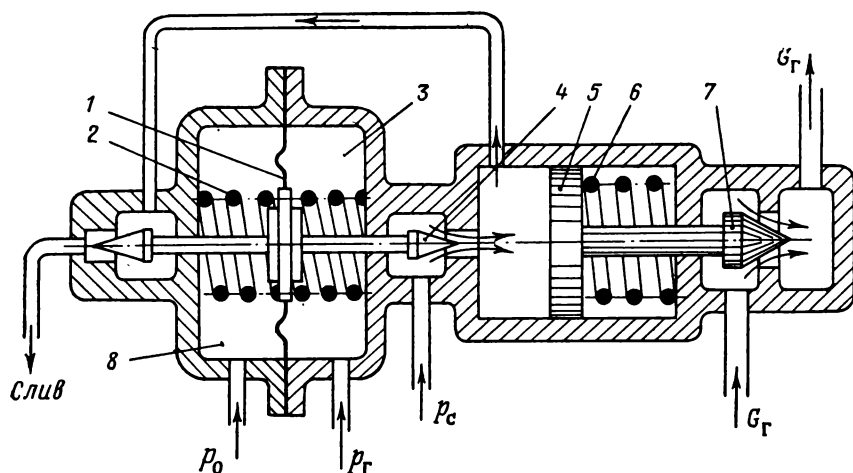


Рис. 17.2. Принципиальная схема регулятора соотношения компонентов топлива:

1—мембрана чувствительного элемента; 2—пружины чувствительного элемента; 3—полость подвода горючего; 4—управляющие элементы гидравлического сервомотора; 5—поршень сервомотора; 6—пружина сервомотора; 7—регулирующий орган; 8—полость подвода окислителя

Возможная схема регулятора соотношения компонентов топлива показана на рис. 17.2. Регулятор состоит из мембранного чувствительного элемента и статического гидравлического сервомотора.

В качестве величин, характеризующих расходы компонентов топлива, используются давление горючего за регулирующим орга-

ном и давление окислителя за насосом. На мембране 1 чувствительного элемента эти давления сравниваются. Если соотношение компонентов топлива соответствует заданному значению, то мембрана чувствительного элемента находится в равновесном положении. При отклонении мембрана прогибается, приводится в действие гидравлический сервомотор и регулирующий орган 7 изменяет расход горючего в сторону восстановления заданного соотношения компонентов топлива.

Величиной, характеризующей отклонение соотношения компонентов топлива от заданного значения, является разность давлений горючего и окислителя, действующих на мембрану чувствительного элемента:

$$p_a = p_r - p_o. \quad (17.50)$$

Прогиб y мембраны чувствительного элемента и равное ему перемещение жестко связанных с ней управляющих элементов сервомотора зависит от разности давлений p_a :

$$y = y(p_a). \quad (17.51)$$

После линеаризации уравнения (17.51) и перехода к относительным отклонениям получим уравнение чувствительного элемента:

$$\bar{y} = -K_r \bar{p}_a, \quad (17.52)$$

где

$$K_r = \frac{p_{баз}}{y_{баз}} \left(\frac{\partial y}{\partial p_a} \right)_0 \quad (17.53)$$

— коэффициент усиления чувствительного элемента регулятора соотношения компонентов топлива.

Уравнение гидравлического сервомотора получаем аналогично уравнению (17.38).

Передаточная функция регулятора в рассматриваемом частном случае имеет такой же вид (17.40), как и у регулятора тяги. Коэффициент усиления регулятора представляет собой произведение коэффициентов усиления чувствительного элемента и сервомотора (17.39).

У регулятора, схематически представленного на рис. 17.2, настройка постоянная на всех режимах. Следовательно, управляющий сигнал h отсутствует, и уравнение динамики регулятора в преобразованиях Лапласа запишется следующим образом:

$$\bar{m} = -N(p) \bar{p}_a. \quad (17.54)$$

Взаимную связь объекта регулирования и регуляторов показывают структурные схемы систем автоматического регулирования.

Структурная схема системы регулирования ЖРД с двумя регулируемыми величинами показана на рис. 17.3, а структурная схема с тремя регулируемыми величинами на рис. 17.4.

Регулируемые величины, характеризующие тягу и соотношения компонентов топлива в основной камере и газогенераторе, обозначены соответственно x_1 , x_2 и x_3 . Перемещения регулирующих органов, управляющих тягой и соотношениями компонентов топлива, обозначены соответственно m_1 , m_2 и m_3 . Управляющий сигнал, задающий необходимое значение тяги двигателя, представляет собой изменение настройки регулятора тяги и обозначен h_1 . Управ-

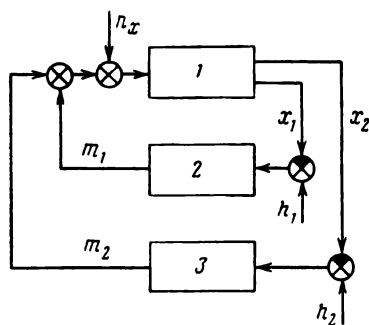


Рис. 17.3. Структурная схема системы автоматического регулирования ЖРД с двумя регулируемыми величинами:

1—ЖРД; 2—регулятор тяги; 3—регулятор соотношения компонентов топлива для камеры двигателя

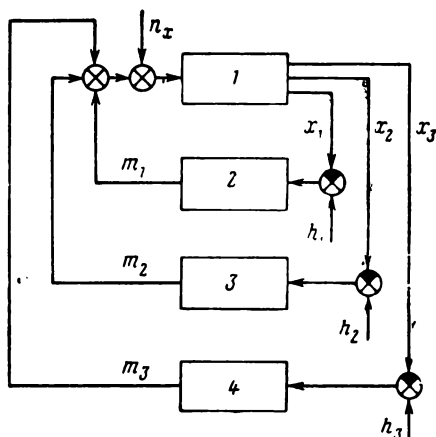


Рис. 17.4. Структурная схема системы автоматического регулирования ЖРД с тремя регулируемыми величинами:

1—ЖРД; 2—регулятор тяги; 3, 4—регуляторы соотношения компонентов топлива для камеры двигателя и газогенератора

ляющие сигналы соотношений компонентов топлива — h_2 и h_3 . В случае поддержания постоянных соотношений компонентов топлива на всех режимах работы двигателя управляющие сигналы h_2 и h_3 отсутствуют.

Внешние возмущения для всех регулируемых величин одни и те же: продольные перегрузки летательного аппарата n_x .

Зная динамические свойства объекта автоматического регулирования и регуляторов, необходимо найти передаточные функции и частотные характеристики замкнутых систем автоматического регулирования, которые нужны для оценки динамических свойств систем и решения задач синтеза регуляторов и анализа точности систем.

Как указывалось выше, ввиду сложности объекта регулирования передаточные функции целесообразно записывать только в общем виде и от общих выражений передаточных функций переходить к расчету частотных характеристик.

Системы с двумя и тремя регулируемыми величинами являются многомерными системами. Существенное упрощение преобразований при нахождении передаточных функций и частотных характеристик в случае многомерных систем достигается путем применения матричной формы записи уравнений [24], [56], что облегчает также подготовку задач к решению с помощью электронных цифровых вычислительных машин.

Рассмотрим передаточные функции в наиболее общем случае — для системы регулирования ЖРД с тремя регулируемыми величинами.

Уравнение динамики объекта регулирования в матричной форме было записано так:

$$x = W(p)m + W_f(p)n_x.$$

Уравнения динамики трех регуляторов при отсутствии перекрестных связей между регуляторами и без объединенного управления регуляторами запишутся следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \bar{m}_1 &= N_{11}(p)[K_{\lambda 11}\bar{h}_1 - x_1]; \\ \bar{m}_2 &= N_{22}(p)[K_{\lambda 22}\bar{h}_2 - x_2]; \\ \bar{m}_3 &= N_{33}(p)[K_{\lambda 33}\bar{h}_3 - x_3], \end{aligned} \right\} \quad (17.55)$$

где $N_{11}(p)$, $N_{22}(p)$, $N_{33}(p)$ — передаточные функции регуляторов;
 $K_{\lambda 11}$, $K_{\lambda 22}$, $K_{\lambda 33}$ — коэффициенты усиления при управляющих воздействиях.

Три уравнения (17.55) обобщаются одним матричным уравнением

$$m = N(p)[K_{\lambda}h - x], \quad (17.56)$$

где x — столбец регулируемых величин;

m — столбец перемещений регулирующих органов;

$$h = \begin{bmatrix} \bar{h}_1 \\ \bar{h}_2 \\ \bar{h}_3 \end{bmatrix}$$

— столбец управляющих сигналов;

$$N(p) = \begin{bmatrix} N_{11}(p) & 0 & 0 \\ 0 & N_{22}(p) & 0 \\ 0 & 0 & N_{33}(p) \end{bmatrix} \quad (17.57)$$

— матрица передаточных функций регуляторов без перекрестных связей;

$$K_{\lambda} = \begin{bmatrix} K_{\lambda 11} & 0 & 0 \\ 0 & K_{\lambda 22} & 0 \\ 0 & 0 & K_{\lambda 33} \end{bmatrix} \quad (17.58)$$

— матрица коэффициентов усиления при управляющих воздействиях в случае отсутствия объединенного управления регуляторами.

При наличии объединенного управления регуляторами матрица (17.58) содержит наряду с диагональными элементами также и недиагональные.

Если регуляторы соотношений компонентов топлива для основной камеры и для газогенератора имеют неизменную настройку, а переменную настройку имеет только регулятор тяги, то матрица (17.58) содержит только один ненулевой элемент $K_{\lambda 11}$; все прочие элементы — нулевые.

Исключая из уравнений (16.66) и (17.56) столбец перемещений регулирующих органов m , получим уравнение динамики замкнутой системы регулирования:

$$\begin{aligned} [E_3 + W(p)N(p)]x = \\ = W(p)N(p)K_{\lambda}h + W_f(p)n_x, \end{aligned} \quad (17.59)$$

где E_3 — единичная матрица третьего порядка.

Матрица $H(p)$ представляет собой характеристическую матрицу системы

$$H(p) = E_3 + W(p)N(p), \quad (17.60)$$

которая в рассматриваемом случае имеет следующий вид:

$$H(p) = \begin{bmatrix} 1 + W_{11}(p)N_{11}(p) & W_{12}(p)N_{22}(p) & W_{13}(p)N_{33}(p) \\ W_{21}(p)N_{11}(p) & 1 + W_{22}(p)N_{22}(p) & W_{23}(p)N_{33}(p) \\ W_{31}(p)N_{11}(p) & W_{32}(p)N_{22}(p) & 1 + W_{33}(p)N_{33}(p) \end{bmatrix}. \quad (17.61)$$

Определитель характеристической матрицы представляет собой характеристический полином замкнутой системы регулирования

$$D(p) = |E_3 + W(p)N(p)|. \quad (17.62)$$

Приравнявая характеристический полином нулю, получаем характеристическое уравнение системы регулирования:

$$D(p) = 0, \quad (17.63)$$

которое используется при исследовании устойчивости системы.

Решение уравнения (17.59) относительно столбца регулируемых величин x при неособенной характеристической матрице $H(p)$ дает

$$x = H^{-1}(p)[W(p)N(p)K_{\lambda}h + W_f(p)n_x] \quad (17.64)$$

или

$$x = \Phi_h(p)h + \Phi_f(p)n_x, \quad (17.65)$$

где $H^{-1}(p)$ — матрица, обратная характеристической матрице системы;

$$\Phi_h(p) = H^{-1}(p) W(p) N(p) K_\lambda \quad (17.66)$$

— передаточная матрица по управляющим воздействиям для замкнутой системы автоматического регулирования;

$$\Phi_f(p) = H^{-1}(p) W_f(p) \quad (17.67)$$

— передаточная матрица по внешним возмущающим воздействиям для замкнутой системы регулирования.

Передаточная матрица по управляющим воздействиям в общем случае представляет собой квадратную матрицу, составленную из передаточных функций по управляющим воздействиям:

$$\Phi_h(p) = \begin{bmatrix} \Phi_{11h}(p) & \Phi_{12h}(p) & \Phi_{13h}(p) \\ \Phi_{21h}(p) & \Phi_{22h}(p) & \Phi_{23h}(p) \\ \Phi_{31h}(p) & \Phi_{32h}(p) & \Phi_{33h}(p) \end{bmatrix}, \quad (17.68)$$

где $\Phi_{11h}(p)$ — передаточная функция для первой регулируемой величины по первому управляющему сигналу;

$\Phi_{22h}(p)$ — передаточная функция для второй регулируемой величины по второму управляющему сигналу и т. д.

При наличии одного управляющего сигнала h_1 передаточная матрица (17.68) вырождается в столбец

$$\Phi_h(p) = \begin{bmatrix} \Phi_{11h}(p) \\ \Phi_{21h}(p) \\ \Phi_{31h}(p) \end{bmatrix}. \quad (17.69)$$

Передаточная матрица по внешнему возмущению, одинаковому для всех регулируемых величин, представляет собой столбец

$$\Phi_f(p) = \begin{bmatrix} \Phi_{1f}(p) \\ \Phi_{2f}(p) \\ \Phi_{3f}(p) \end{bmatrix}, \quad (17.70)$$

где $\Phi_{1f}(p)$, $\Phi_{2f}(p)$ и $\Phi_{3f}(p)$ — передаточные функции для первой, второй и третьей регулируемых величин по внешнему возмущению.

Передаточным функциям, входящим в матрицы (17.68) и (17.70), соответствуют частотные характеристики, вычислять которые наиболее целесообразно с помощью цифровых электронных вычислительных машин. Программа этих вычислений соответствует последовательности матричных операций, записанных в формулах (17.66) и (17.67). Программа вычисления коэффициентов характеристического полинома составляется согласно формуле (17.62).

Основными вычислительными операциями при расчете частотных характеристик являются обращение матриц и умножение мат-

риц. На многих машинах для производства этих операций имеются стандартные программы.

17.5. Частные производные передаточных функций и частотных характеристик системы регулирования по динамическим параметрам регуляторов

При анализе и синтезе систем автоматического регулирования необходимо качественно и количественно оценить влияние изменения динамических параметров регуляторов на прохождение управляющих сигналов через систему и на фильтрацию системой внешних возмущений [42].

Для такой оценки могут быть использованы частные производные передаточных функций и частотных характеристик системы регулирования по динамическим параметрам регуляторов, которые характеризуют чувствительность системы регулирования к изменению динамических параметров. Эти частные производные могут быть также весьма эффективно применены при выборе оптимальных значений динамических параметров регуляторов.

Рассмотрим нахождение частных производных передаточных функций и частотных характеристик замкнутой системы автоматического регулирования по динамическим параметрам регуляторов при известных передаточных функциях или частотных характеристиках объекта регулирования и регуляторов.

Непосредственное дифференцирование по динамическим параметрам матричных соотношений (17.66) и (17.67) практически нецелесообразно, так как дифференцирование обратной матрицы связано с весьма громоздкими преобразованиями.

Чтобы избежать дифференцирования обратной матрицы, перепишем соотношения (17.66) и (17.67) в следующем виде:

$$[E_3 + W(p)N(p)]\Phi_h(p) = W(p)N(p)K_\lambda; \quad (17.71)$$

$$[E_3 + W(p)N(p)]\Phi_f(p) = W_f(p). \quad (17.72)$$

Дифференцируем соотношение (17.71) по динамическому параметру одного из регуляторов K_i , имея в виду, что передаточная матрица объекта регулирования $W(p)$ и матрица коэффициентов при управляющих воздействиях K_λ от параметра K_i не зависят; в этом случае

$$\begin{aligned} [E_3 + W(p)N(p)] \frac{\partial \Phi_h(p)}{\partial K_i} + W(p) \frac{\partial N(p)}{\partial K_i} \Phi_h(p) = \\ = W(p) \frac{\partial N(p)}{\partial K_i} K_\lambda. \end{aligned} \quad (17.73)$$

Решая уравнение (17.73) относительно матрицы частных производных передаточных функций по динамическому параметру, получим

$$\frac{\partial \Phi_h(p)}{\partial K_i} = [E_3 + W(p)N(p)]^{-1} W(p) \frac{\partial N(p)}{\partial K_i} [K_\lambda - \Phi_h(p)]. \quad (17.74)$$

Формула (17.74) показывает в общем виде последовательность матричных операций, которые необходимо выполнить для получения матрицы $\partial \Phi_h(p)/\partial K_i$.

Дифференцируем по динамическому параметру K_i уравнение (17.72) —

$$[E_3 + W(p)N(p)] \frac{\partial \Phi_f(p)}{\partial K_i} + W(p) \frac{\partial N(p)}{\partial K_i} \Phi_f(p) = 0. \quad (17.75)$$

Выражение для матрицы частных производных передаточных функций $\partial \Phi_f(p)/\partial K_i$ в общем виде получим, решая уравнение (17.75):

$$\frac{\partial \Phi_f(p)}{\partial K_i} = -[E_3 + W(p)N(p)]^{-1} W(p) \frac{\partial N(p)}{\partial K_i} \Phi_f(p). \quad (17.76)$$

При дифференцировании уравнений (17.71) и (17.72) в качестве необходимого условия принимается, что передаточные функции $\Phi_h(p)$ и $\Phi_f(p)$ и соответствующие им частотные характеристики являются непрерывными функциями параметра K_i в окрестности его номинального значения.

Матрицам (17.74) и (17.76) соответствуют матрицы производных частотных характеристик системы по динамическим параметрам регуляторов

$$\frac{\partial \Phi_h(j\omega)}{\partial K_i} = [E_3 + W(j\omega)N(j\omega)]^{-1} W(j\omega) \frac{\partial N(j\omega)}{\partial K_i} [K_\lambda - \Phi_h(j\omega)]. \quad (17.77)$$

$$\frac{\partial \Phi_f(j\omega)}{\partial K_i} = -[E_3 + W(j\omega)N(j\omega)]^{-1} W(j\omega) \frac{\partial N(j\omega)}{\partial K_i} \Phi_f(j\omega). \quad (17.78)$$

Формулы (17.77) и (17.78) показывают последовательность матричных операций, в которой необходимо вычислять производные частотных характеристик.

Производная частотной характеристики по динамическому параметру складывается из производных действительной и мнимой частотных характеристик:

$$\frac{\partial \Phi_h(j\omega)}{\partial K_i} = \frac{\partial P_h(\omega)}{\partial K_i} + j \frac{\partial Q_h(\omega)}{\partial K_i}. \quad (17.79)$$

По виду частотных характеристик можно оценить переходный процесс в системе автоматического регулирования [2].

Влияние динамических параметров регуляторов на прохождение управляющего сигнала через систему автоматического регулирования оценивается по величинам и знакам частных производных действительных частотных характеристик замкнутой системы регулирования.

Так, например, при $[\partial P_{11h}(\omega)/\partial K_i] > 0$ в полосе пропускания частот увеличение значения динамического параметра K_i ускоряет переходный процесс по давлению в основной камере двигателя, воз-

никающий при подаче управляющего сигнала на регулятор тяги. В случае $[\partial P_{11h}(\omega)/\partial K_i] < 0$ в полосе пропускания частот увеличение значения K_i замедляет переходный процесс.

Управляющий сигнал по тяге двигателя должен оказывать минимальное влияние на соотношение компонентов топлива, поэтому в полосе пропускания частот желательно получение минимального значения модуля частотной характеристики $|\Phi_{21h}(j\omega)|$ для соотношения компонентов топлива по управляющему сигналу изменения тяги.

При изменении значений динамических параметров регулятора тяги желательно обеспечивать

$$\frac{\partial}{\partial K_i} |\Phi_{21h}(j\omega)| < 0.$$

Влияние изменения динамических параметров регуляторов на фильтрацию системой внешнего возмущающего воздействия оценивается по характеру изменения в полосе пропускания частот частных производных

$$\frac{\partial}{\partial K_i} |\Phi_{1f}(j\omega)| \quad \text{и} \quad \frac{\partial}{\partial K_i} |\Phi_{2f}(j\omega)|.$$

Улучшение фильтрации внешнего возмущающего воздействия при увеличении значения параметра K_i имеет место в случае

$$\frac{\partial}{\partial K_i} |\Phi_{1f}(j\omega)| < 0$$

и

$$\frac{\partial}{\partial K_i} |\Phi_{2f}(j\omega)| < 0.$$

Аналогично тому, как рассчитываются частные производные частотных характеристик системы регулирования по динамическим параметрам регуляторов, могут быть рассчитаны частные производные частотных характеристик системы регулирования по динамическим параметрам объекта регулирования, а также частные производные по конструктивным параметрам объекта регулирования и регуляторов.

Эти частные производные показывают влияние изменения конструктивных параметров объекта регулирования и регуляторов на частотные характеристики системы регулирования.

17.6. Выбор динамических параметров регуляторов при заданных технических условиях для системы автоматического регулирования

При выборе динамических параметров регуляторов необходимо обеспечить выполнение ряда требований, предъявляемых к системе. Эти требования в значительной мере зависят от назначения

и условий боевого применения летательного аппарата и формулируются в технических условиях на систему автоматического регулирования двигателя.

Одним из важных требований, предъявляемых к системе регулирования, является получение необходимого качества переходного процесса по основным регулируемым величинам двигателя при подаче на вход системы управляющего сигнала. На изменение некоторых регулируемых величин во время переходного процесса при этом могут накладываться ограничения.

Система автоматического регулирования ЖРД может включать в себя несколько регуляторов, взаимно связанных между собой через объект регулирования. Эта связь отражена в передаточной матрице объекта регулирования.

В строгой постановке задача синтеза системы автоматического регулирования включает в себя выбор оптимальной структуры и оптимальных параметров всех регуляторов с учетом их взаимного влияния. Решение этой задачи связано со значительными принципиальными и вычислительными трудностями. Реализация найденной теоретическим путем оптимальной системы может быть связана с техническими трудностями и во многих случаях практически нецелесообразна.

Некоторые авторы рекомендуют практический путь решения задачи синтеза, заключающийся в выборе ряда технически целесообразных структур системы и определении динамических параметров каждой из структур по критерию оптимальности, отвечающему назначению и условиям работы системы. Сравнение вариантов дает возможность выбрать тот из них, который в наилучшей степени удовлетворяет совокупности требований, предъявляемых к системам. Этот способ ведет к значительному сокращению вычислительной работы и быстро дает практически приемлемое решение. В настоящей работе такой путь решения принят в качестве основного.

Решение задачи синтеза системы автоматического регулирования целесообразно проводить в два этапа.

На первом этапе на основании анализа динамических свойств конкретного объекта регулирования делается ряд упрощающих допущений, существенно облегчающих решение задачи. При этом определяются значения динамических параметров регуляторов в первом приближении.

Исследование ЖРД открытых схем без дожигания газа за турбиной показывает, что постоянная времени ТНА существенно превосходит по величине постоянные времени других динамических звеньев и времена запаздывания в основной камере и газогенераторе. В качестве упрощающего допущения на первом этапе решения задачи синтеза можно пренебречь инерционностями всех звеньев, кроме ТНА, и запаздываниями в основной камере и газогенераторе. Объект регулирования в целом будет при этом представлять собой звено первого порядка.

У ЖРД без дожигания, имеющих регулирующий орган управления тягой на линии питания компонентом топлива газогенератора, перемещение этого регулирующего органа оказывает слабое влияние на соотношение компонентов топлива сравнительно с перемещением органа, регулирующего это соотношение. Это связано со специальным подбором характеристик насосов и гидравлических магистралей при конструировании двигателя. В первом приближении влиянием перемещения регулирующего органа регулятора тяги на соотношение компонентов топлива можно пренебречь и рассматривать работу регулятора соотношения компонентов топлива независимо от работы регулятора тяги.

С указанными допущениями система автоматического регулирования ЖРД расчленяется на несколько независимых систем, каждая из которых состоит из объекта регулирования первого порядка и одного регулятора. Выбор динамических параметров регуляторов для первого приближения представляет собой в этом случае весьма простую задачу.

На втором этапе решения задачи упрощающие допущения, указанные выше, не делаются и значения динамических параметров регуляторов уточняются при совместном рассмотрении всей системы регулирования с учетом взаимного влияния регуляторов.

Такое решение задачи синтеза системы в два этапа ведет к значительному сокращению вычислительной работы. При переходе от первого этапа решения задачи ко второму изменению динамических параметров регуляторов невелики сравнительно с их абсолютными значениями, и передаточные функции системы регулирования на втором этапе решения задачи могут быть представлены в виде линеаризованных зависимостей от приращения динамических параметров регуляторов. Это дает возможность легко найти эти приращения, которые необходимо добавить к значениям параметров, найденным на первом этапе решения, для оптимизации системы автоматического регулирования соответственно принятым критериям.

Для оценки качества переходных процессов, возникающих в системе регулирования при подаче на вход системы управляющего сигнала в виде единичной ступенчатой функции, широко применяются [24] интегральные оценки

$$J_0 = \int_0^{\infty} [x(t)]^2 dt; \quad (17.80)$$

$$J_1 = \int_0^{\infty} \left[x^2(t) + \tau^2 \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 \right] dt \quad (17.81)$$

и некоторые другие интегральные оценки.

В формулах (17.80) и (17.81) зависимость $x(t)$ представляет собой переходную составляющую ошибки:

$$x(t) = h(\infty) - h(t),$$

где $h(\infty)$ — значение регулируемой величины после окончания переходного процесса;

$h(t)$ — переходная функция системы.

Минимум интегральных оценок J_0 или J_1 при условии ограничения ряда величин, характеризующих режим двигателя в течение переходного процесса, часто применяется в качестве критерия при синтезе системы автоматического регулирования.

Переходная составляющая ошибки и ее производная по времени выражаются через действительную частотную характеристику

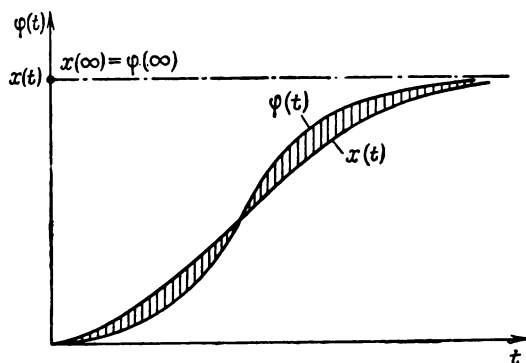


Рис. 17. 5. К синтезу системы автоматического регулирования

замкнутой системы регулирования в виде интегральных соотношений:

$$x_1(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{\Phi_{11}(0) - P_{11}(\omega)}{\omega} \sin \omega t \cdot d\omega; \quad (17.82)$$

$$\frac{dx_1(t)}{dt} = -\frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} P_{11}(\omega) \cos \omega t \cdot d\omega, \quad (17.83)$$

где $P_{11}(\omega)$ — действительная частотная характеристика замкнутой системы для регулируемой величины $x_1(t)$ по управляющему сигналу h_1 ;

$\Phi_{11}(0)$ — статический коэффициент усиления замкнутой системы.

Интегральные оценки качества переходного процесса могут быть выражены через частотные характеристики системы с помощью формул Ляпунова — Парсеваля [8]:

$$\int_0^{\infty} [x_1(t)]^2 dt = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \left[\frac{\Phi_{11}(0) - P_{11}(\omega)}{\omega} \right]^2 d\omega; \quad (17.84)$$

$$\begin{aligned} & \int_0^{\infty} \left[x_1^2(t) + \tau^2 \left(\frac{dx_1}{dt} \right)^2 \right] dt = \\ & = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \left\{ \left[\frac{\Phi_{11}(0) - P_{11}(\omega)}{\omega} \right]^2 + \tau^2 [P_{11}(\omega)]^2 \right\} d\omega. \end{aligned} \quad (17.85)$$

Передаточная функция замкнутой системы регулирования в широком диапазоне значений динамических параметров регуляторов, как правило, является непрерывной функцией этих параметров и допускает по ним дифференцирование

$$\Phi_{11}(p) = \Phi_{11}(p, K_i),$$

где $K_i (i=1, 2, \dots, l)$ — динамические параметры регуляторов.

Интегральные оценки качества переходного процесса при этом также представляют собой непрерывные функции динамических параметров регуляторов.

Для малых приращений динамических параметров δK_i приращение интегральной оценки δJ_0 может быть представлено в виде линеаризованной зависимости

$$\delta J_0 = \sum_{i=1}^l \left(\frac{\partial J_0}{\partial K_i} \right)_0 \delta K_i; \quad (17.86)$$

здесь $\left(\frac{\partial J_0}{\partial K_i} \right)_0$ — значение частной производной интегральной оценки по динамическому параметру K_i при начальных значениях динамических параметров.

Аналогично может быть записано приращение интегральной оценки δJ_1 .

Дифференцируя равенство (17.84) по динамическому параметру K_i , получим

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_0}{\partial K_i} = & \frac{4}{\pi} \left\{ \frac{\partial \Phi_{11}(0)}{\partial K_i} \int_0^{\infty} \frac{\Phi_{11}(0) - P_{11}(\omega)}{\omega^2} d\omega - \right. \\ & \left. - \int_0^{\infty} \frac{\Phi_{11}(0) - P_{11}(\omega)}{\omega^2} \frac{\partial P_{11}(\omega)}{\partial K_i} d\omega \right\}. \end{aligned} \quad (17.87)$$

Легко доказать, что оба интеграла в правой части равенства (17.87) являются сходящимися.

Частные производные частотных характеристик по динамическим параметрам регуляторов определяются по методике, изложенной в § 5.17.

Интегральные оценки J_0 и J_1 в рассматриваемом случае являются функциями динамических параметров $J_0(K_i)$ и $J_1(K_i)$. Приближение к минимуму функций $J_0(K_i)$ и $J_1(K_i)$ с использованием линеаризованных зависимостей (17.86) весьма эффективно можно осуществить, применив метод наискорейшего спуска [42].

Соотношения между приращениями δK_i в каждом приближении при этом берутся такими, чтобы вектор $\overline{\delta K}$, компонентами которого являются δK_1 , δK_2 и т. д., совпадал по направлению с вектором градиента функции $J_0(K_i)$ или $J_1(K_i)$.

Для первого приближения рассчитываются по формуле (17.87) значения частных производных $(\partial J_0 / \partial K_i)_0$ при исходных значениях динамических параметров регуляторов $(K_i)_0$, полученных на первом этапе решения задачи синтеза системы.

В некоторых случаях при синтезе системы автоматического регулирования бывает задан определенный переходный процесс, который считается оптимальным, и ставится задача создания регулятора, обеспечивающего реализацию этого процесса. Такая задача может быть решена с помощью линеаризации интегральной оценки переходного процесса относительно малых вариаций динамических параметров регуляторов.

На первом этапе решения, аналогично рассмотренной выше задаче, при весьма упрощающих допущениях находим значения динамических параметров регуляторов первого приближения. На втором этапе решения уточняются значения динамических параметров.

На графике рис. 17.5 заданный оптимальный переходный процесс обозначен $\varphi(t)$. Переходный процесс, полученный при некоторых значениях динамических параметров регуляторов, обозначен $x(t)$. Приближение к оптимальному переходному процессу осуществляется путем минимизации интегральной ошибки переходного процесса.

Переходная составляющая ошибки оптимального процесса обозначена

$$\varepsilon_\varphi(t) = \varphi(\infty) - \varphi(t); \quad (17.88)$$

переходная составляющая ошибки процесса $x(t)$ обозначена

$$\varepsilon_x(t) = x(\infty) - x(t). \quad (17.89)$$

Относительная ошибка приближения к оптимальному переходному процессу равна

$$\varepsilon(t) = \frac{\varepsilon_\varphi(t)}{\varphi(\infty)} - \frac{\varepsilon_x(t)}{x(\infty)}. \quad (17.90)$$

Оптимальному процессу соответствует частотная характеристика оптимальной системы $\Phi_\varphi(j\omega)$.

Переходная составляющая ошибки оптимальной системы может быть выражена через действительную частотную характеристику оптимальной системы:

$$\varepsilon_{\varphi}(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{P_{\varphi}(0) - P_{\varphi}(\omega)}{\omega} \sin \omega t \cdot d\omega, \quad (17.91)$$

а переходная составляющая ошибки $\varepsilon_x(t)$ — через действительную частотную характеристику синтезируемой системы $P_x(\omega)$, реализующей переходный процесс $x(t)$:

$$\varepsilon_x(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{P_x(0) - P_x(\omega)}{\omega} \sin \omega t \cdot d\omega. \quad (17.92)$$

Принимая во внимание равенства (17.90), (17.91) и (17.92), запишем интегральное соотношение для относительной ошибки приближения к оптимальному переходному процессу:

$$\varepsilon(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \left[\frac{P_{\varphi}(0) - P_{\varphi}(\omega)}{\varphi(\infty)} - \frac{P_x(0) - P_x(\omega)}{x(\infty)} \right] \frac{\sin \omega t}{\omega} d\omega. \quad (17.93)$$

Для управляющего сигнала типа единичной ступенчатой функции

$$x(\infty) = P_x(0); \quad \varphi(\infty) = P_{\varphi}(0)$$

и, следовательно:

$$\varepsilon(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} [\overline{P_x(\omega)} - \overline{P_{\varphi}(\omega)}] \frac{\sin \omega t}{\omega} d\omega, \quad (17.94)$$

где обозначено

$$\overline{P_x(\omega)} = \frac{P_x(\omega)}{P_x(0)} \quad \text{и} \quad \overline{P_{\varphi}(\omega)} = \frac{P_{\varphi}(\omega)}{P_{\varphi}(0)}.$$

Интегральная оценка относительной ошибки приближения к оптимальному переходному процессу равна

$$J_{\varepsilon} = \int_0^{\infty} [\varepsilon(t)]^2 dt. \quad (17.95)$$

Применив к относительной ошибке приближения (17.94) формулу Ляпунова—Парсеваля, получим выражение интегральной оценки через действительные частотные характеристики:

$$J_{\varepsilon} = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} [\overline{P_x(\omega)} - \overline{P_{\varphi}(\omega)}]^2 \frac{d\omega}{\omega^2}. \quad (17.96)$$

Наряду с частотными характеристиками системы интегральная оценка J_* для устойчивой системы является непрерывной функцией динамических параметров регуляторов в окрестности их номинальных значений и допускает дифференцирование по этим параметрам:

$$\frac{\partial J_*}{\partial K_l} = \frac{4}{\pi} \int_0^\infty [\overline{P_x(\omega)} - \overline{P_\varphi(\omega)}] \frac{\partial \overline{P_x(\omega)}}{\partial K_l} \frac{d\omega}{\omega^2}, \quad (17.97)$$

где

$$\frac{\partial \overline{P_x(\omega)}}{\partial K_l} = \frac{1}{P_x(0)} \frac{\partial P_x(\omega)}{\partial K_l} - \frac{P_x(\omega)}{P_x^2(0)} \frac{\partial P_x(0)}{\partial K_l}. \quad (17.98)$$

Вариация интегральной оценки δJ_* при малых отклонениях динамических параметров регуляторов может быть представлена в виде линеаризованной зависимости от вариаций параметров

$$\delta J_* = \sum_{i=1}^l \left(\frac{\partial J_*}{\partial K_i} \right)_0 \delta K_i. \quad (17.99)$$

Значения частных производных интегральной оценки по динамическим параметрам регуляторов вычисляются по формуле (17.97).

Приближение к минимуму интегральной оценки $J_*(K_i)$ целесообразно осуществлять с помощью зависимости (17.99) по методу наискорейшего спуска [42]. При этом между приращениями динамических параметров регуляторов первого приближения должны быть следующие соотношения:

$$\frac{(\delta K_1)_1}{\left(\frac{\partial J_*}{\partial K_1} \right)_0} = \frac{(\delta K_2)_1}{\left(\frac{\partial J_*}{\partial K_2} \right)_0} = \dots = \frac{(\delta K_l)_1}{\left(\frac{\partial J_*}{\partial K_l} \right)_0} = B_1. \quad (17.100)$$

Как указывалось выше, начальные значения динамических параметров регуляторов, от которых ведется приближение к оптимальным значениям, получаем, выполнив приближенный расчет при существенных упрощениях. Начальным значениям динамических параметров $(K_i)_0$ соответствует вычисленное по формуле (17.96) начальное значение интегральной оценки $(J_*)_0$.

Вариации динамических параметров первого приближения целесообразно брать таким образом, чтобы вариация интегральной оценки относительной ошибки в максимально возможной мере компенсировала бы ее начальную интегральную оценку. Условие полной компенсации начальной интегральной оценки запишется следующим образом:

$$\delta J_* = -(J_*)_0. \quad (17.101)$$

Решая совместно уравнения (17.99), (17.100) и (17.101), находим нужное для осуществления компенсации значение коэффициента

$$B_1 = - \frac{(J_\varepsilon)_0}{\sum_{i=1}^l \left(\frac{\partial J_\varepsilon}{\partial K_i} \right)_0^2} \quad (17.102)$$

и согласно соотношению (17.100) определяем вариации динамических параметров регуляторов для первого приближения.

17.7. Расчет точности систем автоматического регулирования

К системам автоматического регулирования ЖРД предъявляются весьма жесткие требования в отношении точности. Одним из важных факторов, влияющих на точность этих систем, является точность изготовления элементов конструкции двигателя и регуляторов, а также точность настройки отдельных агрегатов двигателя на заданные характеристики.

Элементы конструкции изготавливаются с определенными технологическими допусками. В силу этого статические и динамические характеристики элементарных звеньев системы и характеристики системы в целом представляют собой случайные функции, разброс возможных реализаций которых зависит от технологических и настроечных допусков.

При исследовании статической точности системы автоматического регулирования

ставится задача определения максимально возможных погрешностей регулируемых величин на установившихся режимах работы системы в зависимости от погрешностей конструктивных параметров и от характера связи между элементами системы.

При исследовании динамической точности системы необходимо определить максимально возможные погрешности частотных характеристик и переходных процессов в зависимости от погрешностей тех же конструктивных параметров.

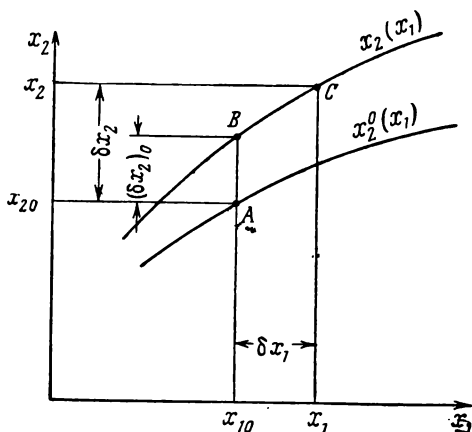


Рис. 17.6. Статическая характеристика звена системы автоматического регулирования со случайными параметрами

Для оценки статической точности системы необходимо рассмотреть связь между погрешностями входных и выходных координат и погрешностью статической характеристики звена системы автоматического регулирования.

На рис. 17.6 приведена статическая характеристика звена с одной входной и одной выходной координатой. Через $x_2^0(x_1)$ обозначена эталонная статическая характеристика, через $x_2(x_1)$ — одна из возможных реализаций статической характеристики.

Номинальные значения входной и выходной координат обозначены соответственно x_{10} и x_{20} , погрешности входной и выходной координат на установившемся режиме — δx_1 и δx_2 . Начальная погрешность статической характеристики при номинальном значении входной координаты обозначена через $(\delta x_2)_0$.

В качестве основных допущений принято, что погрешности входной и выходной координат малы по сравнению с их номинальными значениями, а производная погрешности выходной координаты по входной координате представляет собой величину высшего порядка малости по сравнению со значением производной номинальной статической характеристики в точке A ~

$$\delta x_1 \ll x_{10}; \quad \delta x_2 \ll x_{20}; \quad \frac{d(\delta x_2)}{dx_1} \ll \frac{dx_2^0}{dx_1}.$$

Запишем уравнение связи между погрешностями координат и начальной погрешностью статической характеристики:

$$\delta x_2 = (\delta x_2)_0 + \left(\frac{dx_2}{dx_1} \right)_0 \delta x_1, \quad (17.103)$$

где $(dx_2/dx_1)_0$ характеризует наклон статической характеристики в точке B .

Принимая во внимание, что

$$\left(\frac{dx_2}{dx_1} \right)_0 = \left(\frac{dx_2^0}{dx_1} \right)_0 + \left[\frac{d(\delta x_2)}{dx_1} \right]_0 \quad (17.104)$$

и пренебрегая величинами высшего порядка малости, получим:

$$\delta x_2 = (\delta x_2)_0 + K_{21} \delta x_1, \quad (17.105)$$

где K_{21} коэффициент усиления звена.

Для звена с несколькими координатами системы на входе и с несколькими управляющими воздействиями y_j уравнение связи погрешностей принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \delta x_i = & (\delta x_i)_0 + K_{i1} \delta x_1 + \dots + K_{i,(i-1)} \delta x_{i-1} + \\ & + K_{i,(i+1)} \delta x_{i+1} + \dots + K_{in} \delta x_n + \sum_{j=1}^m l_{ij} \delta y_j. \end{aligned} \quad (17.106)$$

Уравнения связей погрешностей координат и управляющих воздействий для системы регулирования, имеющей n звеньев, записываются в виде одного матричного уравнения

$$K \delta x = (\delta x)_0 + L \delta y, \quad (17.107)$$

где K — матрица, составленная из коэффициентов усиления звеньев;

L — матрица коэффициентов при управляющих воздействиях;

δx и δy — столбцы погрешностей координат и погрешности управляющих воздействий;

$(\delta x)_0$ — столбец начальных погрешностей статических характеристик звеньев.

Матрицы K и L имеют следующий вид:

$$K = \begin{bmatrix} 1 & -K_{12} & \dots & -K_{1n} \\ -K_{21} & 1 & \dots & -K_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -K_{n1} & -K_{n2} & \dots & 1 \end{bmatrix}; \quad L = \begin{bmatrix} l_{11} & \dots & l_{1m} \\ \dots & \dots & \dots \\ l_{n1} & \dots & l_{nm} \end{bmatrix}.$$

При малых погрешностях конструктивных параметров двигателя и регуляторов начальная погрешность статической характеристики каждого звена может быть представлена в виде линеаризованной зависимости от погрешностей конструктивных параметров:

$$(\delta x_i)_0 = \sum_{j=1}^r \left[\frac{\partial (\delta x_i)_0}{\partial l_j} \right]_0 \delta l_j. \quad (17.108)$$

Основными конструктивными параметрами, влияющими на статические характеристики звеньев, для камеры ЖРД являются площади критического и выходного сечений сопла, для центробежного насоса — внешний диаметр крыльчатки, ширина лопатки на входе и выходе и т. п.

Введем обозначения

$$\left[\frac{\partial (\delta x_i)_0}{\partial l_j} \right]_0 = S_{ij} \quad (17.109)$$

и запишем для столбца $(\delta x)_0$ матричное соотношение

$$(\delta x)_0 = S \delta l. \quad (17.110)$$

Здесь S — прямоугольная матрица, имеющая n строк и r столбцов;

δl — столбец погрешностей конструктивных параметров.

Решение уравнения (17.107) дает столбец погрешностей координат системы регулирования на установившемся режиме:

$$\delta x = K^{-1} S \delta l + K^{-1} L \delta y. \quad (17.111)$$

Если уравнение (17.107) описывает объект регулирования, то решение (17.111) целесообразно представить в следующем виде:

$$\delta x = (\delta x)_{06} + K_y \delta y, \quad (17.112)$$

где

$$(\delta x)_{06} = A_{06} \delta l_{06} \quad (17.113)$$

— столбец начальных погрешностей статических характеристик объекта регулирования;

$$A_{06} = K^{-1} S \quad (17.114)$$

— матрица коэффициентов влияния погрешностей конструктивных параметров на погрешности статических характеристик;

$$K_y = K^{-1} L \quad (17.115)$$

— матрица коэффициентов усиления объекта регулирования.

Уравнение объекта регулирования необходимо рассматривать совместно с уравнениями регуляторов.

Из матричного соотношения (17.112) выделим те уравнения, которые относятся к координатам, являющимся входными для регуляторов:

$$\delta x_q = (\delta x_{06})_q + K_q \delta y, \quad (17.116)$$

где δx_q — столбец координат объекта, являющихся входными для регуляторов;

$(\delta x_{06})_q$ — столбец начальных погрешностей статических характеристик для координат x_q .

Укороченную матрицу коэффициентов влияния обозначим A_{06}^q и, следовательно:

$$(\delta x_{06})_q = A_{06}^q \delta l_{06}. \quad (17.117)$$

Уравнения связей погрешностей для регуляторов обобщаются одним матричным соотношением

$$\delta y = (\delta y)_0 - K_p \delta x_q, \quad (17.118)$$

где $(\delta y)_0$ — столбец начальных погрешностей статических характеристик регуляторов;

K_p — матрица коэффициентов усиления регуляторов.

$$K_p = \begin{bmatrix} K_{11}^p & \dots & K_{1m}^p \\ \dots & \dots & \dots \\ K_{m1}^p & \dots & K_{mm}^p \end{bmatrix}.$$

Зависимость столбца начальных погрешностей статических характеристик регуляторов от столбца погрешностей конструктив-

ных и настроечных параметров регуляторов определяется матрицей коэффициентов влияния A_p , содержащей m строк и s столбцов:

$$(\delta y)_0 = A_p \delta l_p. \quad (17.119)$$

Для оценки погрешностей координат замкнутой системы регулирования исключаем из уравнений (17.116) и (17.118) столбец δy

$$[E + K_q K_p] \delta x_q = (\delta x_{06})_q + K_q (\delta y)_0. \quad (17.120)$$

Решаем уравнение (17.120) относительно столбца погрешностей координат на установившемся режиме:

$$\delta x_q = [E + K_q K_p]^{-1} \{(\delta x_{06})_q + K_q (\delta y)_0\}. \quad (17.121)$$

Принимая во внимание уравнения (17.117) и (17.119), решение (17.121) запишем в следующем виде:

$$\delta x_q = B_{06} \delta l_{06} + B_p \delta l_p. \quad (17.122)$$

В решении (17.122) матрицы B_{06} и B_p составлены из коэффициентов влияния погрешностей конструктивных параметров объекта регулирования и регуляторов на погрешности координат δx_q , где

$$B_{06} = [E + K_q K_p]^{-1} A_{06}^q; \quad (17.123)$$

$$B_p = [E + K_q K_p]^{-1} K_q A_p. \quad (17.124)$$

Все исходные конструктивные параметры l_{06} и l_p обычно представляют собой взаимно независимые случайные величины, математические ожидания которых равны номинальным значениям параметров.

Вероятностные характеристики этих случайных величин определяются технологией, а также условиями эксплуатации.

При известных дисперсиях конструктивных и настроечных параметров соотношение (17.122) может быть использовано для расчета дисперсий погрешностей координат системы регулирования на установившихся режимах работы. Элементы матриц B_{06} и B_p характеризуют влияние погрешностей конструктивных и настроечных параметров на погрешности координат системы регулирования. Для конкретных случаев при рассмотрении матриц B_{06} и B_p могут быть даны рекомендации по изменению допусков.

Коэффициенты усиления регуляторов оказывают существенное влияние на статические погрешности регулируемых величин. Для оценки влияния изменения коэффициентов усиления регуляторов на погрешности координат системы могут быть использованы частные производные коэффициентов влияния составляющих матрицы (17.123) и (17.124) по коэффициенту усиления K_f регуляторов.

Дифференцирование соотношений (17.123) и (17.124) по неко-

торому коэффициенту усиления K_f дает матрицы частных производных коэффициентов влияния по K_f :

$$\frac{\partial B_{o6}}{\partial K_f} = -[E + K_q K_p]^{-1} \frac{\partial [E + K_q K_p]}{\partial K_f} B_{o6}; \quad (17.125)$$

$$\frac{\partial B_p}{\partial K_f} = -[E + K_q K_p]^{-1} \frac{\partial [E + K_q K_p]}{\partial K_f} B_p. \quad (17.126)$$

Согласно соотношению (17.122) погрешность i -й координаты системы равна

$$\delta x_i = \sum_{j=1}^r (B_{ij} \delta l_j)_{o6} + \sum_{j=1}^s (B_{ij} \delta l_j)_p. \quad (17.127)$$

Дисперсия погрешности определяется по формуле

$$D[\delta x_i] = \sum_{j=1}^r \{B_{ij}^2 D[\delta l_j]\}_{o6} + \sum_{j=1}^s \{B_{ij}^2 D[\delta l_j]\}_p, \quad (17.128)$$

где $D[\delta l_j]$ — дисперсии конструктивных параметров и настроечных параметров, определяемые соответственно допускам.

Дифференцируя выражение (17.128) по коэффициенту усиления какого-либо из регуляторов K_f , получим

$$\begin{aligned} \left\{ \frac{\partial}{\partial K_f} D[\delta x_i] \right\}_0 &= A_{if} = 2 \sum_{j=1}^r \left\{ B_{ij} \left(\frac{\partial B_{ij}}{\partial K_f} \right)_0 D[\delta l_j] \right\}_{o6} + \\ &+ 2 \sum_{j=1}^s \left\{ B_{ij} \left(\frac{\partial B_{ij}}{\partial K_f} \right)_0 D[\delta l_j] \right\}_p. \end{aligned} \quad (17.129)$$

В формуле (17.129) $(\partial B_{ij}/\partial K_f)_0$ представляют собой элементы i -х строк матриц (17.125) и (17.126). Коэффициенты A_{if} характеризуют влияние изменения коэффициентов усиления регуляторов на дисперсию регулируемой величины x_i . Для уменьшения дисперсии регулируемой величины целесообразно изменять, в первую очередь, те коэффициенты усиления, при которых коэффициенты влияния A_{if} велики.

Изменение дисперсии регулируемой величины при изменении коэффициентов усиления регуляторов ΔK_f приближенно можно оценить по формуле

$$\Delta D[\delta x_i] = \sum_{f=1}^h A_{if} \Delta K_f, \quad (17.130)$$

где h — общее количество изменяемых коэффициентов усиления.

Расчеты по оценке статической точности систем автоматического регулирования включают в качестве основных расчетных опера-

ций обращение матриц и умножение матриц. Эти операции легко осуществляются с помощью электронных вычислительных цифровых машин по стандартным программам.

Как указывалось выше, при исследовании динамической точности систем автоматического регулирования встает задача оценки дисперсий частотных характеристик и переходных процессов в зависимости от дисперсий конструктивных и настроечных параметров объекта регулирования и регуляторов.

Каждая частотная характеристика системы или объекта автоматического регулирования может быть представлена в виде суммы номинальной частотной характеристики и ее случайной составляющей, обусловленной разбросом значений конструктивных и настроечных параметров:

$$W(j\omega) = W_0(j\omega) + \delta W(j\omega). \quad (17.131)$$

Случайная составляющая частотной характеристики $\delta W(j\omega)$ зависит от разброса значений динамических параметров звеньев. Для объекта автоматического регулирования необходимо учитывать разброс всех динамических параметров, входящих в уравнения (16.52).

Если погрешности динамических параметров малы по сравнению с их номинальными значениями, то случайная составляющая частотной характеристики может быть представлена в виде линеаризованной зависимости от погрешностей параметров:

$$\delta W(j\omega) = \sum_{j=1}^p \frac{\partial W(j\omega)}{\partial K_j} \delta K_j. \quad (17.132)$$

В формуле (17.132) через K_j обозначены все динамические параметры системы, т. е. коэффициенты усиления, постоянные времени и времена запаздывания.

Для получения частных производных $\partial W(j\omega)/\partial K_j$ для объекта регулирования продифференцируем матричное уравнение (16.54) по динамическому параметру, находящемуся на i -й строке и в j -м столбце матрицы $A(p)$:

$$A(p) \frac{\partial W(p)}{\partial K_{ij}} + \frac{\partial A(p)}{\partial K_{ij}} W(p) = 0. \quad (17.133)$$

При дифференцировании предполагаем, что частотные характеристики в окрестности номинального значения параметра K_{ij} являются непрерывными функциями этого параметра. Решая уравнение (17.133), получим матрицу частных производных:

$$\frac{\partial W(p)}{\partial K_{ij}} = -A^{-1}(p) \frac{\partial A(p)}{\partial K_{ij}} W(p). \quad (17.134)$$

Матрица $\partial A(p)/\partial K_{ij}$ в случае дифференцирования по коэффи-

циенту усиления имеет только один ненулевой элемент, равный единице, на i -й строке в j -м столбце:

$$\frac{\partial A(p)}{\partial K_{ij}} = \begin{bmatrix} 0 & . & . & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & 1_{ij} & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & . & . & . & . & 0 \end{bmatrix}. \quad (17.135)$$

В случае дифференцирования характеристической матрицы по постоянному времени и по времени запаздывания i -го звена соответственно получим

$$\frac{\partial A(p)}{\partial T_c} = p e^{p\tau_i} \begin{bmatrix} 0 & . & . & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & 1_{ij} & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & . & . & . & . & 0 \end{bmatrix}; \quad (17.136)$$

$$\frac{\partial A(p)}{\partial \tau_i} = (T_i p + 1) p e^{p\tau_i} \begin{bmatrix} 0 & . & . & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & 1_{ij} & . & . & . & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & . & . & . & . & . & 0 \end{bmatrix}. \quad (17.137)$$

Матрица, обратная частотной характеристической матрице системы, обозначена

$$A^{-1}(j\omega) = C(j\omega) = \begin{bmatrix} C_{11}(j\omega) & . & . & C_{1n}(j\omega) \\ . & . & . & . \\ C_{n1}(j\omega) & . & . & C_{nn}(j\omega) \end{bmatrix}. \quad (17.138)$$

Проделав матричные преобразования согласно уравнению (17.134), получим матрицу частных производных в развернутом виде:

$$\frac{\partial W(j\omega)}{\partial K_{ij}} = - \begin{bmatrix} C_{1i}(j\omega) W_{j1}(j\omega) & . & . & C_{1i}(j\omega) W_{jm}(j\omega) \\ C_{2i}(j\omega) W_{j1}(j\omega) & . & . & C_{2i}(j\omega) W_{jm}(j\omega) \\ . & . & . & . \\ C_{ni}(j\omega) W_{j1}(j\omega) & . & . & C_{ni}(j\omega) W_{jm}(j\omega) \end{bmatrix}. \quad (17.139)$$

Из рассмотрения матрицы (17.139) следует, что производная частотной характеристики, находящейся в матрице $W(j\omega)$ на p -й строке и в t -м столбце, по коэффициенту усиления K_{ij} равна

$$\frac{\partial W_{pt}(j\omega)}{\partial K_{ij}} = C_{pi}(j\omega) W_{jt}(j\omega). \quad (17.140)$$

Производные частотной характеристики по постоянной времени и по времени запаздывания i -го звена соответственно равны с учетом равенств (17.136) и (17.137)

$$\frac{\partial W_{pt}(j\omega)}{\partial T_i} = j\omega e^{j\omega\tau_i} C_{pt}(j\omega) W_{it}(j\omega); \quad (17.141)$$

$$\frac{\partial W_{pt}(j\omega)}{\partial \tau_i} = j\omega e^{j\omega\tau_i} (T_i j\omega + 1) C_{pt}(j\omega) W_{it}(j\omega). \quad (17.142)$$

Как видно, по формулам (17.140), (17.141) и (17.142) все производные получаются путем простой операции умножения частотных характеристик.

Случайная составляющая частотной характеристики (17.132) складывается из случайных составляющих действительной и мнимой частотных характеристик:

$$\delta W(j\omega) = \sum_{j=1}^p \left[\frac{\partial P(\omega)}{\partial K_j} + j \frac{\partial Q(\omega)}{\partial K_j} \right] \delta K_j; \quad (17.143)$$

$$\delta P(\omega) = \sum_{j=1}^p \frac{\partial P(\omega)}{\partial K_j} \delta K_j; \quad (17.144)$$

$$\delta Q(\omega) = \sum_{j=1}^p \frac{\partial Q(\omega)}{\partial K_j} \delta K_j. \quad (17.145)$$

Разложения случайных функций (17.143), (17.144) и (17.145) не являются каноническими [42], так как случайные величины δK_j , зависящие от исходных конструктивных и настроечных параметров, могут быть взаимозависимыми. Использовать эти разложения для непосредственного расчета дисперсий частотных характеристик нецелесообразно.

Переход к каноническим разложениям частотных характеристик осуществим путем замены случайных величин δK_j системой взаимно независимых случайных величин δl , представляющих собой погрешности конструктивных параметров и погрешности настройки. Дисперсии случайных величин δl определяются технологическими допусками на изготовление деталей и допусками на настройку объектов регулирования и регуляторов.

Динамические параметры звеньев зависят от конструктивных параметров l_i :

$$K_j = K_j(l_1, \dots, l_r). \quad (17.146)$$

Малая погрешность динамического параметра K_j путем линеаризации уравнения (17.146) может быть представлена в зависи-

мости от малых погрешностей конструктивных параметров и от погрешностей настройки:

$$\delta K_j = \sum_{i=1}^r \left(\frac{\partial K_j}{\partial l_i} \right)_0 \delta l_i. \quad (17.147)$$

Обозначим коэффициенты влияния погрешностей конструктивных параметров и погрешностей настройки на погрешности динамических параметров

$$\left(\frac{\partial K_j}{\partial l_i} \right)_0 = H_{ji}$$

и запишем совокупность уравнений вида (17.147) одним матричным уравнением

$$\delta K = H \delta l, \quad (17.148)$$

где δK — столбец погрешностей динамических параметров звеньев;
 δl — столбец погрешностей конструктивных параметров и погрешностей настройки;

$$H = \begin{bmatrix} H_{11} & \dots & H_{1r} \\ \dots & \dots & \dots \\ H_{p1} & \dots & H_{pr} \end{bmatrix} \quad (17.149)$$

— прямоугольная матрица коэффициентов влияния.

Соотношение (17.148) используем для перехода от разложений (17.144) и (17.145) к каноническим разложениям погрешностей частотных характеристик.

Подставляя линейризованную зависимость (17.147) в разложения (17.144) и (17.145) и меняя порядок суммирования, получим

$$\delta P(\omega) = \sum_{q=1}^r \frac{\partial P(\omega)}{\partial l_q} \delta l_q; \quad (17.150)$$

$$\delta Q(\omega) = \sum_{q=1}^r \frac{\partial Q(\omega)}{\partial l_q} \delta l_q. \quad (17.151)$$

Для расчета неслучайных координатных функций, входящих в канонические разложения (17.150) и (17.151), получим формулы

$$\frac{\partial P(\omega)}{\partial l_q} = \sum_{j=1}^p \frac{\partial P(\omega)}{\partial K_j} H_{jq} \quad (17.152)$$

и

$$\frac{\partial Q(\omega)}{\partial l_q} = \sum_{j=1}^p \frac{\partial Q(\omega)}{\partial K_j} H_{jq}, \quad (17.153)$$

где H_{jq} — элементы q -го столбца матрицы H .

Пользуясь каноническими разложениями (17.150) и (17.151), можно рассчитать дисперсии частотных характеристик и оценить поле, в котором будут располагаться возможные реализации частотных характеристик для различных экземпляров системы или объекта регулирования.

Если погрешности конструктивных параметров распределены по нормальному закону, то для оценки возможного поля реализаций

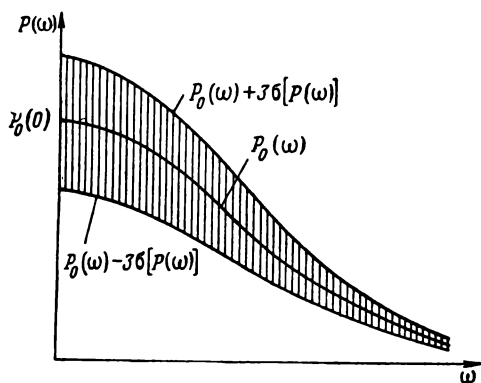


Рис. 17.7. Полоса возможных реализаций действительной частотной характеристики системы автоматического регулирования

частотных характеристик служит полоса вблизи номинальной частотной характеристики шириной в шесть средних квадратических отклонений погрешности частотной характеристики.

На графике рис. 17.7 схематически показана действительная частотная характеристика системы регулирования, динамические параметры которой являются случайными величинами. Номинальная частотная характеристика, представляющая собой математическое ожидание случайной

функции, обозначена $P_0(\omega)$; среднее квадратическое отклонение обозначено $\sigma[P(\omega)]$. Возможная полоса реализаций частотной характеристики на графике заштрихована.

В том случае, когда по отдельности заданы канонические разложения частотных характеристик объекта регулирования и регуляторов, легко получить канонические разложения частотных характеристик замкнутой системы.

Матрица передаточных функций замкнутой системы регулирования выражается через матрицы (17.66) передаточных функций объекта регулирования и регуляторов

$$\Phi_h(p) = [E + W(p)N(p)]^{-1} W(p)N(p)K_\lambda.$$

Матрица малых погрешностей передаточных функций замкнутой системы, получаемая при варьировании матрицы (17.66), равна

$$\begin{aligned} \delta \Phi_h(p) = & [E + W_0(p)N_0(p)]^{-1} \{W_0(p)\delta N(p) + \\ & + \delta W(p)N_0(p)\} [E - \Phi_{h0}(p)]. \end{aligned} \quad (17.154)$$

После подстановки в формулу (17.154) матриц канонических

разложений погрешностей передаточных функций объекта регулирования

$$\delta W(p) = \sum_{q=1}^r \frac{\partial W(p)}{\partial l_q} \delta l_q \quad (17.155)$$

и регуляторов

$$\delta N(p) = \sum_{s=1}^g \frac{\partial N(p)}{\partial l_s} \delta l_s \quad (17.156)$$

получим матрицу канонического разложения погрешностей передаточных функций замкнутой системы регулирования:

$$\delta \Phi_h(p) = \sum_{q=1}^r G_q(p) \delta l_q + \sum_{s=1}^g F_s(p) \delta l_s. \quad (17.157)$$

В каноническом разложении (17.157) матрицы неслучайных координатных функций соответственно равны

$$G_q(p) = [E + W_0(p) N_0(p)]^{-1} \frac{\partial W(p)}{\partial l_q} N_0(p) [E - \Phi_{h0}(p)]; \quad (17.158)$$

$$F_s(p) = [E + W_0(p) N_0(p)]^{-1} W_0(p) \frac{\partial N(p)}{\partial l_s} [E - \Phi_{h0}(p)]. \quad (17.159)$$

От канонических разложений передаточных функций легко перейти к каноническим разложениям частотных характеристик.

Влияние изменения коэффициентов усиления регуляторов на погрешности частотных характеристик можно оценить с помощью частных производных координатных функций по коэффициентам усиления K_f :

$$\frac{\partial G_q(j\omega)}{\partial K_f} \text{ и } \frac{\partial F_s(j\omega)}{\partial K_f},$$

которые получаются при дифференцировании матриц (17.158) и (17.159).

Аналогично тому, как это было сделано для частотных характеристик, можно получить канонические разложения переходной функции для i -й координаты системы:

$$\delta x_i(t) = \sum_{q=1}^r \frac{\partial x_i(t)}{\partial l_q} \delta l_q. \quad (17.160)$$

Зная координатные функции для погрешностей действительных частотных характеристик $\partial P_i(\omega)/\partial l_q$ и используя известное интегральное соотношение

$$x_i(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{P_i(\omega)}{\omega} \sin \omega t \cdot d\omega,$$

получим координатные функции для канонического разложения (17.160):

$$\frac{\partial x_i(t)}{\partial l_q} = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{\partial P_l(\omega)}{\partial l_q} \frac{\sin \omega t}{\omega} d\omega. \quad (17.161)$$

Согласно равенству (17.160), дисперсия переходной функции равна

$$D[x_i(t)] = \sum_{q=1}^r \left[\frac{\partial x_i(t)}{\partial l_q} \right]^2 D(l_q). \quad (17.162)$$

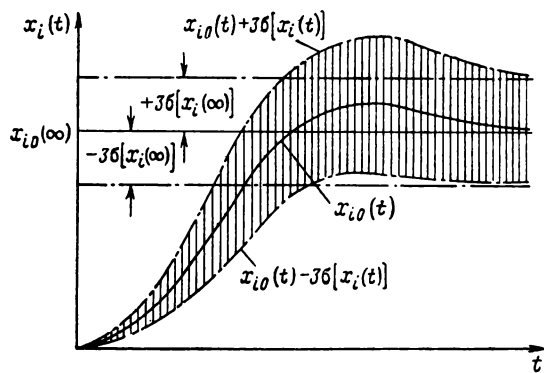


Рис. 17.8. Полоса возможных реализаций переходной функции системы автоматического регулирования

После расчета дисперсии по формуле (17.162) и определения среднего квадратического отклонения

$$\sigma[x_i(t)] = \sqrt{D[x_i(t)]}$$

можно построить поле возможных реализаций переходной функции системы.

Для случая нормального распределения погрешностей исходных конструктивных параметров максимально возможное отклонение переходной функции от номинального значения можно принять $\pm 3\sigma[x_i(t)]$.

На графике рис. 17.8 номинальная переходная функция системы регулирования обозначена $x_{i0}(t)$, среднее квадратическое отклонение погрешности переходной функции — $\sigma[x_i(t)]$. Заштрихованная полоса представляет собой поле возможных реализаций переходной функции. Если реализации переходной функции могут выходить за установленные по техническим условиям пределы, то необходимо пересмотреть допуски на конструктивные параметры или изменить некоторые коэффициенты усиления регуляторов.

КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ И РЕГУЛИРОВАНИЕ РДТТ

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) находят применение в качестве двигательных установок летательных аппаратов различных типов, и их конструкция в значительной степени определяется целевым назначением двигательной установки.

Стартовые ускорители предназначены для создания дополнительной тяги при взлете летательного аппарата с основной двигательной установкой другого типа, например, самолета с ТРД или самолета-снаряда с ТРД или ПВРД, а также для взлета ракет с ЖРД. Основными требованиями к конструкции стартового ускорителя являются простота и высокая прочность камеры, которая в процессе работы не должна подвергаться остаточным деформациям и не должна иметь повреждений стенок от перегрева.

Для стартовых ускорителей характерно малое время работы, порядка нескольких секунд, при относительно большой тяге. Как правило, стартовые ускорители не снабжаются дополнительными устройствами для регулирования тяги или изменения ее направления в полете и отсечки в заданный момент времени.

Основные, или маршевые, двигатели на твердом топливе применяются в баллистических и зенитных ракетах, а также в управляемых и неуправляемых снарядах. Двигатели объектов массового назначения (зенитные ракеты и снаряды) обычно также должны быть весьма конструктивно просты. Двигатели баллистических ракет и космических летательных аппаратов отличаются большими габаритами и наличием некоторых дополнительных устройств. Такими устройствами являются регулирующие органы и приспособления для отсечки двигателя, т. е. его выключения в заданный момент времени. Маршевые двигатели работают длительное время.

РДТТ применяются и в качестве вспомогательных двигателей. Они используются как рулевые двигатели мощных ракет, как двигатели для стабилизации и управления траекторией космических летательных аппаратов, как тормозные и спасательные двигатели космических кораблей и как двигатели для мягкой посадки космических кораблей. Особенности таких двигателей являются необходимостью высокой надежности включения и отсечки, возможность регулирования тяги и повторного включения.

Конструкция заряда определяется в основном способом его изготовления и формой. Основными элементами топливного заряда являются собственно топливо и в ряде случаев бронировочное покрытие, предназначенное для предохранения от горения отдельных поверхностей заряда с тем, чтобы в процессе работы поверхность горения заряда изменялась по заданному закону.

В некоторых конструкциях РДТТ применяются теплозащитные покрытия, расположенные между боковой поверхностью заряда

и стенками камеры сгорания. Теплозащитные покрытия могут наноситься на переднее и заднее днища двигателя, а также на внутреннюю поверхность сопла.

Весовое совершенство РДТТ оценивается по относительному весу конструкции $\bar{G}_K = G_K / (G_K + G_T)$, где G_K — вес конструкции, а G_T — вес топлива. У современных РДТТ $\bar{G}_K = 0,05 \div 0,2$.

18. 1. Конструкция элементов камер РДТТ

Конструктивная схема РДТТ и конструкция его основных элементов определяется целевым назначением, формой, конструкцией и способом изготовления топливного заряда, способом регулирования и отсечки тяги двигателя и продолжительностью работы.

Одним из наиболее важных факторов, влияющих на условия работы камеры и ее конструкцию, является способ размещения заряда. Различают два основных типа зарядов: вкладной и скрепленный. Промежуточное положение занимают торцовые заряды.

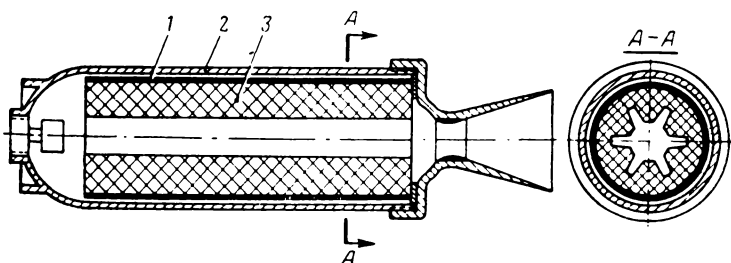


Рис. 18. 1. Схема РДТТ с вкладным зарядом:
1—бронировка; 2—корпус камеры сгорания; 3—заряд

Вкладной заряд (рис. 18. 1) размещается в камере таким образом, что между его наружной поверхностью и корпусом камеры сгорания имеется зазор, в котором вдоль стенки камеры сгорания текут горячие газы. Если наружная поверхность заряда не бронирована, то в указанном зазоре происходит также горение топлива. В конструкциях, где наружная поверхность заряда бронирована, по зазору протекает относительно небольшое количество газов. Следовательно, в конструкциях с вкладным зарядом, если по торцам не поставлены уплотнения, в течение всего времени работы двигателя стенки камеры сгорания непосредственно омываются горячими газами и требуют теплозащитного покрытия. Для удержания заряда внутри камеры сгорания необходимо устанавливать диафрагмы или другие поддерживающие устройства.

Скрепленный заряд (рис. 18. 2) характерен тем, что между зарядом и корпусом камеры нет зазора. Заряд может либо непосредственно заливаться в камеру сгорания, либо плотно вставляться в нее. Горение заряда происходит по поверхности центрального канала. Горячие газы имеют контакт со стенками только переднего

и заднего днищ по мере выгорания заряда. Если скрепленный заряд занимает не весь объем камеры, то горячие газы во время работы двигателя имеют контакт со стенками переднего и заднего днища. Конструкции с закрытыми зарядами в значительной степени защищены от действия горячих газов самим топливом, и требуется относительно тонкое теплоизолирующее покрытие. При сплошной заливке зарядом камеры не требуется постановки диафрагм.

В двигателе с торцовым зарядом (рис. 18.3) по мере выгорания топлива поверхность стенок камеры, омываемых горячими газами, увеличивается. Поэтому, несмотря на то, что в начальный момент работы двигателя стенки камеры сгорания защищены зарядом, требуется применять теплозащитные покрытия по всей поверхности камеры двигателя. Для фиксации заряда в камере используется крепление его к передней диафрагме.

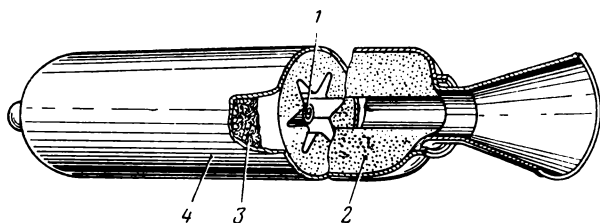


Рис. 18.2. Схема РДТТ со скрепленным зарядом:

1—воспламенитель; 2—заряд; 3—слой клея; 4—корпус камеры

Основным силовым элементом камеры является корпус камеры сгорания. Корпусы делаются литыми, штампованными, точеными, сварными и намотанными. Материалами для корпусов камер сгорания служат малоуглеродистые или малолегированные легкосвариваемые стали, холоднокатаные стали с направленным расположением волокон, легкие алюминиевые или магниевые сплавы и стеклопластики.

Литые корпуса выполняются обычно толстостенными и зацело с передним днищем или частью его. Их преимуществом перед корпусами других конструкций является простота изготовления; основной недостаток — большой вес. Чаще они используются для стартовых двигателей многократного применения. Для предохранения от перегрева и для возможности повторного использования литые корпуса снабжаются надежными теплозащитными устройствами.

Литые корпуса из легких сплавов находят применение в двигателях малых тяг (для ракетных снарядов) или во вспомогательных двигателях. После отливки возможна последующая механическая обработка внутренней поверхности, особенно при плотной установке заряда в корпусе.

Тонкостенные корпуса камер сгорания из стали при небольших диаметрах могут изготавливаться заодно с днищем методом глу-

бокой штамповки (вытяжки). Тонкостенные корпуса большого диаметра изготавливаются штамповкой по отдельным секциям с последующей сваркой. После сварки для уменьшения разностенности и для получения заданного внутреннего диаметра производится дополнительная механическая обработка, чаще раскатка. При этом упрочняется материал стенок и сварного шва. У таких конструкций $\sigma_b = 150 \div 170 \text{ кг/мм}^2$, тогда как у литых камер $\sigma_b = 50 \div 60 \text{ кг/мм}^2$. Как правило, тонкостенные штампованные и сварные корпуса применяются с закрытыми зарядами, а при открытых зарядах имеют теплозащиту.

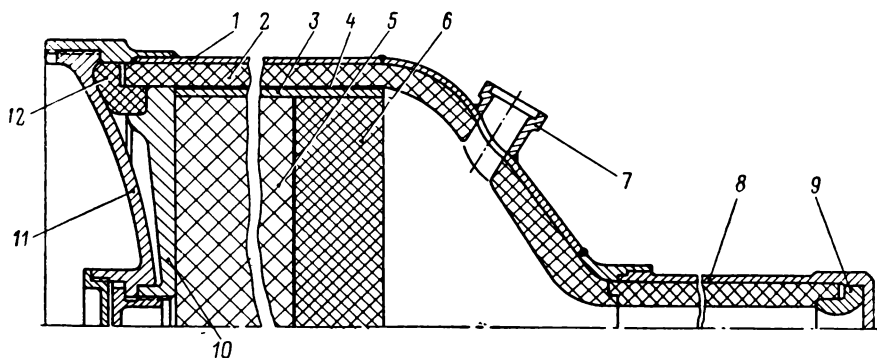


Рис. 18.3. Схема двигателя с торцовым зарядом:

1—корпус; 2—теплоизоляция; 3—алюминиевая лента; 4—бронировка; 5, 6—маршевый и стартовый заряды; 7—гнездо воспламенителя; 8—удлинительная труба; 9—сопло; 10—передняя диафрагма; 11—переднее днище; 12—прокладка

Намоткой корпуса изготавливаются из стальной ленты или стеклопластиков. Прочность стальной холоднокатаной ленты с направленным расположением волокон в 2—4 раза выше прочности листа. Применяется лента толщиной от 0,1 до 0,3 мм при ширине до 0,5 м. Лента наматывается на специальный каркас слоями под углом 45° к образующей в прямом и обратном направлениях. Количество слоев может достигать 20 и более. Отдельные слои соединяются друг с другом точечной сваркой.

Стеклопластики выполняются на основе эпоксидной или фенольной смолы и работают только на растяжение. Намотка производится из отдельных нитей или лент стеклоткани с направлением волокон под углом к образующей. После намотки на каркас материал пропитывается смолой и проходит полимеризацию под давлением и при высокой температуре. Стекловолокно имеет $\sigma_b = 140 \div 175 \text{ кг/мм}^2$ (до 500 кг/мм^2 при кварцевых волокнах диаметром 0,01 мм). При температуре 250°C стеклопластик имеет $\sigma_b = 40 \div 60 \text{ кг/мм}^2$ (до 100 кг/мм^2 — стеклопластик из кварцевых волокон). Стеклопластиковые корпуса в основном применяются при скрепленных зарядах.

В большинстве конструкций передние днища выполняются отдельно от камеры сгорания. Днища имеют сферическую форму с выпуклостью наружу. В отдельных конструкциях для сокращения длины двигателя днище может быть вогнуто во внутрь (см. рис. 18.3). Точеные днища для облегчения изготовления иногда имеют коническую форму. Плоские днища из-за малой жесткости применяются только на двигателях с малым диаметром камеры. В случае применения камеры из стеклопластика днища могут изготавливаться также из многослойного стеклопластика штамповкой. При этом вес днища по сравнению со стальным можно уменьшить на 30—40%.

На переднем днище, обычно в центральном отверстии, располагается воспламенительное устройство. По периферии переднего днища, если двигатель имеет систему отсечки, располагаются сопла противотяги. К переднему днищу может крепиться следующая ступень ракеты, головная часть или носовой обтекатель. Узлы крепления двигателя к летательному аппарату также располагаются на переднем днище. Для повышения жесткости переднего днища, нагруженного большими газовыми силами, оно может иметь на передней поверхности ребра жесткости.

Заднее днище и сопло обычно представляют собой единый узел (см. рис. 18.1). На заднем днище может быть расположено одно или несколько основных сопел, а также вспомогательные сопла и окна для регулирования тяги двигателя или создания отрицательной тяги и резкого понижения давления в момент отсечки. При высоких давлениях газа в камере сгорания применяются несколько основных сопел. В этом случае продольные размеры двигателя получаются меньшими, чем в случае одного центрального основного сопла. При давлениях в камере сгорания порядка 50 кг/см^2 и ниже более целесообразно применять одно центральное основное сопло.

Сопла выполняются неподвижными и поворотными. Последние используются для управления вектором тяги двигателя. Неподвижные сопла в большинстве случаев имеют оси, параллельные оси двигателя. В некоторых конструкциях стартовых ускорителей для создания составляющей тяги в направлении подъемной силы крылатых летательных аппаратов сопло устанавливается под некоторым углом к оси двигателя.

Неподвижные сопла могут быть регулируемые и нерегулируемые. Регулируемые сопла отличаются от нерегулируемых тем, что имеют устройства для изменения площади критического сечения. Регулируемые сопла подразделяются на предварительно настраиваемые и сопла непрерывного регулирования. Сопла непрерывного регулирования снабжаются автоматически работающими устройствами для изменения площади критического сечения. В настраиваемых предварительно соплах устройство для изменения площади критического сечения сопла перед стартом устанавливается в заданное положение, которое остается неизменным в течение всего времени работы двигателя.

Сопла выполняются точеными, сварными и составными.

Точеные сопла (рис. 18.4, а) применяются обычно на двигателях малых тяг. Они достаточно массивны и могут работать временно без теплоизоляции. Для предотвращения увеличения площади критического сечения сопла вследствие эрозии материала критическое сечение выполняется в виде цилиндрического участка, длина которого не менее 3—5 мм. Эта цилиндрическая поверхность обрабатывается с высокой точностью. Точеные сопла ввертываются в отверстия на заднем днище.

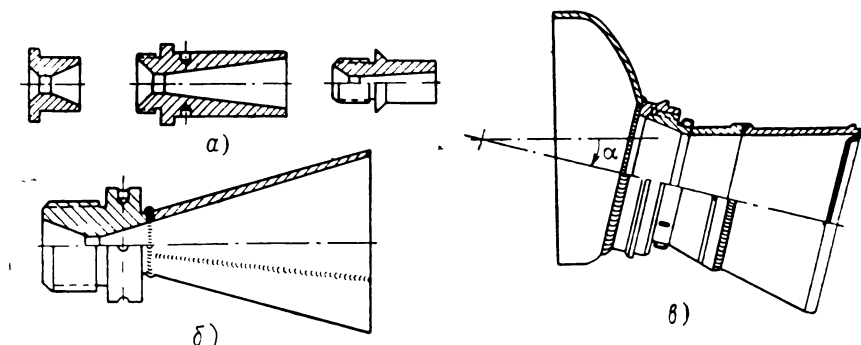


Рис. 18.4. Сопла РДТТ:

а—точеные; б—сварное коническое осесимметричное; в—сварное, установленное под углом к оси камеры

Простейшие по конструкции сварные конические сопла показаны на рис. 18.4, б и в. Тонкостенная выходная часть сопла может привариваться к точеной массивной центральной части, ввертываемой в заднее днище камеры. После сварки внутренняя часть сопла проходит механическую обработку. Сварное из нескольких секций коническое сопло может ввертываться в специальный патрубок, вваренный в заднее днище камеры. В конструкции, показанной на рис. 18.4, в, сопло установлено под некоторым углом к оси камеры. Применение резьбового соединения удобно тем, что двигатель может снабжаться комплектом сменных сопел с различными диаметрами критического сечения. Сменные сопла, как будет показано ниже, используются для настройки двигателя.

Примеры конструкции профилированных сварных сопел показаны на рис. 18.5. При относительно небольшом диаметре камеры сгорания сопло может выполняться зацело с задним днищем камеры (рис. 18.5, б). Такая конструкция удобна при монтаже заряда со стороны сопла и при наличии одного центрального сопла. В многосопельных двигателях и двигателях с большим диаметром камеры сгорания более целесообразна конструкция сопла с входной частью, привариваемой или крепящейся на резьбе в заднем массивном днище (рис. 18.5, а). Наиболее теплонапряженная часть сопла,

у критического сечения, может выполняться из жаропрочного и тугоплавкого материала (см. рис. 18.5, б) или иметь вставной вкладыш, например, из графита (см. рис. 18.5, а) или многослойный.

Составные сопла (рис. 18.6) применяются в тех случаях, когда для настройки двигателя необходимо иметь сменные вкладыши 1 в критическом сечении сопла. В двигателях малой тяги и с малой

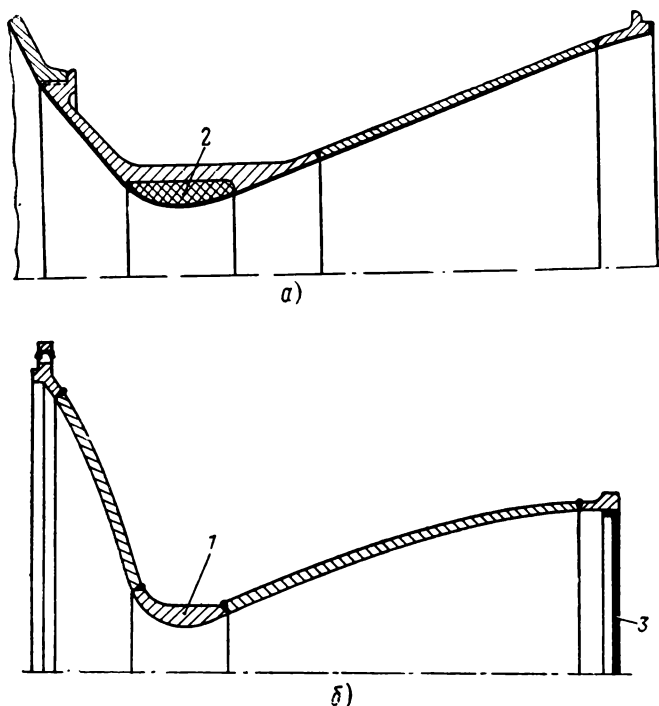


Рис. 18.5. Профилированные сварные сопла:

а—вворачиваемое в заднее днище; б—выполненное зацело с задним днищем;
1—вставка из тугоплавкого материала; 2—графитовый вкладыш;
3—заглушка

степенью расширения сопла (рис. 18.6, а) вкладыш образует и расширяющуюся часть сопла. В конструкции, показанной на рис. 18.6, б, вкладыш устанавливается в расточке сужающейся части сопла и зажимается буртом на фланце расширяющейся части сопла. В критическом сечении сопла может находиться и специальная вставка с вкладышем, которую можно заменять отдельно, оставляя при различных диаметрах вкладыша ту же выходную часть сопла (рис. 18.6, в). Во всех указанных конструкциях сопло не имеет специальной теплозащитной обмазки. Пример

конструкции составного сопла с толстым теплоизолирующим покрытием и вставкой с вкладышем показан на рис. 18.6, з.

Поворотные сопла (рис. 18.7) выполняются обычно составными. Конструкция поворотных сопел может позволять отклонять сопло в любом направлении (рис. 18.7, а, б, в) или только в одной плоскости (рис. 18.7, г). Возможность поворота сопла достигается постановкой шарнира в критическом сечении сопла. Шарнирное соединение должно обеспечивать свободный поворот в условиях пе-

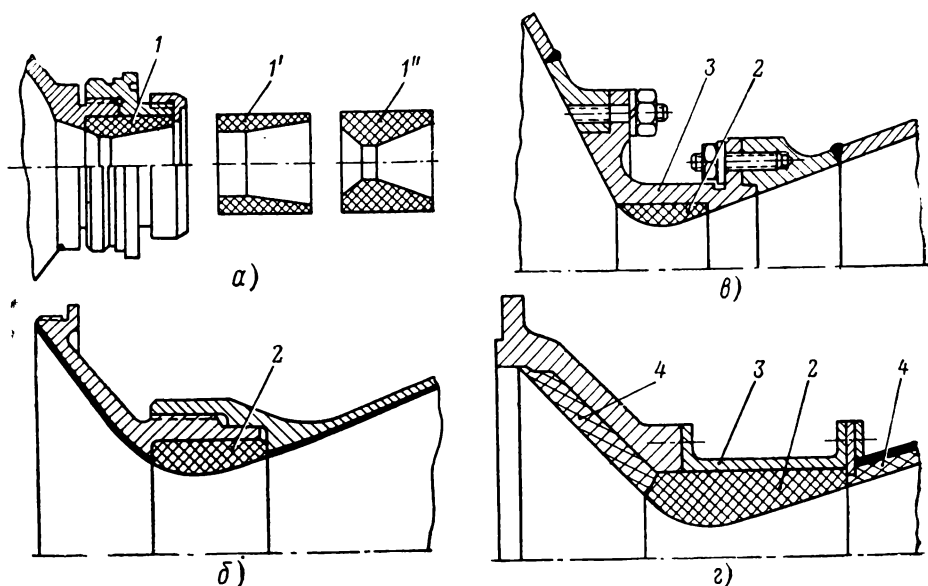


Рис. 18.6. Составные сопла:

а—с вкладышем, выполненным зацело с расширяющейся частью сопла; б—со сменным вкладышем; в, г—с вставкой;
 1—вкладыш, выполненный зацело с расширяющейся частью (для нормальной температуры заряда); 1', 1''—то же для заряда с высокой температурой («летний») и низкой температурой («зимний») соответственно; 2—сменный вкладыш; 3—вставка; 4—теплоизолирующее покрытие

ременного нагрева сочлененных деталей в процессе работы и надежное уплотнение от прорыва газов. Простейшее шарнирное соединение, показанное на рис. 18.7, а, имеет тот недостаток, что его трущиеся поверхности передают значительные осевые силы. Для уменьшения трения поверхность шарнира покрывается графитовой смазкой. При неравномерном нагреве отдельных деталей шарнирного соединения и относительно малом зазоре возможно заклинивание соединения. Более удачна конструкция с универсальным шарниром (рис. 18.7, б, в). Универсальный шарнир, образованный кольцом 4, соединенным штифтами 5 с центральным шарниром и корпусом, является силовым элементом. Трущиеся поверхности центрального шарнира разгружены и вероятность их заклинивания

меньше. Величина зазоров в центральном шарнире может быть увеличена и слой смазки может быть толще. Необходимость в смазке центрального шарнира отпадает, если, как в конструкции, показанной на рис. 18.7, в, обе части центрального шарнира 2 и 3 вы-

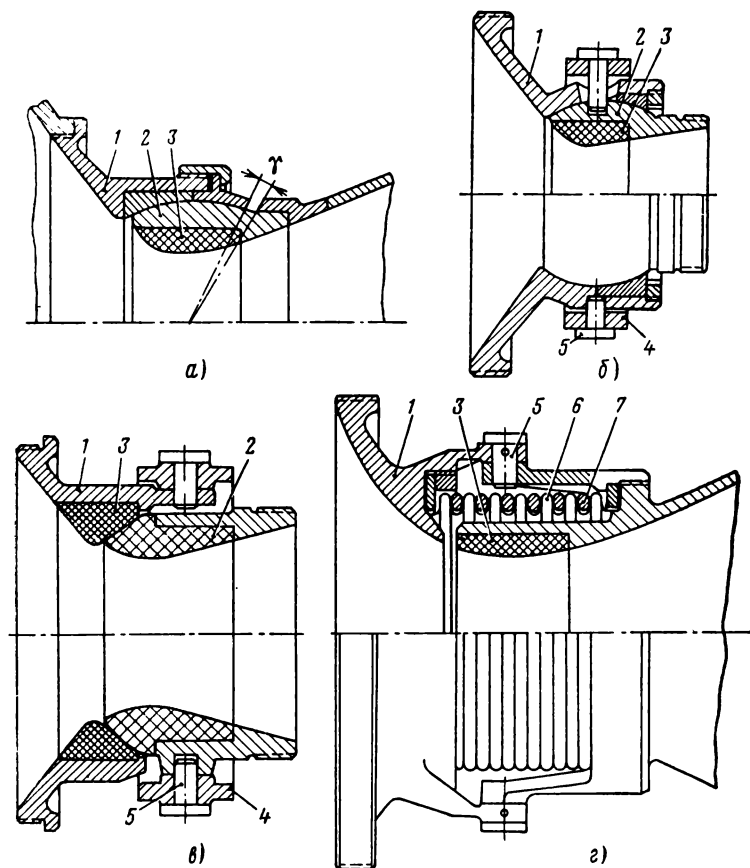


Рис. 18.7. Поворотные сопла:

а—с центральным шарниром; б, в—с универсальным шарниром; г—с сифоном;
 1—основание сопла; 2—сферический наконечник сопла; 3—вкладыш; 4—кольцо универсального шарнира; 5—ось-штифт; 6—сифон; 7—защитное кольцо сифона; γ —угол поворота сопла

полнены из графита. Недостатком рассмотренных шарнирных соединений является их малая герметичность. Надежное уплотнение шарнирного соединения достигается применением сифона (рис. 18.7, г), один конец которого крепится к подвижной части сопла, а другой — к корпусу камеры сгорания. Сифон подвергается изнутри действию высокого давления. Чтобы предотвратить разду-

вание сиффона, в его впадинах устанавливают стальные кольца 7. Удобство применения сиффонного уплотнения состоит также в том, что трение происходит в деталях, относительно мало нагретых.

Площадь критического сечения сопла обычно регулируется перемещением вдоль оси сопла центрального профилированного тела. У настраиваемого сопла (рис. 18.8, а) перед стартом центральное тело можно переместить вдоль втулки 1, наворачивая на

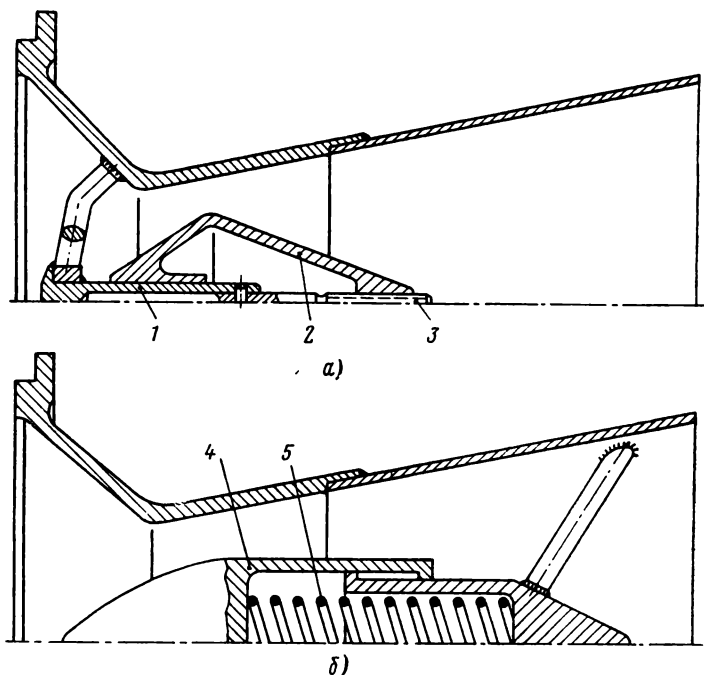


Рис. 18.8. Регулируемые сопла:

а—предварительно настраиваемое; б—авторегулируемое;
1—втулка; 2—центральное тело; 3—винт; 4—грибок; 5—пружина

винт 3. На винте наносятся метки, определяющие величину площади критического сечения сопла.

Центральное тело может перемещаться и автоматически; в таком сопле (рис. 18.8, б) грибок 4 находится с одной стороны под действием сил давления газов, а с другой — силы пружины 5. Пружина оттарирована таким образом, что при повышении давления в камере сгорания выше заданного грибок передвигается назад, увеличивая площадь критического сечения сопла, что приводит к снижению давления. Недостатком авторегулируемого сопла является малая точность поддержания заданного давления газов в камере сгорания. Перемещение грибка может осуществляться принудительно с помощью специального сервомотора, управляемого

го регулятором. В этом случае площадь критического сечения сопла может изменяться в соответствии с любым принятым законом регулирования.

Для предохранения топливного заряда от влаги и для создания повышенного давления в момент воспламенения в выходном сечении сопла устанавливается заглушка 3 (рис. 18.5, б). Заглушка может крепиться болтом или припаиваться к стенке сопла. При повышении давления газов в процессе запуска заглушка выбивается из сопла.

Для отсечки РДТТ требуется либо гашение заряда, либо создание противотяги. Гашение достигается быстрым сбросом давления в камере путем увеличения площади критического сечения сопла или даже отделения заднего днища. При резком падении давления в камере сгорания возникает ударная волна разрежения, гасящая заряд.

В соплах с центральным телом отсечка может производиться мгновенным отделением центрального тела специальным взрывным механизмом. Такой способ малонадежен ввиду возможного отказа механизма, расположенного в зоне с высокой температурой; более надежно отделение взрывным механизмом всего сопла или заднего днища камеры. Газы, заполняющие камеру сгорания и в первый момент имеющие давление, близкое к рабочему, при раскрытии заднего днища вытекают, создавая тягу, равную произведению давления на площадь поперечного сечения камеры. При этом возможно кратковременное увеличение тяги двигателя в несколько раз. Для ликвидации этого импульса мгновенно открывают с помощью взрывного механизма окна, расположенные на боковой поверхности двигателя.

Создание противотяги достигается открыванием в момент отсечки сопел противотяги, расположенных на переднем или заднем днище так, чтобы их тяга была направлена против тяги основных сопел. Наиболее удобно располагать сопла противотяги на переднем днище двигателя. При открывании сопел противотяги одновременно действует эффект падения давления в камере сгорания, приводящий к гашению заряда.

Сопла противотяги (рис. 18.9) снабжаются заглушками. В момент отсечки двигателя заглушка должна выбрасываться. Выброс заглушки может осуществляться подрывом удерживающего ее болта. Для теплозащиты сопла противотяги, заглушки и болта внутренняя полость сопла со стороны камеры сгорания может заполняться пластичным теплоизолирующим веществом.

Диафрагмы, удерживающие заряд, выполняются литыми или сварными. Задняя диафрагма, нагруженная значительными силами, должна быть массивной и жесткой. Задние диафрагмы (рис. 18.10) для одношашечных зарядов имеют простую конструкцию. При многошашечном заряде диафрагма имеет часто расположенные перемычки. Скрепленные заряды бокового горения обычно приклеиваются к корпусу камеры, но иногда также под-

крепляются диафрагмами, частично воспринимающими осевые силы, действующие на заряд в полете.

Для обеспечения работоспособности камер сгорания и днищ двигателей важное значение имеют теплозащитные покрытия. Они разделяются на напыливаемые, на обмазки, на листовые и эмалевые.

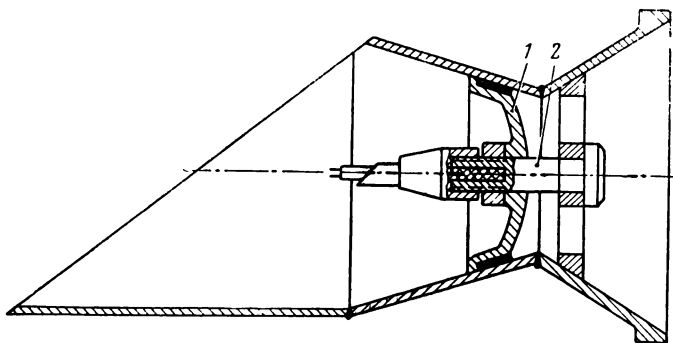


Рис. 18.9. Сопло противотяги:

1—заглушка; 2—взрывной болт

Напыливаемые покрытия имеют относительно малую толщину (0,1—0,5 мм). Материалом покрытий служит окись алюминия или двуокись циркония. Напыление производится пламенным или плазменным способами. Для лучшей сцепляемости с поверхностью стенок покрытия наносятся на подслои хрома или никеля толщиной до 0,1 мм. Керамическое покрытие из окиси алюминия может применяться при температурах порядка 1800—2000° С и допускает дли-

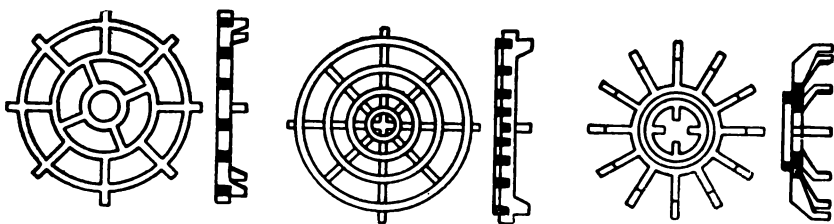


Рис. 18.10. Задние диафрагмы

тельную работу двигателя (до 10 мин). Двуокись циркония допускает температуры до 2300—2500° С. При кратковременной работе оба типа покрытий допускают температуры до 3000—3500° С. Недостатком керамических покрытий является растрескивание и осыпание при значительных деформациях деталей, на которые они нанесены. Установлено, что покрытия сохраняются при деформациях деталей, соответствующих пределу текучести материала покрытий.

Теплоизолирующие покрытия типа обмазок наносятся на защищаемые детали толстыми слоями (до 10—15 мм толщиной). В состав обмазки входят асбест, слюдяная мука или окислы металлов и клеящее вещество. В качестве жаростойких окислов металлов применяются окислы алюминия, циркония, хрома. Для связки употребляют растворимое стекло или смолы (фенольные, эпоксидные, кремниорганические и др.). При нанесении обмазки непосредственно на стенку камеры она прочно удерживается до тех пор, пока температура стенки ниже температуры разрушения связки. Например, обмазка на бакелитовой связке не осыпается до температуры стенки 500—600° С. При необходимости обеспечить стойкость покрытия при более высоких температурах, его наносят на металлическую сетку, предварительно прикрепленную к стенкам камеры.

Наиболее простыми являются листовые покрытия из стеклотекстолита, асбофенольного пластика, стеклофенольносиликонового пластика и других жаростойких пластмасс, наклеивающихся на поверхность стенок. При толщине покрытия 6 мм температура стенки не поднимается выше 60—90° С за 5 сек работы двигателя и не выше 300° С за 6—8 мин при толщине покрытия около 15 мм.

В двигателях многоразового применения теплоизоляция подерживается и защищается кожухами из тонкой листовой стали.

Жаростойкие эмали применяются для защиты поверхности стенки от окисления; теплозащитные свойства эмалей относительно низкие.

Для понижения теплонапряженности деталей сопел их изготовляют из материалов с высокой теплопроводностью, а при высоких температурах газов — из материалов, имеющих высокую температуру плавления — молибдена, графита, жаропрочных сплавов на основе молибдена, вольфрама и меди. Применение указанных материалов не исключает необходимости в защитных покрытиях.

Графитовые детали сопла защищаются слоем карбида кремния (силицированный графит) или изготавливаются целиком из силицированного графита. Графитовые сопла покрывают также слоем вольфрама, наносимого методом плазменного напыления (рис. 18.11, а). Такое сопло надежно работает до температуры газов не выше 3000° С. Для вкладышей применяют пиролитический графит (пирографит), имеющий различную структурную ориентацию, определяющую анизотропность его свойств. Например, в конструкции, показанной на рис. 18.11, а, вкладыш 7 из пирографита служит проводником тепла в радиальном направлении, а вкладыши 2 — теплоизоляторами.

Сопла из пластиков могут применяться с покрытиями (рис. 18.11, б) и без покрытий. Возможность применения пластиковых сопел без специальных теплоизолирующих покрытий объясняется образованием теплозащитной пленки в процессе работы двигателя. В первые секунды работы двигателя некоторые материалы, например, стеклотекстолит, выгорают интенсивно, а затем выгора-

ние замедляется и становится совсем незначительным. Выгоранию препятствует обугленная поверхность пластика, предохраняющая от разрушения последующие слои материала. Некоторые пластики при нагреве начинают испаряться без плавления, выделяя большое количество газов. При этом образуется пористый остаток с плохой теплопроводностью. Такие пластики, образующие жаростойкий пористый нагар, являются перспективным материалом для использования в виде сопловых вставок.

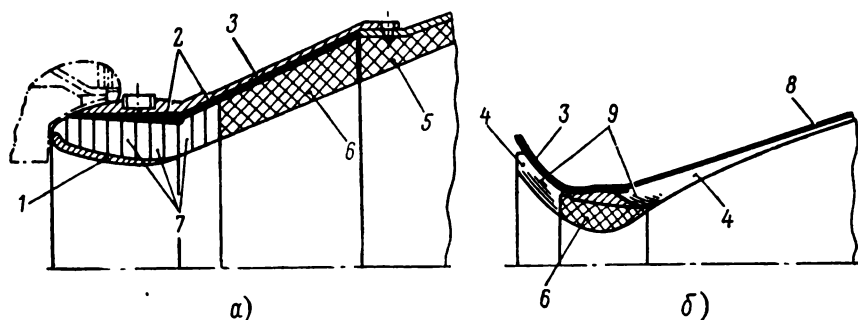


Рис. 18. 11. Комбинированная теплоизоляция сопел:
а—поворотного; б—неподвижного.

1—вольфрамовое покрытие; 2—вкладыш из пирографита; 3—стальная оболочка; 4—теплоизоляционные покрытия; 5, 6—графитовые вкладыши; 7—кольца из пирографита; 8—стеклотекстолитовая оболочка; 9—направление слоев покрытия

Отдельные элементы камеры, переднее и заднее днища и секции корпуса камеры сгорания соединяются на резьбе, на фланцах, хомутами и развальцовкой. Резьбовые соединения применяются обычно при литых или сварных толстостенных конструкциях в двигателях относительно небольших размеров. Фланцевые соединения на болтах (рис. 18. 12, а) применяются для соединения отдельных секций камер сгорания и днищ с камерами сгорания при изготовлении этих деталей как из металлических, так и неметаллических материалов. В последнем случае фланцы изготавливаются из стали или жаропрочных сплавов, а неметаллические корпуса, в свою очередь, приклеиваются к фланцам или наматываются в канавки на полках фланцев. Такие соединения называются комбинированными фланцевыми соединениями. На рис. 18. 12, б, в показаны комбинированные фланцевые соединения с применением хомутов и радиальных штифтов. В некоторых конструкциях находит применение соединение с помощью фигурных запирающих стержней, входящих в канавки фигурного замка (рис. 18. 12, г). Пример завальцовываемого соединения днища с корпусом камеры сгорания показан на рис. 18. 12, д. Фиксация днища в осевом направлении с одной стороны осуществляется упором в кольцо 9, приваренное к корпусу камеры сгорания, а с другой — в завальцованный борт корпуса ка-

меры сгорания. Для герметичности соединения поставлено уплотнительное кольцо.

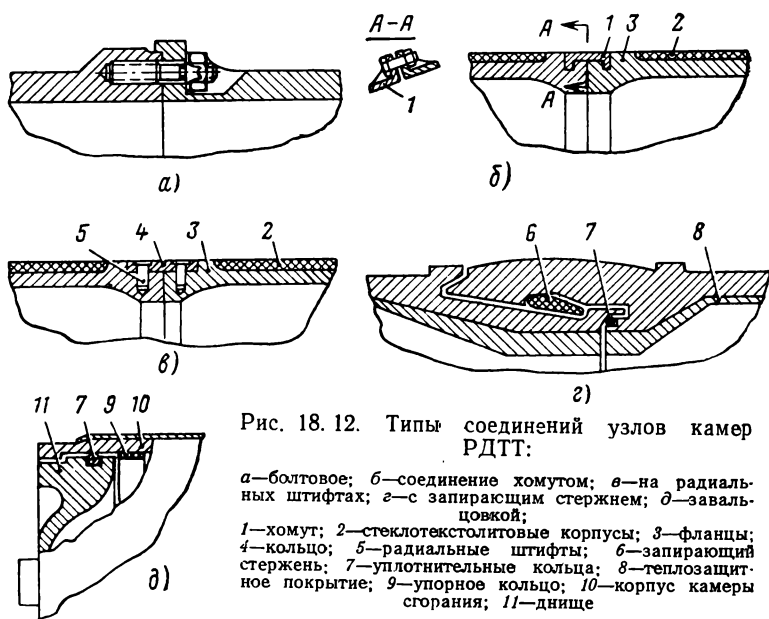


Рис. 18.12. Типы соединений узлов камер РДТТ:

а—болтовое; б—соединение хомутом; в—на радиальных штифтах; г—с запирающим стержнем; д—завальцовкой;
1—хомут; 2—стеклотекстолитовые корпуса; 3—фланцы; 4—кольцо; 5—радиальные штифты; 6—запирающий стержень; 7—уплотнительные кольца; 8—теплозащитное покрытие; 9—упорное кольцо; 10—корпус камеры сгорания; 11—днище

Во многих конструкциях необходимо осуществить соединение керамических деталей с металлическими или пластмассовыми. Ввиду различных коэффициентов линейного расширения этих материалов соединение должно быть эластичным. Типы подобных эластичных соединений показаны на рис. 18.13.

18.2. Конструкция топливных зарядов и воспламенителей

Топливные заряды выполняются монолитными, секционными, блочными и составными (сборными).

Монолитные заряды (рис. 18.14) отливаются либо непосредственно в камере двигателя, либо отдельно. После отливки монолитные заряды полимеризуются и твердеют. Необходимая форма канала заряда получается за счет постановки в отливочную форму профилированных стержней, извлекаемых после затвердения заряда. Преимущества отливки отдельно от камеры двигателя заключаются в возможности точного выдерживания веса, формы и размеров заряда. При применении вкладных зарядов отлитая топливная шашка ставится на уплотнениях или приклеивается к корпусу камеры сгорания. Полимерные клеящие вещества наносятся непосредственной заливкой во вращающийся корпус или напыливаются в жидком виде на стенки. Недостатки внекамерной отлив-

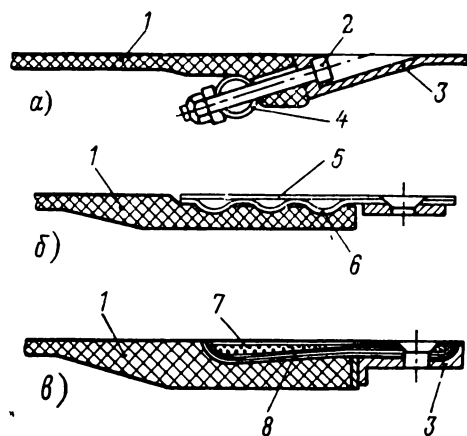


Рис. 18.13. Типы эластичных соединений керамических деталей с металлами и пластмассами:

а—болтовое; б—с канавками; в—намоткой.
1—керамические детали; 2—болт; 3—металлический корпус; 4—трубчатая пружина; 5—растянутый металлический лист; 6—сжатый лист; 7—намотка с натягом из проволоки или стекловолокна; 8—пластмасса, установленная с натягом

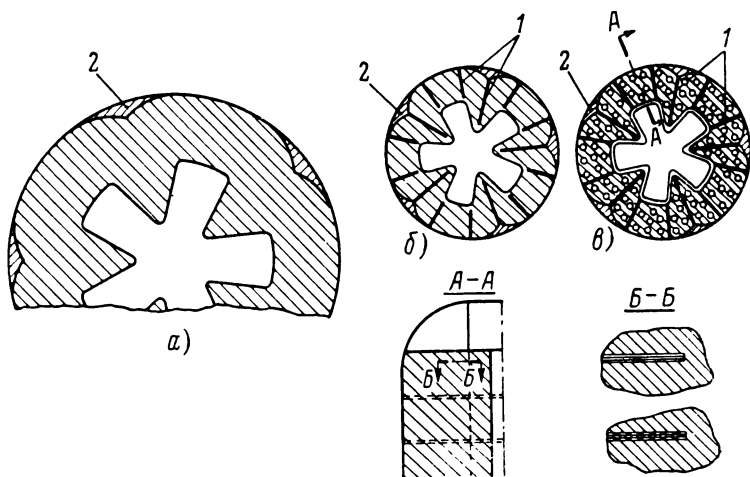


Рис. 18.14. Монолитные топливные заряды:

а—без подкреплений; б—с продольными подкрепляющими пластинами; в—с продольными и поперечными пластинами.
1—опорные пластины; 2—заполнитель

ки заключаются в трудностях снаряжения двигателя и транспортировки шашки к месту монтажа.

Для монолитных зарядов должно применяться топливо, имеющее большую пластичность, сравнительно высокое сопротивление разрыву, малую усадку при полимеризации и отверждении и хорошую склеиваемость с корпусом. Лишь отдельные сорта топлив в достаточной степени удовлетворяют всем перечисленным требованиям.

Недостатком монолитных зарядов является возможность появления в них внутренних трещин. Трещины возникают от хранения при переменных температурах, от действия на заряд внутреннего

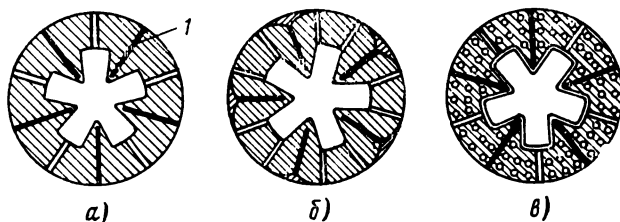


Рис. 18.15. Секционные топливные заряды:

а—пятисекционный; б—десятисекционный; в—пятисекционный с продольными и поперечными опорными пластинами; 1—опорные пластины

давления и сил инерции при работе двигателя. От указанных причин в массе топлива возникают внутренние напряжения. Концентрация напряжений в отдельных местах зарядов со сложной формой внутреннего канала (например, при звездообразных зарядах) и приводит к появлению трещин. Трещины могут образовываться также в процессе изготовления шашек из топлив с малой пластичностью. Для предотвращения возможности возникновения ненормального горения или взрыва заряда с трещинами, после изготовления, а при возможности и перед запуском, заряд проходит контроль (рентгеном, ультразвуком и т. п.). В монолитных зарядах для уменьшения осадки от действия собственного веса применяют подкрепляющие продольные и поперечные опорные пластины 1 (рис. 18.14, б, в). Пластины выполняются из армированной резины, пластмассы и других подобных материалов, сгорающих вместе с зарядом.

Для устранения или уменьшения веса несгорающего остатка (а следовательно, и веса двигателя) несгорающие участки 2 (рис. 18.14) зарядов внутреннего горения замещают пенопластом или другими легкими материалами.

Для исключения концентрации напряжений в острых углах зарядов, что неизбежно при монолитной конструкции, переходят к секционным зарядам (рис. 18.15). В этом случае в корпусе перед отливкой заранее устанавливают перегородки, разделяющие заряд на отдельные секции. Зазоры между перегородками, позволяющие

секциям свободно деформироваться, могут заполняться резиноподобной массой. Чтобы не было надобности в скруглении острых углов в каналах, перегородки располагают в вершинах каналов. При этом, как видно из рис. 18.15, уменьшается или сводится на нет несгорающий остаток топлива.

Дальнейшее упрощение конструкции и технологии изготовления зарядов дает переход к составным (сборным) зарядам. Эти заряды (рис. 18.16) собираются из нескольких элементов, которые отливаются или фрезеруются каждый в отдельности. Форма элемен-

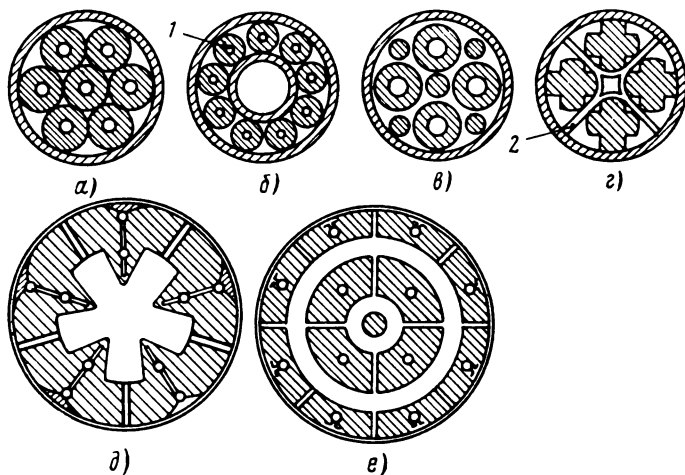


Рис. 18.16. Составные (сборные) топливные заряды:

а—с семью трубчатыми шашками; *б*—с девятью цилиндрическими шашками; *в*—смешанный трубчато-цилиндрический; *г*—четырёхшашечный крестообразный; *д*—из пяти модулей; *е*—из тринадцати модулей; *1*—фиксирующие стержни; *2*—перегородки

тов может быть выбрана так, что из различных комбинаций элементов собираются заряды различного размера и различной формы. Такие стандартизованные элементы называются модулями. Помимо очевидных преимуществ модулированных элементов, составные заряды более транспортабельны, чем монолитные и блочные, их изготовление может производиться с высокой точностью, при хорошем контроле и малом отходе в брак.

Модули составных зарядов приклеиваются к стенке корпуса или крепятся специальными элементами. Отливаются они в большинстве случаев с необходимой поддерживающей арматурой, стержнями, пластинами и т. д.

К простейшим модульным зарядам можно отнести и многшашечные трубчатые или цилиндрические заряды, свободно вставляемые в камеру сгорания.

Для составных зарядов могут применяться топлива с несколько худшими механическими свойствами, чем для монолитных и блочных зарядов. К недостаткам составных зарядов относится некоторое утяжеление конструкции за счет крепежной арматуры. Склеивание составных зарядов не всегда возможно.

Для бронирования поверхностей заряда, по которым не должно происходить горение, применяются ацетат или этилцеллюлоза при зарядах из двухосновных топлив, а при смешевых топливах на полисульфидном горючем — синтетический каучук в смеси с газовой сажей, пластификаторами и вулканизирующими добавками. Эта смесь раскатывается в листы, которые вулканизируются под давлением вместе с топливным зарядом при температуре около 90° С.

Воспламенители, как указывалось, необходимы для РДТТ с целью обеспечения стабильного процесса горения основного топлива. Количество тепла, выделяемое воспламенителями за короткий период запуска, должно быть достаточно для того, чтобы повысить температуру поверхности топлива до величины, при которой начинается устойчивый процесс разложения, газификации топлива и воспламенения продуктов газификации с образованием зоны горения. Необходимо учитывать также увеличенные в начальный период тепловые потери из-за холодных поверхностей. Количество газов, образующихся от заряда воспламенителя, должно быть достаточным для повышения давления в камере до минимальной величины, при которой процесс горения основного топлива может быть устойчивым. Тепловая мощность воспламенителя, место его расположения и конструктивная форма зависят от формы поверхности горения основного топлива и конструкции двигателя, а также от того, на какой высоте предполагается запуск РДТТ. Для РДТТ, запускаемых на больших высотах, следует позаботиться о том, чтобы легче и быстрее поднять давление в камере; с этой целью в сопла закладываются специальные мембраны, упоминавшиеся ранее.

Для двухосновных топлив и относительно небольших размеров топливных зарядов (шашек) вес порохового воспламенителя меньше 0,01 веса основного топлива.

В качестве топлив для воспламенителей используются черный порох, двухосновные топлива, составные топлива на основе перхлората аммония и других окислителей, составные топлива с добавкой алюминия и др. Часто используются два топлива: черный порох для начального взрыва и какое-либо другое топливо как основной источник тепла для воспламенения заряда в двигателе.

Зажигание топлив воспламенителей производится с помощью электрического тока. Период задержки воспламенения основного топлива РДТТ составляет 0,01—0,35 сек, а в больших двигателях — несколько больше. Время горения заряда воспламенителя и температура его газов играют большую роль в надежности запуска РДТТ.

Воспламенители устанавливаются на переднем днище, в сопле и в канале заряда. При малой мощности воспламенителя его установка на переднем днище или в сопле не дает возможности получить надежный и быстрый запуск двигателя, особенно при относительно длинном канале заряда. Весьма эффективны в таких случаях воспламенители, мощные и длительно работающие или размещаемые непосредственно в канале заряда двигателя. Наиболее выгодны воспламенители, подающие горячие газы непосред-

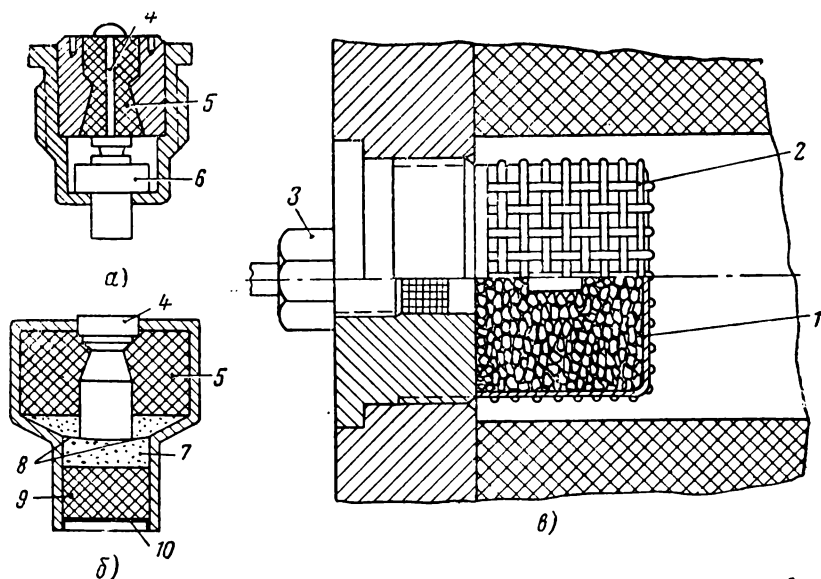


Рис. 18. 17. Воспламенительные заряды:

а—пиросвеча; *б*—пиропатрон; *в*—корзинный воспламенитель;
1—пиротехнический заряд; 2—проволочная корзинка; 3—пиросвеча; 4—токопроводящие электроды; 5—изоляторы; 6—пиропатрон в сборе; 7—пороховая мякоть; 8—нить накаливания; 9—пирозаряд свечи; 10—мембрана

ственно на всю горящую поверхность заряда или на ее значительную часть, что возможно при размещении воспламенителя в канале заряда РДТТ.

В ряде случаев для повышения надежности запуска двигателя целесообразно применение нескольких параллельно работающих воспламенителей, имеющих отдельные электрические системы включения.

По конструктивному выполнению воспламенители разделяются на воспламенительные заряды, воспламенительные камеры, газогенераторы, трубчатые, рулонные и шнуровые воспламенители.

Воспламенительные заряды состоят из пиротехнического заряда, заключенного в легкопрожигающуюся или проницаемую упаковку, и устройства для его поджига. Таким простейшим устройством является пиросвеча (рис. 18. 17). Основной частью пиросвечи

является пиропатрон 6, имеющий навеску из легковоспламеняющейся пороховой мякоти 7, служащей для воспламенения пирозаряда свечи. В пороховой мякоти монтируется нить накаливания 8, связанная с токопроводящими электродами 4. При воспламенении заряда пиросвечи прорывается мембрана 10 и газы воспламеняют пиротехнический заряд воспламенителя. Пиротехнический заряд может быть заключен в пластмассовую коробку или в проволочную корзинку (рис. 18.17, в). Проволочный каркас заливается пластмассой. Воспламенительные заряды обычно применяются для за-

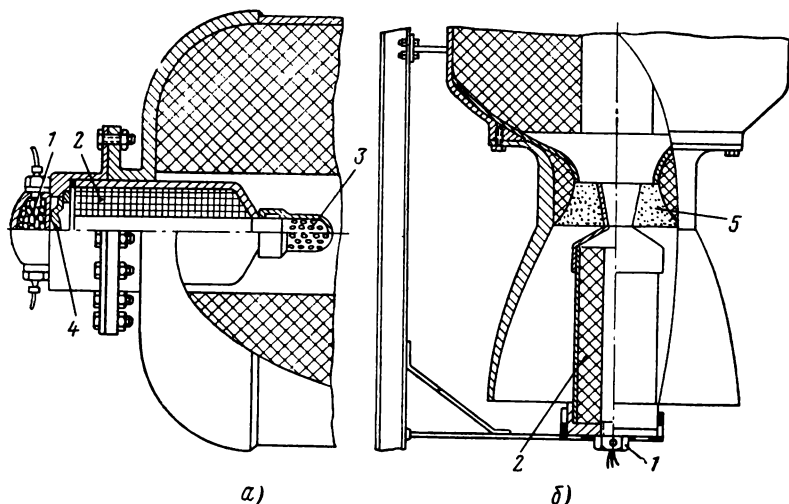


Рис. 18.18. Воспламенительные камеры:

а—установленная на переднем днище; *б*—установленная в сопле;
1—воспламенитель; 2—основной заряд воспламенительной камеры; 3—многодырчатый сопловый насадок; 4—диафрагма; 5—пластмассовая пробка

пуска двигателей относительно малой тяги. Размещаются воспламенительные заряды на переднем днище камеры, а в случае установки нескольких зарядов часть их может быть размещена и на заднем днище.

Большой мощностью, чем воспламенительные заряды, обладают воспламенительные камеры и газогенераторы.

Воспламенительные камеры представляют собой маленький двигатель твердого топлива с соплом (рис. 18.18, б) или многодырчатым сопловым насадком (рис. 18.18, а). Воспламенительная камера имеет основной заряд из высококалорийного топлива и собственный воспламенитель, разделенные прогорающей диафрагмой. Устанавливаются воспламенительные камеры на переднем днище или в сопле двигателя. Расположение воспламенительной камеры в сопле основного двигателя позволяет быстро поднять давление в основной камере, чему способствует пластмассовая пробка 5.

Газогенераторный воспламенитель (рис. 18.19) имеет топливный заряд, размещенный в проволочном каркасе, и пусковой воспламенитель с запалом и навеской черного пороха. Надежности срабатывания воспламенителя такой схемы способствует постанов-

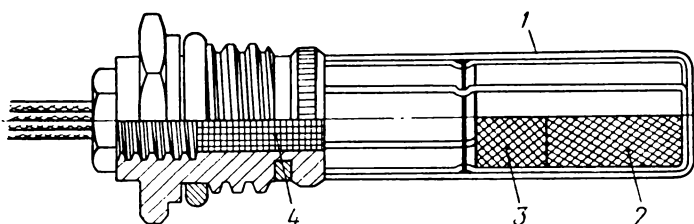


Рис. 18.19. Газогенераторный воспламенитель:

1—проволочный каркас; 2—основной заряд воспламенителя; 3—легковоспламеняющийся заряд; 4—навеска черного пороха

ка заряда 3 из легковоспламеняющегося топлива и сгорающего в начальный момент воспламенения. Основной заряд 2 горит более длительное время и обеспечивает необходимые параметры в процессе воспламенения основного заряда двигателя. Газогенератор-

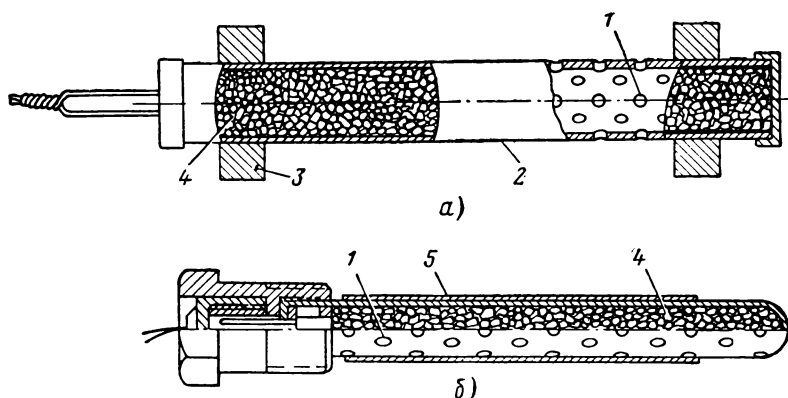


Рис. 18.20. Трубчатые воспламенители:

а—с крупнозернистым наполнителем, б—с наполнителем и подложкой; 1—перфорированная трубка; 2—пластмассовая обмотка трубки; 3—резиновые фиксаторы; 4—пиротехнический состав; 5—подложка с пиротехническим составом

ный воспламенитель легче и конструктивно проще воспламенительной камеры. Он может быть сделан длинней воспламенительной камеры и подает газ на большую часть поверхности основного заряда двигателя.

Трубчатые воспламенители (рис. 18.20) выполняются достаточно длинными, иногда с длиной заряда, и располагаются в кана-

ле заряда. Основной частью такого воспламенителя является перфорированная трубка из пластмассы или прессованной бумаги. Внутри трубки может размещаться пиротехнический состав (рис. 18.20, а), и одновременно она может служить оправкой, на которую наматывается подложка с пиротехническим составом (рис. 18.20, б). Трубка может обматываться пластмассовой лентой для предохранения пиротехнического состава.

Рулонные воспламенители представляют собой листы пиротехнического состава, которые наматываются либо на перфорированную трубку, либо на оправку 6 (рис. 18.21). В последнем случае электрозапал размещается внутри оправки.

Шнуровой воспламенитель имеет детонирующий или быстрого-рящий пиротехнический шнур, или взрывную проволоку (рис. 18.22, а), которая намотана на пластмассовую трубку, расположенную в канале заряда. Для включения воспламенителя используется детонатор малой энергии 3. В случае применения заряда с несколькими продольными каналами для надежности воспламенения удобен шнуровой воспламенитель, продаваемый в виде колец или петель в отверстия и каналы подобных зарядов (рис. 18.22, б).

18.3. Прочность камер РДТТ

При работе РДТТ и ускорении летательного аппарата на камеру, помимо газовых сил, действуют значительные силы инерции размещенного в ней топливного заряда, направленные вдоль оси двигателя. В криволинейном полете действуют и силы инерции, перпендикулярные оси двигателя, но они обычно невелики и ими пренебрегают.

Сила инерции, действующая вдоль оси топливного заряда,

$$P_j = \frac{G_z}{g} j = G_z n_x = P \frac{G_z}{G_A},$$

где G_z — вес всего заряда;

j — продольное ускорение летательного аппарата;

n_x — продольная перегрузка;

G_A — общий вес летательного аппарата;

P — сила тяги двигателя.

Сила инерции топливного заряда максимальна в начале работы двигателя, когда вес заряда равен суммарному весу топлива, и уменьшается до нуля по мере выгорания топлива. Сила инерции направлена назад и стремится переместить заряд в сторону сопла. Для восприятия этой силы заряд необходимо крепить к корпусу двигателя или нейтрализовать ее действие силами давления газов на торец топливного заряда.

На заряд и элементы камеры действуют и газовые силы. Рассмотрим нагружение заряда бокового горения, свободно вставленного в камеру сгорания и упирающегося в заднюю диафрагму,

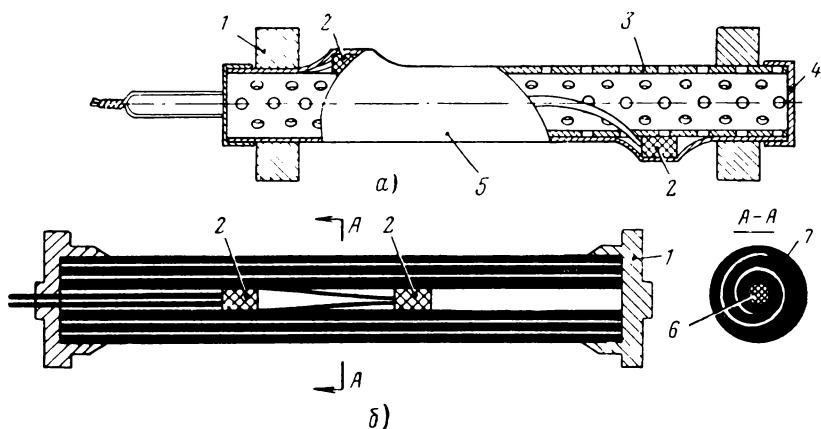


Рис. 18. 21. Рулонные воспламенители:

а—с перфорированной трубкой; б—с оправкой;
 1—резиновые фиксаторы; 2—электрозавалы; 3—перфорированная трубка; 4—заглушка;
 5—лист пиротехнического состава; 6—центральная оправка; 7—рулон из листа с пиротехническим составом

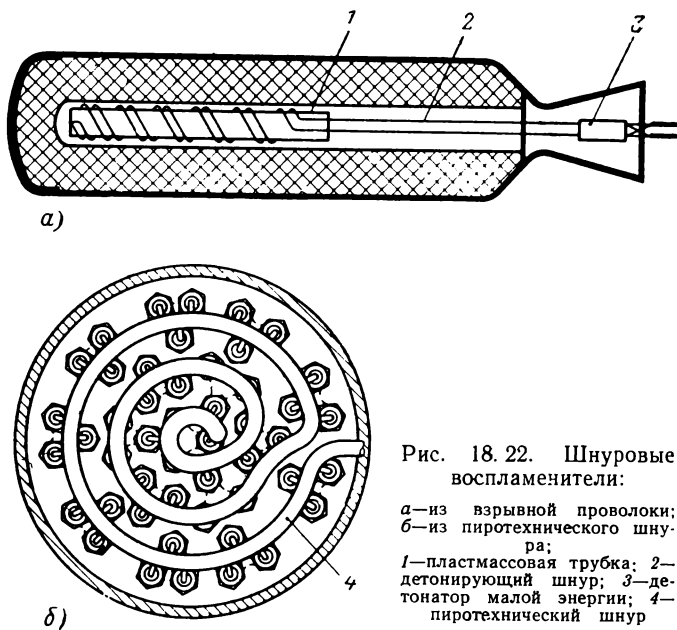


Рис. 18. 22. Шнуровые воспламенители:

а—из взрывной проволоки;
 б—из пиротехнического шнура;
 1—пластмассовая трубка; 2—детонирующий шнур; 3—детонатор малой энергии; 4—пиротехнический шнур

и эпюру распределения давления газов по длине заряда (рис. 18.23, а). Давление у заднего торца заряда p_2 вследствие потерь в канале меньше давления p_1 у переднего торца. Если не учитывать всестороннее сжатие заряда, то в сечении II топливный заряд сжимается осевой силой P_r от перепада давлений

$$P_r = (p_1 - p_2) F_3,$$

где F_3 — площадь торца заряда.

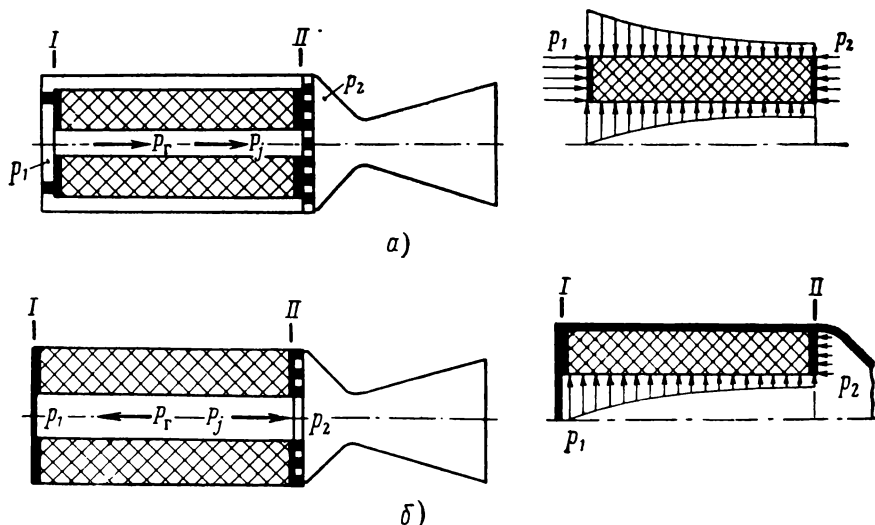


Рис. 18.23. Нагружение зарядов бокового горения:

а—свободно вставленного; б—приклеенного

Сила P_r действует на заднюю диафрагму двигателя; она максимальна в начале горения заряда, когда максимальны перепад давления и площадь торца заряда.

Таким образом, задняя диафрагма воспринимает силу P_d , сжимающую заряд в сечении II и равную сумме газовой и инерционной сил:

$$P_d = (p_1 - p_2) F_3 + P \frac{G_3}{G_A}.$$

Эта сила максимальна в начале горения и уменьшается до нуля в конце работы двигателя.

Суммарное действие осевого и бокового сжатия заряда приводит к выпучиванию топлива в канал. Максимально выпучивание заряда у его заднего торца. Резиноподобные смесевые топлива имеют малый модуль упругости, и у таких топлив выпучивание может привести к значительному уменьшению площади поперечного сечения канала, особенно в момент начала работы. При этом

возрастает давление в камере сгорания по сравнению с расчетным. При очень большой деформации заряда первоначальное увеличение давления в камере сгорания приводит к увеличению скорости горения топлива, увеличению газовыделения и вследствие этого — к дальнейшему повышению давления в камере сгорания. В отдельных случаях этот процесс повышения давления может привести к разрушению камеры сгорания или взрыву двигателя.

Возможность сужения канала от сжатия заряда и повышение давления в камере сгорания должны учитываться при расчетах на прочность заряда и камеры сгорания. Мерами борьбы с выпучиваниями заряда являются армирование зарядов или выполнение зарядов из отдельных по длине секций, разделяемых жесткими перегородками, крепящимися к корпусу.

Если топливный заряд приклеен к стенкам камеры сгорания и упирается в переднее днище (рис. 18.23, б), то сила давления газов действует только на задний торец заряда, прижимая его к переднему днищу, и противодействует силе инерции, направленной назад. Величина этой силы

$$P_r = \rho_2 F_3.$$

При одинаковой площади торца сжатие заряда подобной конструкции больше, чем в случае свободно вставленного заряда. Уменьшить сжимающую заряд силу можно, применяя конструкции, в которых заряд заливается в камеру сгорания так, что плотно прилегает как к переднему, так и заднему днищам.

Особенностью нагружения стенок камер РДТТ является то, что во время работы двигателя часть нагрузок воспринимается и передается топливным зарядом. При выгорании топлива роль заряда в передаче усилий постепенно уменьшается. В конце работы двигателя камера сгорания РДТТ нагружена силами равномерно распределенного давления газов, как и камера ЖРД. Определение окружных и осевых погонных нагрузок в этом случае производится по формулам, приведенным в гл. XIII.

Камера сгорания РДТТ с вкладным зарядом нагружена переменным по длине камеры и по времени работы давлением газов и осевой силой P_d , действующей на заднюю диафрагму. Расчетным случаем для камеры сгорания с приклеенным зарядом бокового горения является конец работы двигателя, когда корпус нагружается давлением газов в камере сгорания.

На рис. 18.24 приведены эпюры осевых сил X , действующих на стенки камеры при вкладном и приклеенном зарядах. Штрихпунктирными линиями показаны эпюры осевых сил в начальный момент работы двигателя в условиях полета; кроме газовых сил, действует сила инерции топливного заряда. Сплошными линиями даны эпюры осевых сил, возникающих при работе на стенде от действия сил давления газов. Пунктирные линии соответствуют нагружению двигателя в конце горения заряда, когда сила инерции заряда равна нулю.

Так как вся масса топлива заключена внутри двигателя, в момент его включения и начала движения летательного аппарата часть силы тяги уравнивается силами инерции топлива и массы самого двигателя, а узлы крепления двигателя нагружаются разностью этих сил

$$P_y = P - P_j.$$

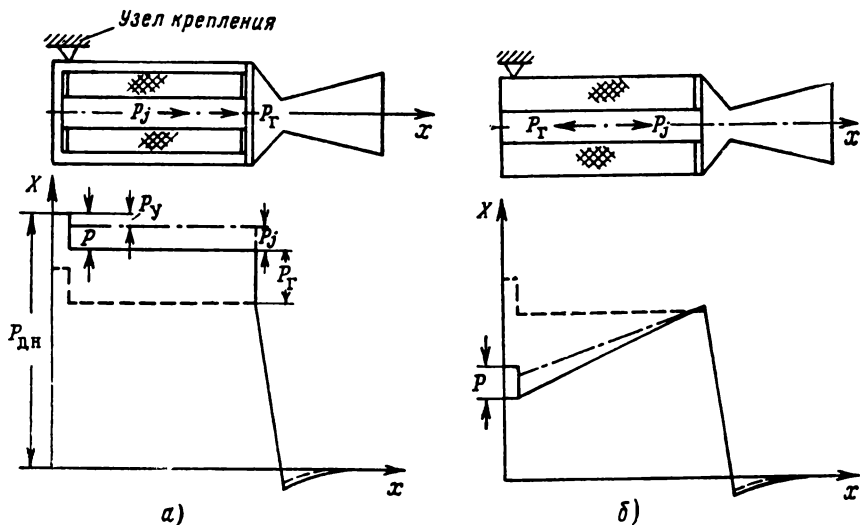


Рис. 18.24. Эпюры осевых сил:

а—при открытом заряде; б—при приклеенном заряде

По мере выгорания топлива силы инерции заряда уменьшаются, и нагрузки, передаваемые узлам крепления, увеличиваются. В конце горения на узлы крепления действует сила, равная разности силы тяги и силы инерции массы самого двигателя. При работе на стенде узлы крепления нагружены полной силой тяги РДТТ.

На переднее днище камеры двигателя действует осевая сила $P_{дн} = p_1 F$, где p_1 — давление газов у днища, F — площадь поперечного сечения камеры. Эта сила вызывает растяжение стенок камеры на участке от днища до узла крепления двигателя. Правей узла крепления (см. рис. 18.24, а) стенки камеры нагружены осевой силой $P_d = P_{дн} - P_y = p_1 F_1 - (P - P_j)$. Часть стенки, лежащая правей заднего торца заряда, нагружена осевой силой, возникающей от давления газов на входную и выходную части сопла. Сила P_d вызывает дополнительное растяжение стенок корпуса камеры, постоянное для РДТТ с открытым зарядом.

Примерный характер нагружения стенок и днища двигателя с приклеенным зарядом показан на рис. 18.24, б. Сила давления газов на задний торец и сила инерции заряда, передаваясь стенкам камеры через клеевое соединение, равномерно нагружают стенки

от сечения, соответствующего заднему торцу заряда, до переднего днища. Расчетным случаем нагружения стенок следует считать конец горения; эпюра осевых сил для этого случая показана пунктирной линией.

Максимальное расчетное давление газов в камере сгорания может отличаться от принятого в термодинамическом расчете давления p_{κ} . При расчете на прочность следует учитывать возможное увеличение давления в камере сгорания по сравнению с расчетным вследствие ряда факторов. К числу основных таких факторов относятся:

- отклонение температуры заряда от расчетной, предполагаемой или замеренной начальной температуры;
- отклонение действительной площади критического сечения сопла от расчетной для получения заданного давления в камере;
- отклонения формы и размеров заряда от расчетных;
- отклонения физико-химических свойств топлива различных партий;
- отклонения в характеристиках воспламенителя от расчетных;
- статические и динамические ошибки системы автоматического регулирования двигателя (при ее наличии).

Максимальное расчетное давление в камере сгорания можно определить по формуле

$$p_{\max} = p_r \prod_{i=1}^{i=n} (1 + k_i), \quad (18.1)$$

где p_r — расчетное давление газов в камере сгорания;

Π — знак произведения;

k_i — коэффициент, учитывающий отклонение действительного давления от расчетного, вызванное одним из перечисленных выше факторов.

Для нерегулируемых РДТТ расчетное давление p_r принимается равным давлению газов при максимально возможной в условиях эксплуатации температуре топливного заряда. В случае регулируемого РДТТ, в том числе и имеющего только предстартовую настройку площади критического сечения сопла, за расчетное принимается номинальное значение давления при программе регулирования, построенной по принципу поддержания постоянного давления в камере, или максимальное давление, если программа регулирования предусматривает поддержание постоянной тяги.

Следует ожидать, что разброс давлений в камере сгорания при действии указанных выше факторов больше для РДТТ реактивных снарядов и меньше для авиационных и ракетных РДТТ, которые имеют более жесткие допуски на размеры двигателя, его заряда и на скорость горения топлива. Для приближенных расчетов, когда неизвестно влияние отдельных отклонений в свойствах топлива, размерах двигателя и заряда и т. п. на давление в камере сгорания, вместо определения расчетного давления по формуле (18.1) можно принимать $p_{\max} = 1,4 p_r$ для РДТТ реак-

тивных снарядов и $p_{\max}=1,2 p_r$ для прочих РДТТ. При таком давлении определяются окружные и осевые погонные усилия P_y и P_x и производится расчет на прочность стенки двигателя при средней температуре в конце прогрева. Средняя температура стенки в конце прогрева определяется способом, изложенным в работе [17].

Запас прочности стенки камеры РДТТ оценивается по пределу текучести $k_T = \sigma_T / \sigma_i = 1,05—1,1$,

где σ_T — предел текучести материала стенки при данной ее средней температуре;

σ_i — интенсивность напряжений, характеризующая плоское напряженное состояние стенки, определяется по формуле (13.10).

18.4. Настройка и регулирование РДТТ

Основные задачи управления РДТТ вытекают из требований баллистики и системы управления летательным аппаратом. Из условия обеспечения оптимального режима полета может выбираться закон изменения тяги по времени работы двигателя. В некоторых случаях программа изменения тяги может назначаться и из других условий, например: ограничения перегрузок и скорости полета, выдерживания определенных координат траектории, возможности маневра летательного аппарата боевого назначения, преодолевающего систему обороны противника и т. д. Изменение тяги или ее направления бывают необходимы для обеспечения устойчивости, стабилизации или ориентирования летательного аппарата. Для этих целей при работе РДТТ должны обеспечиваться:

- изменение тяги во времени по заданной программе;
- ликвидация отклонения тяги от заданной величины;
- регулирование вектора тяги по направлению.

Выполнение первой задачи осуществляется либо только настройкой двигателя, либо настройкой и последующим регулированием в процессе работы. Вторая и третья задачи решаются только с помощью систем регулирования.

Простейшим способом обеспечения протекания тяги во времени по заданной программе является настройка двигателя. Настройка включает в себя широкий комплекс конструктивных, доводочных, технологических и эксплуатационных мероприятий, которые в полном объеме или частично (в зависимости от целевого назначения двигателя и тактико-технических требований) выполняются на каждом двигателе, независимо от того, имеет ли двигатель систему автоматического регулирования или нет, и представляет собой единый процесс от проектирования двигателя до его эксплуатации, включающей хранение двигателя и период, непосредственно предшествующий применению.

К числу основных конструктивных и доводочных мероприятий по настройке двигателя могут быть отнесены профилирование за-

ряда, коррекция формы заряда, доводка воспламенителя и соплового блока.

Профилирование заряда заключается в выборе его основных геометрических размеров, обеспечивающих заданное по времени работы изменение поверхности горения. В соответствии с принятым законом изменения тяги во времени, т. е. программой регулирования, и положенными в основу расчета программами изменения других параметров двигателя, например, давления в камере сгорания, площади критического сечения сопла и т. д., можно определить изменение по времени площади поверхности горения, а затем так подобрать форму заряда, чтобы удовлетворить выбранному закону $F_{гор} = F_{гор}(\tau)$, где $F_{гор}$ — площадь поверхности горения, τ — время работы двигателя. В основу расчета закладываются также предполагаемые характеристики воспламенителя, а следовательно, и определенный закон выхода двигателя на режим.

В процессе стендовых и летных испытаний в ряде случаев могут быть выявлены отдельные отклонения от предполагаемой программы тяги в силу действия непредусмотренных факторов. При некоторых формах заряда весьма простым способом борьбы с указанными отклонениями является коррекция формы заряда. При коррекции текущая поверхность горения в определенные моменты работы двигателя увеличивается или уменьшается. Поэтому желательно применение таких форм зарядов, которые позволяют, изменив только начальную форму заряда, воздействовать в нужном направлении на закон $F_{гор} = F_{гор}(\tau)$. Как на пример такой формы заряда можно указать на трубчатый заряд с пропилами. Такой заряд может иметь поверхности горения по торцам, боковинам и снаружи разрезной его части. Изменяя глубину и ширину пропилов и толщину горящего свода в отдельных сечениях разрезной части, можно весьма эффективно изменять закон горения без изменения общего импульса и веса заряда.

В тех случаях, когда заметные отклонения от программы регулирования имеют причиной нерасчетную характеристику воспламенителя или сопла, производится их доводка. Доводка воспламенителя может заключаться в изменении величины воспламенительного заряда, его расположения и иногда в переходе на другой тип воспламенителя. Доводка воспламенителя позволяет скорректировать в основном начальный участок характеристики двигателя.

Во время работы двигателя вследствие температурного расширения, выгорания материала или теплоизолирующего покрытия сопла, а в некоторых случаях из-за отложения окислов металлов на его поверхности (при горении топлив, содержащих металлические добавки) характеристики двигателя могут отклоняться от расчетных. Для настройки двигателя требуется доводка сопла, которая может заключаться в выборе другого начального значения площади критического сечения сопла, изменении материала сопла, теплоизолирующего покрытия, формы сопла, толщины защитных покрытий, способа их нанесения и т. д.

В процессе доводки в большинстве случаев выявляются и некоторые технологические требования. Определяются возможные поля допусков на размеры заряда, камеры сгорания, воспламенителя, сопла, диафрагм и т. д. Устанавливается влияние состава топлива и его структуры на скорость горения заряда, а механических свойств топлива — на возможное сужение канала и эрозионное выгорание. В результате исследований вырабатываются технические требования на точность изготовления различных элементов двигателя и паспортные данные топлива. Могут быть выработаны и стандартные методы контроля параметров.

После окончания этих этапов можно говорить о том, что двигатель настроен на заданную программу, т. е. с заданной вероятностью выдерживается в определенном поле допусков назначенная программа, если все размеры двигателя и его заряда, а также физико-химические свойства топлива лежат в пределах установленных возможных отклонений.

В период эксплуатации двигателя должны приниматься соответствующие меры, чтобы настройка двигателя не изменилась. Такими мерами могут быть, например, определенные условия хранения и транспортировки. Хранение должно в ряде случаев быть таким, чтобы температура заряда оставалась практически неизменной или ее колебания не превышали определенных пределов. Если не предусматривается выдерживание при заданной температуре, то возможно проведение перед стартом дополнительной настроечной операции — установки на двигатель сменного сопла, соответствующего температуре заряда, или регулировки площади критического сечения сопла, имеющего центральное тело.

Транспортировка заряда не по правилам может привести к появлению трещин в заряде или других недопустимых дефектов.

Первоначально существовавшие взгляды на РДТТ как простейшую двигательную установку, легкую в управлении и регулировании, претерпели значительные изменения как вследствие расширения сферы применения РДТТ, так и ужесточения требований к стабильности тяги, которые опережают прогресс в развитии твердых топлив с минимальными отклонениями от стандартного закона горения. Применение только настройки не решает для многих типов летательных аппаратов всех задач управления двигателем. Это относится, в первую очередь, к устранению случайных отклонений тяги, а также к случаям, когда программа изменения тяги по времени предусматривает регулирование по определенному закону какого-нибудь параметра двигателя. Такие задачи могут решаться только лишь при наличии системы регулирования. Очевидно, что автоматический регулятор, являющийся, как и двигатель, звеном системы регулирования, подлежит настройке, аналогичной настройке двигателя.

В настоящее время проблема автоматического регулирования РДТТ разработана в значительно меньшей степени, чем проблема автоматического регулирования ЖРД. Это объясняется относи-

тельной новизной задачи и трудностями управления процессом горения твердого топлива.

Можно выделить следующие основные области систем автоматического регулирования. Системы автоматического регулирования по принципу действия подразделяются на системы регулирования по внутривысательным параметрам и по внешним условиям.

Системы регулирования по внутривысательным параметрам автономны, т. е. не связаны непосредственно с летательным аппаратом. Их программа работы является исходной для баллистического расчета. Точное выдерживание системой регулирования заданной программы обуславливает точность (с учетом возможных разбросов параметров летательного аппарата) траектория полета.

Наиболее изученными из систем регулирования по внутривысательным параметрам являются системы стабилизации давления в камере сгорания.

В системе стабилизации давления регулируемой величиной является давление в камере сгорания. Регулирующий фактор — обычно площадь критического сечения сопла $F_{кр}$. Следовательно, исполнительный орган системы регулирования должен воздействовать на $F_{кр}$. Давление в камере сгорания и площадь критического сечения сопла связаны однозначной зависимостью: увеличение $F_{кр}$ приводит к уменьшению давления p_k , и наоборот.

Простейшей системой регулирования давления в камере сгорания является описанное выше авторегулируемое сопло. Для уменьшения статизма применяются системы непрямого регулирования с изодромной обратной связью. Такие системы по способу воздействия на $F_{кр}$ подразделяются на механические и гидро- или газодинамические.

Механические системы управления площадью критического сечения сопла имеют исполнительные органы с осевым перемещением или поворотные. Изменить $F_{кр}$ можно за счет осевого перемещения центрального тела или наружной обечайки сопла. Поворотные исполнительные органы представляют собой золотниковые устройства, изменяющие при повороте сечение отверстий в диафрагме, расположенной в сужении сопла. Механическим системам управления свойствен общий недостаток — малая надежность при работе в условиях высоких температур и газовой эрозии.

Гидро- и газодинамические системы управления $F_{кр}$ не имеют подвижных частей, расположенных в газовом потоке в сопле. Их принцип действия основан на введении в сопло вблизи критического сечения через кольцевые щели или ряд отверстий некоторых количеств газа или жидкости. При этом происходит поджатие основного потока газов и в критическом сечении, что эквивалентно уменьшению его эффективной площади. Изменяя количество вводимой жидкости или газа, можно регулировать эффективную площадь критического сечения сопла, не изменяя его геометрии. Следует отметить, что при таком способе регулирования можно надежнее защитить критическое сечение сопла от выгорания. Газы

для впуска в критическое сечение могут отбираться непосредственно из камеры сгорания, что не требует затрат рабочего тела на управление двигателем. При гидродинамическом управлении, связанном с дополнительным расходом рабочего тела, можно использовать химически активную жидкость, вступающую в реакцию с газами в расширяющейся части сопла.

Основной недостаток газо- и гидродинамического способа — ограниченный диапазон изменения $F_{кр}$, что обусловлено целесообразностью ввода в сопло лишь относительно небольших количеств рабочего тела, порядка 1—2% от расхода газов.

Системы регулирования по внешним условиям замкнутые. Они включают летательный аппарат как объект регулиро-

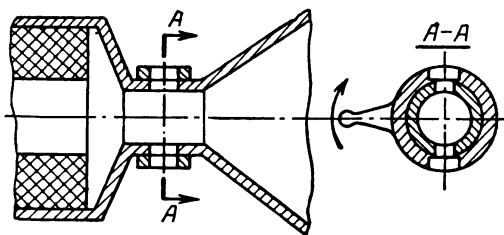


Рис. 18.25. Схема газоотводного устройства

вания и двигатель и регулятор как звенья системы. В качестве регулируемой величины для такой системы принимается параметр, определяющий в наибольшей степени программу полета летательного аппарата. Наиболее часто регулируемой величиной выбирается ускорение летательного аппарата j . Регулирующим фактором тогда служит тяга P двигателя. Регулятор тяги, включаемый в систему, настраивается по определенной программе $j = j(\tau)$. Если в некоторый момент времени произойдет отклонение от заданной величины ускорения, регулятор тяги подаст сигнал на исполнительный механизм двигателя, что должно привести к соответствующему изменению тяги. Воздействие регулятора заканчивается после ликвидации отклонения ускорения от заданного программой. Таким образом, двигатель как звено системы регулирования имеет выходной координатой тягу P . Входное воздействие на двигатель зависит от принятого способа изменения тяги, связанного с процессом истечения газов или с процессом газовойыведения.

Простейшим примером использования воздействия на процесс истечения является регулирование с помощью газоотводного устройства (рис. 18.25). Газоотводное устройство представляет собой ряд отверстий, симметрично расположенных за критическим сечением сопла. Площадь отводных отверстий может изменяться. Прикрытие или открытие отверстий не сопровождается изменением параметров газа в камере сгорания двигателя, а изменяется только количество газов, истекающих из сопла в осевом направлении. Симметричный отвод газа из сопла через отверстия в радиальном направлении не создает силы тяги или ее боковой составляющей. В такой системе возможен и несимметричный боковой отвод газов, что позволит получить боковую составляющую тяги и

использовать ее для управления летательным аппаратом. Вопросы, связанные с расчетом газоотводных устройств, подробно изложены в работе [38]. Недостатком подобной системы регулирования является потеря суммарного импульса.

Системы с воздействием на процесс газовыделения несколько сложнее. Одна из подобных систем — с регулированием давления в камере сгорания — рассматривалась выше. Регулятор тяги воздействует на площадь критического сечения сопла, изменяются давление в камере сгорания, скорость горения топлива и, в конечном счете, тяга двигателя. Этой системе свойственны указанные выше недостатки систем с механическим или гидро- и газодинамическим воздействием на площадь критического сечения сопла.

Относительно просто воздействовать на процесс газовыделения в твердотопливном гибридном двигателе (см. рис. 5.17, 5.18 и 18.26). Заряд двигателя (рис. 18.26) состоит из двух шашек: из топлива, обогащенного горючим, 1 и из окислителя 3. Каждая шашка заключена в свою камеру сгорания, между которыми установлен регулирующий клапан 2. При запуске двигателя сначала воспламеняется шашка 1. Продукты неполного сгорания, через клапан 2 поступают в камеру сгорания с шашкой из окислителя, где происходит их догорание. Регулирование тяги осуществляется с помощью клапана 2. Прикрытие клапана, например, приводит к возрастанию давления в камере с обогащенной горючим шашкой; увеличивается газовыделение и больше газа поступает в камеру с окислителем, где повышается давление и температура, растет расход газов, что приводит к увеличению тяги двигателя; умень-

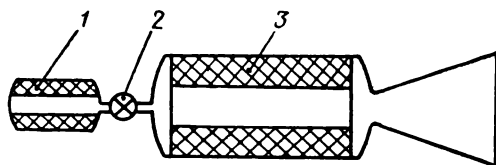


Рис. 18.26. Схема гибридного двигателя:
1—шашка, обогащенная горючим; 2—регулирующий клапан; 3—окислитель

шить тягу можно, наоборот, открытием клапана. По некоторым данным [38] можно получить значительный диапазон изменения тяги без существенного снижения единичного импульса (например, изменение тяги в три раза при среднем единичном импульсе, равном 93% от максимального расчетного значения).

Недостатком такой схемы можно считать необходимость иметь две камеры. Надежность регулирующего клапана мала, но ввиду относительно низкой температуры проходящих через него газов — не меньше, чем у сопла с регулируемым критическим сечением.

Наиболее разработанными являются методы управления направлением вектора тяги, для чего, помимо поворотных сопел, описанных ранее, используются механическое и газодинамическое отклонение струи и создание искусственного дифферента тяги в многосопельной установке.

Механическое отклонение струи достигается постановкой в газо-

вый поток пластинчатых или кольцевых газовых рулей. Пластинчатые рули все время находятся в потоке газов и вызывают большие потери на сопротивление, что приводит к существенной потере импульса. Материал рулей при обтекании горячими газами интенсивно выгорает. Эрозии рулей способствует и возможное содержание твердых частиц в продуктах сгорания.

От этих недостатков в значительной степени свободны кольцевые газовые рули, представляющие собой цилиндрический насадок, поворачивающийся вокруг поперечной оси. При сигнале от системы управления сервомеханизм поворачивает руль и вводит его в поток, отклоняя струю газов, вытекающую из сопла. При отсутствии управляющего сигнала кольцевой руль не подвержен действию горячих газов и не вызывает дополнительного сопротивления. Для управления вектором тяги в двух плоскостях может применяться кольцевой руль, укрепленный шарнирно на четырех симметрично расположенных штоках сервомоторов, управляемых отдельно.

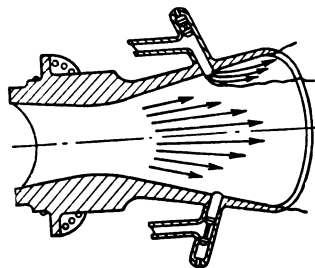


Рис. 18. 27. Газодинамическое отклонение струи

Газодинамическое отклонение струи возможно за счет ввода газа или испаряющейся жидкости в сверхзвуковую часть сопла (рис. 18. 27). Вводимое рабочее тело отклоняет газовый поток за счет образования в сопле косоугольного скачка уплотнения, за которым располагается область повышенного давления, захватывающая некоторый сектор внутренней поверхности сопла [38]. Обычно применяется четыре равномерно расположенных по окружности подвода. При этом боковая сила появляется вследствие различия давления на диаметрально противоположных участках внутренней поверхности сопла. Если в качестве рабочего тела применяется газ, его можно забирать из камеры сгорания. В качестве рабочей жидкости можно применять фреон, азотную кислоту, жидкий азот. Количество рабочего тела, подаваемого к каждому сектору сопла, можно регулировать.

Искусственный дифферент многосопельной двигательной установки создается за счет дросселирования одного или пары симметрично расположенных сопел. Для дросселирования применяются подвижные центральные тела. Подробно такие устройства рассмотрены в работе [38]. К достоинствам такой системы можно отнести отсутствие дополнительных регулирующих устройств, поскольку для отклонения вектора тяги используются те же элементы конструкции, что и для регулирования двигателя. К недостаткам относится необходимость установки сопел под некоторым углом к оси двигателя, что вызывает постоянные потери тяги.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авдеевский В. С., Данилов Ю. И., Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике, Оборонгиз, 1960.
2. Айзерман М. А., Лекции по теории автоматического регулирования, Физматгиз, 1958.
3. Алемасов В. Е., Теория ракетных двигателей, Оборонгиз, 1962.
4. Баррер М. и др., Ракетные двигатели, Оборонгиз, 1962.
5. Баррер М. и др., Движение ракет, ИЛ, 1959.
6. Бассард Р., Де Лауэр Р., Ракета с атомным двигателем, ИЛ, 1959.
7. Бёледж, Жидкостные реактивные двигатели для перспективных ракет-носителей ВРД, 1965, № 2.
8. Блох З. Ш., Переходные процессы в линейных системах автоматического регулирования, Физматгиз, 1961.
9. Бреславский В. Е., Собственные колебания «круговой» цилиндрической оболочки, находящейся под действием гидростатического давления, Известия АН СССР, ОТН, 1956, № 12.
10. Боднер В. А., Автоматика авиационных двигателей, Оборонгиз, 1956.
11. Ванденкеркхове Ж., Эрозионное горение коллоидальных топлив, ВРТ, 1959, № 3.
12. Ванденкеркхове Ж., Последние достижения в конструировании шашек твердого ракетного топлива, ВРТ, 1960, № 2.
13. Шевяков А. А., Автоматика авиационных и ракетных силовых установок, изд-во «Машиностроение», 1965.
14. Глестон С. и Эдлунд М., Основы теории ядерных реакторов, ИЛ, 1954.
15. Гуров А. Ф., Расчеты на прочность и колебания в ракетных двигателях, Изд. «Машиностроение», 1966.
16. Жидкие и твердые ракетные топлива. Сб. переводов, ИЛ, 1954.
17. Зарубин В. С., Температурные поля в конструкции летательных аппаратов, изд. «Машиностроение», 1966.
18. Зельдович Я. Б. и др., Импульс реактивной силы пороховых ракет, Оборонгиз, 1963.
19. Исследование ракетных двигателей на жидком топливе, Сб. переводов, Изд. «Мир», 1964.
20. Исследование ракетных двигателей на твердом топливе. Сб. переводов, ИЛ, 1963.
21. Квасников А. В., Теория жидкостных ракетных двигателей, Судпромгиз, 1959.
22. Клигель И. Я., Течение смеси газа с частицами в сопле, ВРТ, 1965, № 10.
23. Кокичев А. И., Уплотняющие устройства в машиностроении, Машгиз, 1962.

24. Красовский А. А., Поспелов Г. С., Основы автоматики и технической кибернетики, Госэнергоиздат, 1962.
25. Кутателадзе С. С., Основы учения о теплообмене, Машгиз, 1962.
26. Кутателадзе С. С., Боришанский В. М., Справочник по теплопередаче, Госэнергоиздат, 1958.
27. Крокко Л., Чжен-Синь-И, Теория неустойчивого горения в жидкостных ракетных двигателях, ИЛ, 1958.
28. Ломакин А. А., Центробежные и пропеллерные насосы, Машгиз, 1950.
29. Мелькумов Т. М. и др., Теория жидкостно-реактивных двигателей, Изд. ВВИА, 1956.
30. Мелик-Пашаев Н. И., Водородные ЖРД, «Авиация и космонавтика», 1965, № 9.
31. Мелик-Пашаев Н. И., Расчет конвективного теплообмена при сверхкритическом давлении, «Теплофизика высоких температур», 1966, № 6.
32. Мошкин Е. К., Динамические процессы в ЖРД, изд-во «Машиностроение», 1965.
33. Мэррей Р., Физика ядерных реакторов, Атомиздат, 1959.
34. Мэрфи и Осборн, Исследование продольной неустойчивости в камерах сгорания ракетных двигателей, ВРТ, 1966, № 2.
35. Нахбар В., Грин Л., Анализ упрощенной модели резонансного горения твердого топлива, ВРТ, 1960, № 3.
36. Неймарк Ю. И., Об определении значений параметров, при которых система автоматического регулирования устойчива, «Автоматика и телемеханика», 1948, № 3.
37. Овсянников Б. В., Теория и расчет насосов ЖРД, Оборонгиз, 1960.
38. Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе, изд-во «Машиностроение», 1964.
39. Паушкин Я. М., Химический состав и свойства реактивных топлив, АН СССР, 1962.
40. Петров П. А., Ядерные энергетические установки, Госэнергоиздат, 1958.
41. Пирс, Некоторые методы регулирования тяги ракетных двигателей на твердом топливе, ВРТ, 1962, № 6.
42. Пугачев В. С., Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления, Физматгиз, 1962.
43. Резников М. Е., Авиационные и ракетные топлива и смазочные материалы, Воениздат, 1960.
44. Саттон Д., Ракетные двигатели, ИЛ, 1952.
45. Серебряков М. Е., Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет, Оборонгиз, 1962.
46. Силантьев А. И., Твердые ракетные топлива, Воениздат, 1964.
47. Сиярев Г. Б., Добровольский М. В., Жидкостные ракетные двигатели, Оборонгиз, 1957.
48. Стефенсон Р., Введение в ядерную технику, ИЛ, 1956.
49. Турбулентные течения и теплопередача, Сб. под ред. Линь Цзя-Цзяо, ИЛ, 1963.
50. Уимпресс Р., Внутренняя баллистика пороховых ракет, ИЛ, 1952.
51. Уайэтт О., Характеристики ракет с атомным двигателем, ВРТ, 1960, № 6.
52. Феодосьев В. И., Сиярев Г. Б., Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1960.
53. Феодосьев В. И., Прочность теплонапряженных узлов жидкостных ракетных двигателей, Оборонгиз, 1965.
54. Харт, Маккьюр, Неустойчивость горения; взаимодействия акустических волн с поверхностью горения твердого ракетного топлива, ВРТ, 1960, № 2.

55. Хендрикс и др., Соотношение для коэффициента теплоотдачи к водороду при кипении и при сверхкритическом давлении, «Ракетная техника», 1962, № 2.
56. Цукров М., Осборн И., Экспериментальное исследование высокочастотного вибрационного горения, ВРТ, 1959, № 4.
57. Чинаев П. И., Многоконтурные системы, Изв. АН УССР, 1961.
58. Шаулов Ю. Х. и Лернер М. О., Горение в жидкостных ракетных двигателях, Оборонгиз, 1961.
59. Bartz D. R., Jet Propulsion, 1957, No. 1.
60. Mc. Cormick, Space Aeronautics, 1963, No. 3.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	Стр. 3
ЧАСТЬ I	
ТЕОРИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
Глава I. Основные схемы и параметры ракетных двигателей	5
1. 1. Определение и принципы действия ракетных двигателей	5
1. 2. Основные требования к ракетному двигателю	16
1. 3. Тяга двигателя. Удельные параметры	19
Глава II. Цикл и коэффициенты полезного действия ракетного двигателя	28
2. 1. Идеальный цикл. Термический к. п. д. и максимальная скорость истечения газов	28
2. 2. Особенности действительного процесса. Коэффициенты полезного действия	32
2. 3. Коэффициенты полезного действия двигателя в полете	37
2. 4. Суммарный импульс. Удельный импульс камеры	44
Глава III. Жидкие ракетные топлива	47
3. 1. Общие положения	47
3. 2. Требования к ракетным топливам	50
3. 3. Эффективность элементов как компонентов ракетных топлив	53
3. 4. Жидкие топлива раздельной подачи	57
3. 5. Жидкие унитарные топлива	68
Глава IV. Процессы в камерах сгорания ЖРД	72
4. 1. Общая картина процесса в камере сгорания	72
4. 2. Форсунки ЖРД	76
4. 3. Распыливание	79
4. 4. Смещение компонентов	84
4. 5. Размеры головки и камеры сгорания	89
4. 6. Форма камеры сгорания	92
Глава V. Основы процесса в ракетных двигателях твердого топлива	94
5. 1. Топлива	94
5. 2. Схема процесса в простейшем РДТТ	102
5. 3. Скорость горения твердых топлив	104
5. 4. Эрозийное горение	109
5. 5. Равновесное давление в камере	112
5. 6. Схемы горения твердых топлив	113
5. 7. Регулирование тяги. Реверс	119
5. 8. Ненормальности в работе двигателя	122
5. 9. Основные требования к твердому топливу	124

	<i>Стр.</i>
Глава VI. Неустойчивые процессы	126
6. 1. Общие положения	126
6. 2. Низкочастотная неустойчивость процесса в ЖРД	127
6. 3. Высокочастотная неустойчивость процесса в ЖРД	132
6. 4. Неустойчивость процесса в РДТТ	136
Глава VII. Процесс в соплах ракетных двигателей	139
7. 1. Изменение параметров газа вдоль сопла	140
7. 2. Потери в сопле	144
7. 3. Тяга и удельная тяга на различных режимах работы сопла	147
7. 4. Особенности течения в соплах гетерогенной смеси продуктов сгорания	150
Глава VIII. Термодинамический расчет горения и истечения в ракетных двигателях	154
8. 1. Общие положения	154
8. 2. Элементарный состав. Условная химическая формула	156
8. 3. Теоретическое соотношение компонентов χ_0	157
8. 4. Состав продуктов сгорания	160
8. 5. Расчет состава продуктов сгорания	164
8. 6. Энтальпия исходных веществ и продуктов сгорания	168
8. 7. Определение температуры сгорания	171
8. 8. Термодинамический расчет процесса истечения из сопла	174
8. 9. Особенности термодинамического расчета при наличии конденсированной фазы в продуктах сгорания	178
8. 10. Результаты термодинамических расчетов и их анализ	179
Глава IX. Характеристики ракетных двигателей	186
9. 1. Характеристика ракетного двигателя по давлению в камере	187
9. 2. Высотная характеристика	193
9. 3. Особенности дросселирования тяги ЖРД	195
9. 4. Эффективная удельная тяга ЖРД	197
Глава X. Теплообмен в ЖРД	201
10. 1. Теплообмен между газом и стенками двигателя	201
10. 2. Методы охлаждения ЖРД	211
10. 3. Внутреннее охлаждение	213
10. 4. Внешнее проточное охлаждение	218
Глава XI. Применение ядерной энергии в ракетных двигателях	231
11. 1. Основные сведения	231
11. 2. Основные сведения о реакторах	245
11. 3. Мощность реактора. Управление. Экранировка. Пуск	256
11. 4. Схемы ядерных ракетных двигателей	266
11. 5. Сравнение ракет на химической и ядерной энергии	274

ЧАСТЬ II

КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ И АВТОМАТИКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Глава XII. Конструкция камер ЖРД	278
12. 1. Головки камер	279
12. 2. Конструкция форсунок	291
12. 3. Конструкция камер сгорания и сопел	295
12. 4. Системы охлаждения камер ЖРД	303
12. 5. Пусковые устройства	305
Глава XIII. Прочность камер ЖРД и вибрация стенок	307
13. 1. Условия нагружения стенок камер и расчетная схема	307

13. 2. Соотношения между напряжениями и деформациями двухстенной оболочки, работающей в упругопластической области	311
13. 3. Расчет на прочность двухстенных камер	314
13. 4. Колебания камер ЖРД	318
Глава XIV. Турбонасосные агрегаты ЖРД	327
14. 1. Компонировочные схемы ТНА	327
14. 2. Конструкция центробежных насосов	333
14. 3. Конструкция турбин ТНА	339
14. 4. Подшипники и смазка ТНА	347
14. 5. Уплотнения валов ТНА	349
14. 6. Прочность лопаток турбин и осевых насосов ТНА	354
14. 7. Колебания лопаток	365
14. 8. Прочность дисков турбин и центробежных насосов	370
14. 9. Колебания дисков	374
Глава XV. Элементы систем топливопитания	377
15. 1. Газовые аккумуляторы давления и аккумуляторы давления со сжиженными газами	377
15. 2. Пороховые аккумуляторы давления и стартеры ТНА	378
15. 3. Газогенераторы	381
15. 4. Клапаны систем топливопитания	388
15. 5. Редукторы давления	395
15. 6. Трубопроводы. Дополнительные агрегаты систем топливопитания ЖРД	400
Глава XVI. Основные сведения по системам автоматического управления и регулирования ЖРД	403
16. 1. Требования к системам автоматического регулирования и управления ЖРД	403
16. 2. ЖРД как объект автоматического управления	408
Глава XVII. Системы автоматического регулирования ЖРД	433
17. 1. Автоматическое регулирование ЖРД с вытеснительной системой подачи компонентов	433
17. 2. Автоматическое регулирование ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива и однокомпонентным газогенератором	438
17. 3. Автоматическое регулирование тяги двигателя с двухкомпонентным газогенератором	439
17. 4. Системы регулирования тяги и соотношения компонентов топлива для ЖРД	442
17. 5. Частные производные передаточных функций и частотных характеристик системы регулирования по динамическим параметрам регуляторов	448
17. 6. Выбор динамических параметров регуляторов при заданных технических условиях для системы автоматического регулирования	450
17. 7. Расчет точности систем автоматического регулирования	450
Глава XVIII. Конструкция, прочность элементов и регулирование РДТТ	471
18. 1. Конструкция элементов камер РДТТ	472
18. 2. Конструкция топливных зарядов и воспламенителей	485
18. 3. Прочность камер РДТТ	493
18. 4. Настройка и регулирование РДТТ	499
Л и т е р а т у р а	507

*Тигран Меликсетович Мелькумов,
Нерсес Иванович Мелик-Пашаев,
Петр Георгиевич Чистяков,
Александр Георгиевич Шиуков*

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Корректор *А. И. Карамышкина*
Редактор издательства *А. А. Степанова*
Техн. редактор *Н. Н. Скотникова*

Г-52327 Сдано в набор 2/XI 1967 г.
Подписано в печать 8/VI 1968 г.
Формат 60×90^{1/16} Печ. л. 32,0 Уч.-изд. л. 31,40
Бум. л. 16,00. Бумага № 1 Тираж 5000 экз.
Цена 2 р. 51 к. Тем. план 1967 г. № 170
Заказ 1356

Издательство «Машиностроение», Москва, К-51, .
Петровка, 24
Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7. Тип. заказ 2589