

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР
КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени С. П. КОРОЛЕВА

В. А. БОРИСОВ

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Учебное пособие

УДК 629.7.03 (01)

Борисов В. А. *Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебное пособие.* — Куйбышев: КуАИ, 1982. — 72 с.

В учебном пособии рассмотрены вопросы конструкции и проектирования ракетных двигателей твердого топлива. С учетом данных отечественной и зарубежной литературы систематизирован материал о современных, перспективных конструкциях элементов РДТТ. При изложении вопросов проектирования основное внимание уделено прочностным расчетам.

Учебное пособие предназначено для студентов 4 и 5 курсов специальности 0538.

Темплан 1982, поз. 72.

Под редакцией к. т. н. доц. В. А. Котельникова

Рецензенты В. Н. Орлов, Г. А. Игнатов

Рассмотрено и утверждено редакционно-издательским советом института 13.11.80 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	4
1. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С РДТТ	7
1.1. Особенности двигательных установок с РДТТ	7
1.2. Система управления двигателем	7
1.2.1. Предстартовое регулирование двигателя	9
1.2.2. Управление направлением вектора тяги	10
1.3. Система запуска	12
1.4. Система выключения двигателя	16
2. КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	19
2.1. Конструктивные схемы камеры	19
2.2. Корпус камеры сгорания	20
2.2.1. Несущая конструкция корпуса	21
2.2.2. Теплозащита корпуса	24
2.3. Сопловой блок	26
2.3.1. Неподвижные сопла	26
2.3.2. Качающиеся и поворотные сопла	27
2.3.3. Регулируемые сопла	30
2.3.4. Теплозащита сопел	31
2.4. Вспомогательные устройства	35
3. КОНСТРУКЦИЯ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ	37
3.1. Условия работы и требования	37
3.2. Виды топливных зарядов	38
4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ РДТТ	43
4.1. Общие положения	43
4.2. Выбор способа теплозащиты элементов РДТТ	45
4.3. Расчет прочности элементов конструкции	51
4.3.1. Прочность обечайки	53
4.3.2. Прочность днищ	61
4.4. Прочность топливных зарядов	64
Литература	67
Приложения	69

ВВЕДЕНИЕ

Ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) используются уже несколько столетий. Долгое время топливом для них служили различные сорта дымного пороха, представляющего собой механическую смесь веществ, содержащих окислитель и горючее. В 1921—1928 гг. в нашей стране впервые в мире были созданы ракеты на нитроцеллюлозном топливе, имеющем более высокие энергетические характеристики, чем дымный порох. В дальнейшем на этой основе были разработаны ракеты «Катюш», которые широко использовались в Великой Отечественной войне. Этот вид твердого топлива применяется и в настоящее время, особенно в РДТТ малых и средних тяг.

После Отечественной войны были разработаны новые смесевые топлива, отличающиеся высокими энергетическими характеристиками и позволяющие получать заряды практически любых размеров методом отливки. В результате этого оказалось возможным использовать РДТТ в крупных баллистических ракетах. Особенно широкое применение РДТТ нашли в ракетах военного назначения. Например, в настоящее время почти все боевые ракеты США оснащены РДТТ.

В зависимости от назначения РДТТ классифицируются следующим образом.

Маршевые (основные) РДТТ применяются в баллистических и зенитных ракетах, а также в управляемых и неуправляемых снарядах. Маршевые двигатели обеспечивают основной разгон летательного аппарата и, если необходимо, поддерживают его скорость в заданных пределах. Продолжительность их работы обычно существенно больше по сравнению с остальными двигателями, размещенными на борту. Маршевые двигатели баллистических ракет отличаются большими габаритами и сложностью. В то же время маршевые двигатели неуправляемых снарядов конструктивно весьма просты.

Вспомогательные РДТТ устанавливаются на летательных аппаратах дополнительно к основным. Они могут использоваться в качестве стартовых, управляющих, тормозных, спасательных, а также для других целей. Широкое распространение получили стартовые РДТТ, к которым относятся стартовые ускорители (СУ). Они обеспечивают начальный разгон летательного аппарата до определенной скорости и часто применяются для взлета аппаратов с двигательной установкой другого типа, например, ракет с ЖРД или самолетов с ТРД или ПВРД.

Для снижения расходов на изготовление СУ их стремятся многократно использовать. Основное требование к вспомогательным РДТТ — высокая надежность.

Ракетные двигатели твердого топлива имеют по сравнению с ЖРД следующие основные преимущества:

- 1) простота конструкции и эксплуатации;
- 2) высокая надежность действия;
- 3) постоянная готовность к пуску (высокая боеготовность);
- 4) более низкая стоимость разработки и изготовления.

Первое из этих преимуществ объясняется отсутствием в РДТТ системы топливоподдачи и громоздкого наземного заправочного оборудования. Второе преимущество является следствием первого, оно объясняется меньшим числом деталей двигателя, особенно подвижных, так как отсутствуют многие управляющие и регулирующие устройства. Высокая боеготовность РДТТ обусловлена тем, что двигатель постоянно находится в заправленном состоянии и готов к использованию, а гарантийный срок хранения современных крупных РДТТ в шахтах (следовательно, при постоянной температуре) составляет 15 лет и более [1]. Стоимость разработки двигателя в большой степени связана с числом его испытаний, необходимых для достижения заданной степени надежности. Из рис. 1 видно, что по этому фактору РДТТ значительно превосходят ЖРД [2].

Однако РДТТ присущи и существенные недостатки.

1. Относительно низкий удельный импульс тяги. Величина его в пустоте в настоящее время не превосходит 2750 Н·с/кг (280 с), а для ЖРД доходит до 3900 Н·с/кг (400 с) и выше.

2. Малое по сравнению с ЖРД время работы двигателя. Наибольшая продолжительность работы современных маршевых РДТТ составляет 90—150 с и ограничена работоспособностью сопла, не имеющего проточного охлаждения.

3. Зависимость характеристик двигателя от условий окружающей среды (температуры и влажности).

4. Сложность управления вектором силы тяги двигателя и обеспечения его многократного запуска.

Эти недостатки ограничивают применение РДТТ. В космических ракетоносителях используются преимущественно ЖРД.

Перспективы развития ракет с РДТТ связаны с созданием новых смесевых топлив, позволяющих увеличить удельный импульс тяги, и уменьшением массы конструкции ракеты.

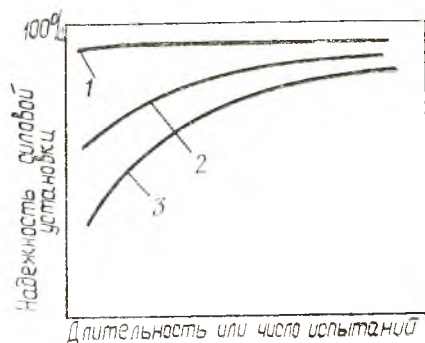


Рис. 1. Зависимость фактора надежности от числа летных испытаний в процессе отработки: 1 — РДТТ; 2 — ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива; 3 — ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива

Первое направление заключается в применении более эффективных твердых окислителей и горючих. В качестве перспективных горючих рассматриваются фторполимеры, такие как тефлон (аналог фторопласта — 4). Они обладают высокой механической прочностью и эластичностью, а их продукты сгорания — высокой энthalпией на единицу массы топлива. Рассматривается замена порошкообразного алюминия, используемого в качестве составной части горючего, бериллием. При этом ожидается увеличение удельного импульса тяги до $2950 \text{ Н}\cdot\text{с}/\text{кг}$ (300 с). Однако металлический бериллий весьма дорог, а продукты сгорания топлива, содержащего бериллий, обладают высокой токсичностью.

Уменьшение массы конструкции прежде всего связано с применением более высокопрочных материалов, совершенствованием самой конструкции и методов ее расчета.

Ожидается широкое применение в РДТТ композитных материалов и мартенситостареющих сталей (они упрочняются при старении без термообработки в печах), большое значение придается конструктивному совершенствованию сопла, теплозащиты и системы управления. Уменьшение габаритов и массы конструкции может быть также достигнуто увеличением плотности твердого топлива. Современные смесевые топлива имеют плотность до $1,8 \cdot 10^3 \text{ кг}/\text{м}^3$. Добавки металлов позволяют повысить не только энергетические характеристики топлива, но и его плотность, которую предполагается довести до $2 \cdot 10^3 \text{ кг}/\text{м}^3$ [3].

Направления совершенствования РДТТ можно проследить, рассматривая особенности модификаций некоторых серийных ракет (см. табл. 1 и 2, приложение).

Как видно из таблиц, улучшение тактико-технических данных рассматриваемых ракет в значительной степени обеспечивалось совершенствованием конструкции РДТТ: расширением применения композитных материалов (стеклопластика), установкой соплового блока с одним соплом вместо четырех (это снижает потери импульса тяги) и использованием для управления вектором тяги поворотных сопел и впрыска жидкости в закритическую часть сопла.

Системы управления запуском и выключением двигателя представляют собой электросистемы, которые воздействуют на исполнительные устройства с помощью пиропатронов и электродетонаторов.

Пневматические и гидравлические системы в РДТТ используются обычно только в системах управления вектором тяги. Источниками энергии при этом могут быть различные аккумуляторы давления (см. рис. 5).

При компоновке двигательной установки устройства системы управления вектором тяги обычно размещают на заднем днище рядом с сопловым блоком. Системы управления запуском и выключением часто монтируются на переднем днище в переходном отсеке. Коммуникации от переднего днища к заднему прокладываются снаружи камеры двигателя и прикрываются обтекателями.

По сравнению с ЖРД двигательная установка с РДТТ отличается простотой.

Совершенство конструкции РДТТ принято оценивать коэффициентом массового совершенства α , представляющим собой отношение массы снаряженного РДТТ к массе топливного заряда. Если в настоящее время $\alpha = 0,08—0,1$, то в недалеком будущем ожидается снижение его величины до $\alpha = 0,04—0,06$ [4,5].

1. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С РДТТ

1.1. ОСОБЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК С РДТТ

Двигатель вместе с системами, обеспечивающими его работу, называют двигательной установкой. В двигательную установку с РДТТ кроме самого двигателя, включающего камеру с твердым топливом, могут входить системы управления двигателем, системы запуска и выключения двигателя.

1.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Эта система осуществляет изменение и регулирование величины и направления силы тяги. В большинстве случаев необходимый закон изменения величины тяги по времени обеспечивается только соответствующим профилированием заряда. При этом заданная тяга выдерживается с меньшей точностью, чем в ЖРД. Даже при одинаковой начальной температуре заряда разброс величины силы тяги РДТТ составляет около 5% (из них 3% вследствие колебания химического состава топлива и 2% в результате различия в снаряжении отдельных камер [4]). Тем не менее при использовании совершенной инерциальной системы управления ракетой можно выбрать момент выключения двигателя таким образом, чтобы и в этом случае обеспечить полет по заданной траектории с приемлемой точностью. Однако при этом возрастает масса и стоимость аппаратуры управления и одновременно снижается ее надежность.

Поэтому разработчики стремятся уменьшить допуск на величину тяги РДТТ и с этой целью проводят исследования систем автоматического регулирования величины силы тяги, которые обеспечивали бы компенсацию случайных отклонений тяги от заданной величины. В качестве датчика таких систем может служить интегратор продольных ускорений, который посылает сигнал на исполни-

тельные органы в зависимости от величины измеряемого ускорения.

Сложную проблему представляет собой создание надежно действующих и имеющих малую массу исполнительных органов. В настоящее время рассматриваются следующие методы плавного регулирования тяги РДТТ.

Изменение величины силы тяги путем изменения площади критического сечения сопла. Добиться этого можно установкой в критическом сечении профилированного центрального тела, которое может перемещаться с помощью гидропривода вдоль оси двигателя (рис. 2, а). Во время испытаний такой способ позволял изменять величину тяги примерно на 30% от номинального значения [4]. При максимальном втягивании центрального тела в камеру площадь критического сечения значительно возрастала и вследствие падения давления в камере сгорания двигатель выключался. Основным недостатком такого способа регулирования является сложность теплозащиты центрального тела и сопла.

Поэтому перспективным считается газодинамический способ изменения площади критического сечения путем вдува вспомогательного газа через кольцевую щель (рис. 2, б). Источником газа может служить сама камера РДТТ, давление в которой выше, чем в критическом сечении. Однако вследствие высокой температуры продуктов сгорания такую схему регулирования выполнить сложно. При вдуве холодного вспомогательного газа можно одновременно охлаждать сопло, но требуется дополнительный баллон со сжатым газом.

Общим недостатком рассмотренных способов является то, что при регулировании площади критического сечения меняется давление в камере сгорания. Вследствие зависимости скорости горения твердого топлива от давления необходим очень сложный закон ре-

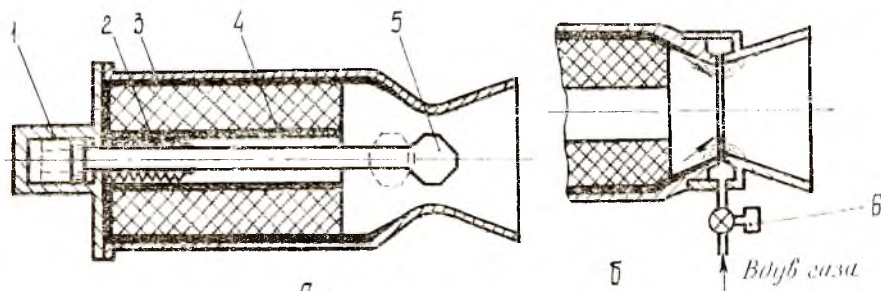


Рис. 2. Схема механического (а) и газодинамического (б) изменения площади критического сечения сопла: 1 — гидроцилиндр; 2 — защитная манжета; 3 — теплозащитное покрытие; 4 — бронированное покрытие; 5 — центральное тело; б — регулятор расхода газа

гулирования. Обычно уменьшение одной только площади критического сечения приводит к увеличению тяги двигателя.

К новым методам регулирования относят изменение тяги с помощью отвода части продуктов сгорания из сопла в противоположные стороны с истечением, перпендикулярным продольной оси двигателя. При этом изменение величины тяги достигается за счет уменьшения или увеличения массового расхода продуктов сгорания в осевом направлении. Схема необходимого для этого устройства показана на рис. 3. При повороте кольца *1* изменяется площадь проходного сечения радиальных отверстий в сопле и расход отводимых газов. Отверстия в критическом сечении должны обеспечивать симметрию отвода.

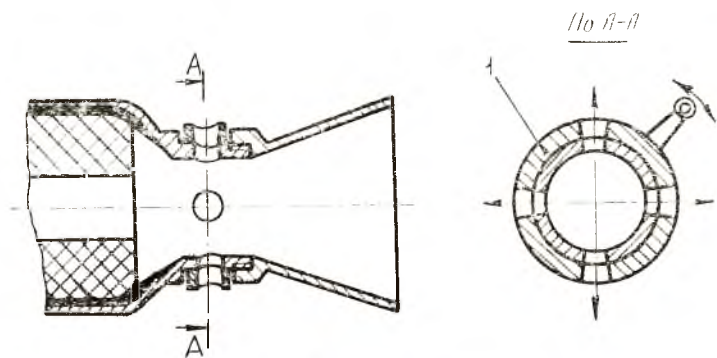


Рис. 3. Схема газоотводного устройства

1.2.1. Предстартовое регулирование двигателя

Большое влияние на разброс величины силы тяги РДТТ оказывают изменения начальной температуры заряда, вызываемые колебанием температуры окружающей среды и приводящие к изменению скорости горения твердого топлива¹. Например, для некоторых топлив изменение температуры заряда на 50К может привести к изменению тяги на 30% [4].

Для устранения влияния начальной температуры на параметры двигателя проводится предстартовое регулирование или настройка, которую обычно делают таким образом, чтобы обеспечить оди-

¹ Зависимость скорости горения твердого топлива от начальной температуры объясняется его малой теплопроводностью ($\sim 0,17$ Вт/м·К). В результате этого при горении прогревается только очень тонкий слой топлива ($\sim 0,1$ мм), в котором и происходит превращение его в газообразное состояние. Чем ниже начальная температура топлива, тем больше надо тепла и времени для процессов в поверхностном слое, что приводит к уменьшению скорости горения.

наковое во всех случаях, максимально допустимое из условия прочности давление в камере сгорания. При этом достигается минимальная масса конструкции.

Предстартовое регулирование обычно осуществляется путем изменения площади критического сечения сопла. Оно может быть ступенчатым или плавным. Для ступенчатого изменения площади критического сечения используют набор сменных сопел. Плавное изменение площади критического сечения осуществляется при помощи профилированного центрального тела, установленного в критическом сечении и передвигаемого перед запуском двигателя в соответствии с окружающей температурой.

Необходимо отметить, что настройка на постоянство давления не обеспечивает постоянства тяги двигателя. Способов одновременного получения постоянства давления и тяги практически нет, если не считать предстартового термостатирования двигателя, при котором обеспечивается расчетная начальная температура. Термостатирование часто применяется для ракет, установленных в шахтах или контейнерах. Например, американская ракета «Минитмен» находится в шахтах при постоянной температуре 21°C [6].

1.2.2. Управление направлением вектора тяги

Управляемые ракеты нуждаются в непрерывном регулировании вектора тяги по направлению. Выполняется оно системой управления ракетой совместно с исполнительными органами, к которым предъявляются следующие требования. Они должны:

- обеспечивать достаточные по величине управляющие силы;
- иметь высокую надежность при минимальных массе и габаритах;

- минимально снижать удельный импульс тяги;

- быть простыми по конструкции и удобными в эксплуатации.

В баллистических и космических ракетах основные исполнительные органы работают на газодинамическом принципе, при котором для создания управляющих усилий используется струя продуктов сгорания самого ракетного двигателя. Схемы часто применяемых в РДТТ устройств для отклонения вектора тяги показаны на рис. 4. В настоящее время считается, что управление с помощью качающихся (г) или поворотных (д) сопел, а также путем вдува газа или жидкости (е, ж) в наибольшей степени отвечает приведенным выше требованиям.

Качающее сопло имеет подвижное соединение в сужающейся части сопла, а поворотное — в зоне камеры сгорания. Сопла могут поворачиваться от среднего положения на угол до 8—10° в одной или взаимно перпендикулярных плоскостях. Эти сопла обеспечивают

небольшие потери тяги и создают значительные управляющие усилия.

В настоящее время усиленно разрабатывается и внедряется управление вектором тяги путем впрыска жидкости или вдува газа в сверхзвуковую часть сопла (е, ж). Перед вводимой струей возникает ударная волна почти конической формы, которая расширяется к срезу сопла. При прохождении потока продуктов сгорания

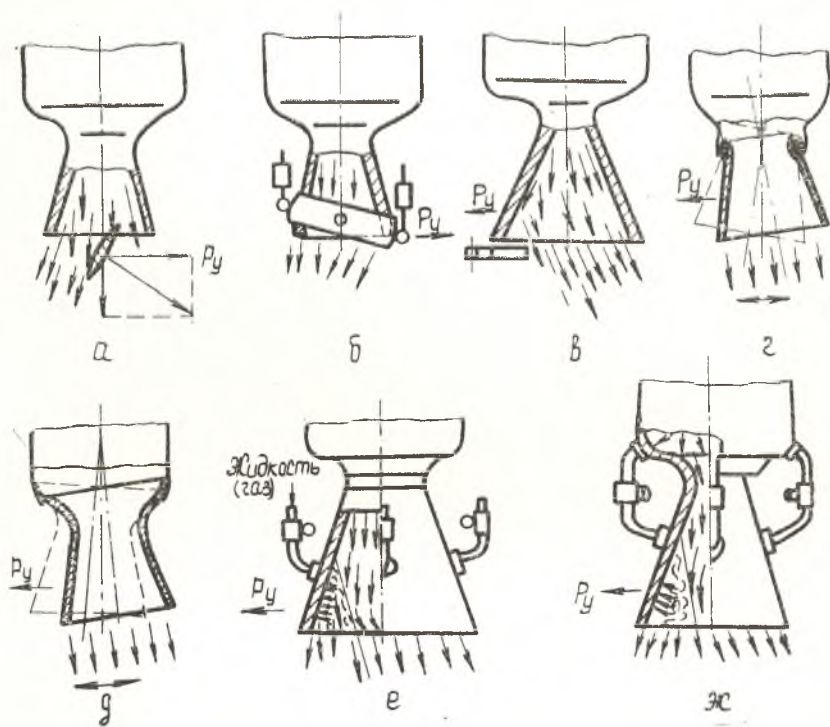
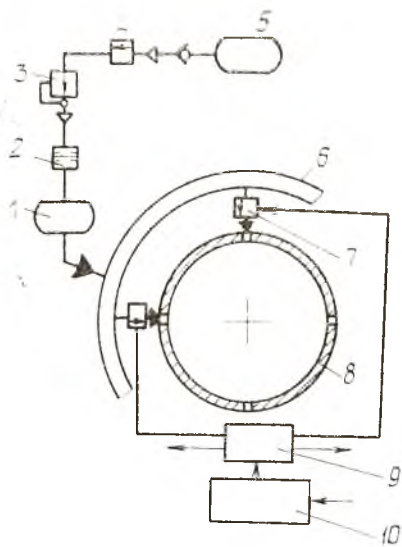


Рис. 4. Схемы устройств для управления вектором тяги по направлению: а — газовыми рулями; б — периферийным рулем; в — управляющими щитками; г — качающим соплом; д — поворотным соплом; е — впуском жидкости; ж — перепуском газа из камеры сгорания

через скачок уплотнения статическое давление в потоке возрастает. Поэтому на участок сопла, ограниченный скачком уплотнения, действует более высокое статическое давление, чем на остальную часть сопла, что создает боковую силу. На рис. 5 показана схема системы управления вектором тяги в этом случае. Достоинствами этого метода управления являются отсутствие механических элементов, находящихся в высокотемпературной струе, и неподвиж-



ность сопла. Недостатком можно считать наличие на борту дополнительного компонента. При использовании для вдува продуктов сгорания, отбираемых из камеры двигателя, в тяжелых условиях оказываются регулирующие клапаны, в результате чего надежность системы падает.

Рис. 5. Схема системы управления вектором тяги путем впрыска жидкости в сопло: 1 — баллон с жидкостью; 2 — прорывная мембрана; 3 — редуктор давления; 4 — запорный клапан; 5 — газовый аккумулятор давления; 6 — коллектор; 7 — клапан управления впрыском; 8 — сопло двигателя; 9 — регулятор вектора тяги; 10 — система управления

1.3. СИСТЕМА ЗАПУСКА

Система запуска РДТТ состоит из инициирующего, предохранительно-пускового и воспламенительного устройств, а также электросистемы, обеспечивающей их срабатывание.

Инициирующее устройство предназначено для зажигания воспламенительного устройства (воспламенителя), которое обеспечивает воспламенение основного заряда и устойчивый выход двигателя на режим. Для защиты системы от случайного срабатывания и для обеспечения запуска только по команде служит предохранительно-пусковое устройство.

Инициирующее устройство обычно выполняется в виде пиропатрона (рис. 6, а), в корпусе которого находится один или несколько электродов, разделенных изолятором. Роль одного из электродов может выполнять металлический корпус. Электроды соединены между собой нитью накалывания, которая помещена в легковоспламеняющийся пиросостав. Для повышения чувствительности к тепловому импульсу на нить накалывания наносится капелька смеси роданистого свинца и бертолетовой соли [7]. При включении тока вначале загорается пиросостав, затем передаточный заряд; газы прорывают мембрану и зажигают заряд воспламенителя. Пиропатроны могут использоваться и для воспламенения непосредственно заряда основного топлива РДТТ малых тяг. Пиропатроны, предназначенные для воспламенения зарядов и смонти-

рованные в корпусе с резьбой, часто называют пиросвечами (рис. 6, б).

Основной частью воспламенителя является пиротехнический заряд, тепловая мощность которого должна быть достаточной для воспламенения и стабильного начального горения основного топлива. При слабом воспламенителе возможны отказы в воспламенении заряда, затягивается выход двигателя на режим. При мощном воспламенителе возможны забросы давления, опасные для конструкции.

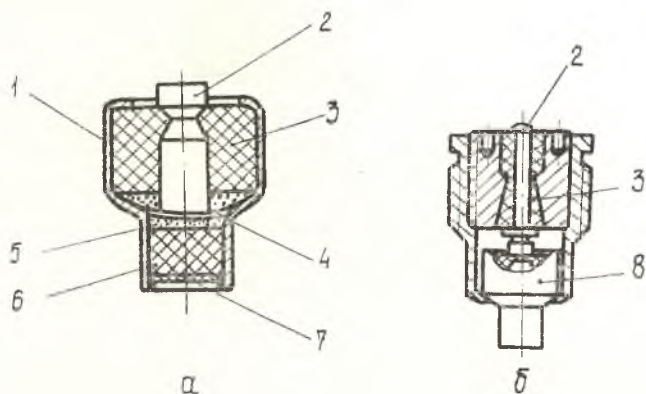


Рис. 6. Конструкция пиропатрона (а) и пиросвечи (б): 1 — корпус; 2 — электрод; 3 — изолятор; 4 — нить накаливания; 5 — легковоспламеняющийся пиростав; 6 — передаточный пирозаряд; 7 — мембрана; 8 — пиропатрон

Время горения воспламенителя должно быть больше периода задержки воспламенения основного топлива (0,01—0,35 с [8]).

Воспламенители устанавливаются на переднем, заднем днище или в канале заряда. Желательно, чтобы горячие газы из воспламенителя попадали на возможно большую часть поверхности заряда основного топлива. При удачном размещении воспламенителя возможно снижение его мощности.

По конструктивному выполнению воспламенители весьма различны.

Для запуска двигателей малой и средней тяги широко применяются воспламенители, получившие название воспламенительных зарядов. Они состоят из корпуса с прожигаемыми отверстиями, в котором находится пиротехнический состав. Часто корпус штампуется из тонкого алюминиевого листа, а пробитые в нем отверстия заклеиваются тканью. Корпус может представлять собой проволочную корзину, ячейки которой залиты пластмассой (рис. 7).

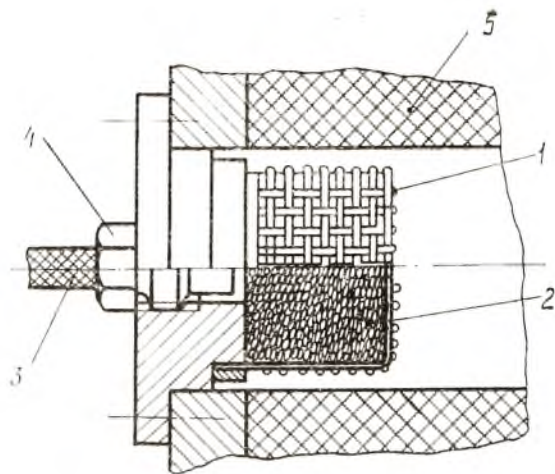


Рис. 7. Воспламенительный заряд: 1 — проволочная корзинка; 2 — заряд воспламенителя; 3 — кабель; 4 — пиросвеча; 5 — заряд основного топлива

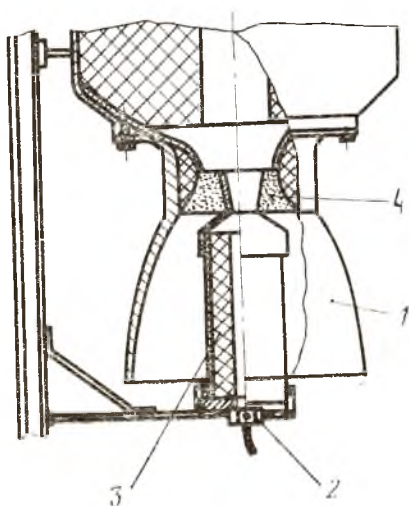


Рис. 8. Установка воспламенительной камеры в сопле: 1 — сопло двигателя; 2 — воспламенитель воспламенительной камеры; 3 — заряд воспламенительной камеры; 4 — пластмассовая заглушка

Размещаются воспламенительные заряды на переднем днище камеры, а в случае установки нескольких зарядов часть их может быть размещена и на заднем днище.

Для запуска двигателей больших тяг применяют воспламенительные камеры, которые представляют собой маленький двигатель твердого топлива с соплом (рис. 8). В камере воспламенителя находятся заряд из высококалорийного топлива и собственный воспламенитель, в качестве которого может использоваться пиросвеча. Устанавливаются воспламенительные камеры на переднем днище или в сопле двигателя. Расположение воспламенительной камеры в сопле двигателя позволяет быстро

поднять давление в основной камере, если сопло двигателя заглушено. После срабатывания воспламенителя он вылетает из сопла. Поэтому без ущерба для полезной нагрузки он может быть выполнен массивным. Воспламенительные камеры могут достигать значительных размеров. Например, в США разработана воспламенительная камера диаметром 0,76 м и длиной 4 м. Тяга этой камеры составляет 113 т, а продолжительность работы 0,7 с [4].

Другие конструкции воспламенителей обусловлены особенностями конструкции и условий эксплуатации двигателей.

В разрабатываемых РДТТ многократного включения система запуска сложнее и имеет несколько воспламенителей (рис. 9). Каждый из них состоит из прочного корпуса 5 с зарядом 4 и сопла 2, закрытого прорывной диафрагмой 3. Диафрагма рассчитана таким образом, чтобы она выдерживала давление газов в камере двигателя, но прорывалась давлением газов при включении воспламенителя. Осколки диафрагмы не должны выбрасываться в камеру сгорания, так как они могут повредить топливный заряд и сопло двигателя. Это достигается расположением насечек на поверхности диафрагмы, по которым происходит ее разрыв. Для защиты от нагрева на поверхность диафрагмы наносится слой силиконовой ре-

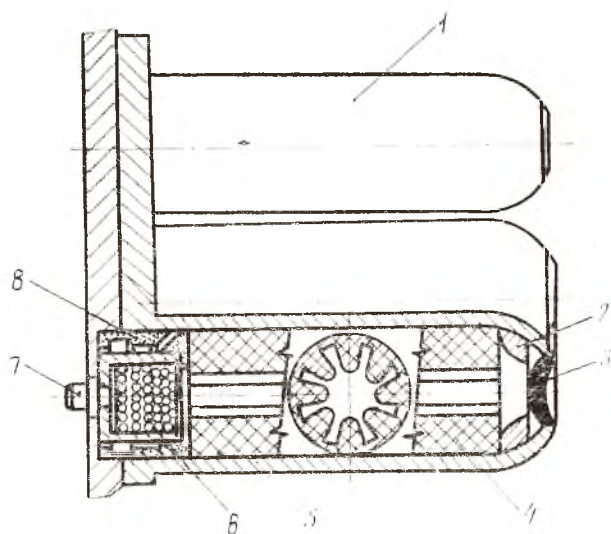


Рис. 9. Воспламенительное устройство многократного включения: 1 — воспламенитель (5 штук, расположенных по окружности); 2 — сопло; 3 — диафрагма; 4 — заряд воспламенителя; 5 — корпус; 6 — воспламенительный заряд; 7 — пиропатрон; 8 — амортизатор

зины. Для защиты от вибраций во время работы двигателя воспламенительный заряд установлен в амортизатор 8.

В связи с выгоранием топлива свободный объем в камере двигателя после каждого запуска увеличивается. Поэтому для создания в камере сгорания необходимого для запуска давления приходится регулировать площадь критического сечения сопла двигателя.

1.4. СИСТЕМА ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Эта система применяется в случаях, когда требуется прекратить работу двигателя при достижении ракетой заданной скорости или необходимо гашение заряда для повторного запуска. Система выключения всегда устанавливается на последней ступени межконтинентальных баллистических ракет, так как точность их полета в большой степени зависит от точности выдерживания заданной скорости в конце активного участка.

Основной частью системы выключения РДТТ является узел отсечки тяги. Кроме него, к этой системе относятся электродетонаторы, обеспечивающие срабатывание узла отсечки тяги, и управляющая электрическая система.

В настоящее время используются два метода отсечки тяги: нейтрализация действия тяги и гашение горящего заряда твердого топлива.

Первый метод заключается в том, что в определенный момент времени создается тяга, равная по величине, но противоположная по направлению нормально действующей тяге. Осуществляется это при помощи узла отсечки тяги, который представляет собой ряд сопел противотяги (рис. 10).

Во время работы двигателя сопла противотяги перекрыты и истечение продуктов сгорания происходит только через основное сопло. В момент отсечки двигателя взрывом электродетонатора 5 подрывается болт 4, удерживающий заглушку 3, которая выбрасывается давлением газа. Для теплозащиты заглушки и болта внутренняя полость сопла со стороны камеры сгорания заполняется теплоизолирующим веществом. Сопла противотяги обычно располагаются на переднем днище камеры. Действие тяги прекращается через 0,00005 с, что позволяет регулировать конечную скорость ракеты с точностью 10 м/с [3].

Второй метод выключения двигателя основан на полном прекращении горения заряда. Наиболее простой способ гашения заряда основан на быстром снижении давления в камере двигателя,

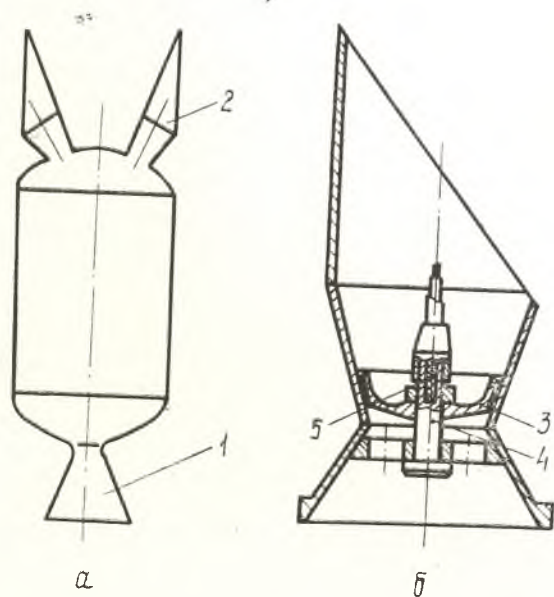


Рис. 10. Узел отсечки тяги с соплами противотяги: а — схема нейтрализации тяги; б — конструкция сопла противотяги: 1 — сопло двигателя; 2 — сопла противотяги; 3 — заглушка; 4 — болт; 5 — электродетонатор

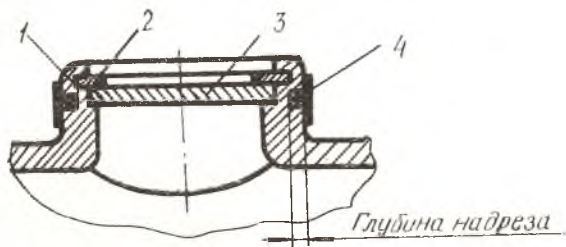


Рис. 11. Окно узла гашения заряда: 1 — обойма; 2 — кольца; 3 — крышка; 4 — детонирующий шнур

Опытным путем было обнаружено, что существует критическая величина скорости понижения давления в камере $(dp/d\tau)_{кр}$, обеспечивающая прекращение горения. Эта величина зависит от состава топлива и давления в камере.

Узел гашения заряда выполняется в виде нескольких одинаковых по размерам, симметрично расположенных на боковой стенке камеры окон, которые закрыты во время работы двигателя и открываются при подаче команды на выключение. Один из вариантов конструкции окон приведен на рис. 11. Глубина надреза на обойме и количество взрывчатого вещества подбираются таким образом, чтобы разделить обойму без повреждения корпуса двигателя. Такой способ выключения двигателя обеспечивает фиксацию скорости ракеты с точностью до 6—7 м/с.

При выключении двигателя вторым методом наблюдается импульс последствия тяги за счет истечения газов через основное сопло. Для снижения импульса последствия тяги можно одновременно со сбросом давления проводить ее нейтрализацию с помощью сопл противотяги. Предполагается, что таким способом можно будет обеспечить конечную скорость ракеты с точностью до 0,3 м/с.

В РДТТ неуправляемых ракет, а также в РДТТ стартовых ускорителей обычно используется самовыключение. При этом стремятся, чтобы выключение наступало при полном выгорании топлива и плавном падении давления. Однако иногда самовыключение сопровождается частичным разрушением заряда. После этого падение давления в камере не подчиняется определенному закону. Горение прекращается в результате снижения давления до определенной величины, и полного выгорания заряда не происходит. Такой режим самовыключения нежелателен, особенно для боевых ракет, так как приводит к большому разбросу значений скоростей в конце активного участка полета.

2. КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ

2.1. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ КАМЕРЫ

В камере двигателя размещаются заряд твердого топлива, воспламенитель и ряд вспомогательных устройств. Камера состоит из корпуса и соплового блока. Каждый из этих элементов имеет несущую конструкцию и теплозащиту. Камера должна обладать достаточной прочностью при внутреннем давлении 5—8 МПа (50—80 кгс/см²) и температуре продуктов сгорания 2500—3500 К. В то же время конструкция камеры должна быть простой, технологичной и иметь небольшую массу.

На конструкцию камеры большое влияние оказывает способ установки заряда, в зависимости от которого различают вкладной и укрепленный заряды.

Вкладной заряд (рис. 12) свободно вкладывается в камеру. Между его наружной поверхностью и корпусом камеры имеется зазор, который во время работы заполнен горячим газом. Поэтому в большинстве случаев стенки камеры сгорания должны иметь теплозащитное покрытие. Для центровки и удержания заряда внут-

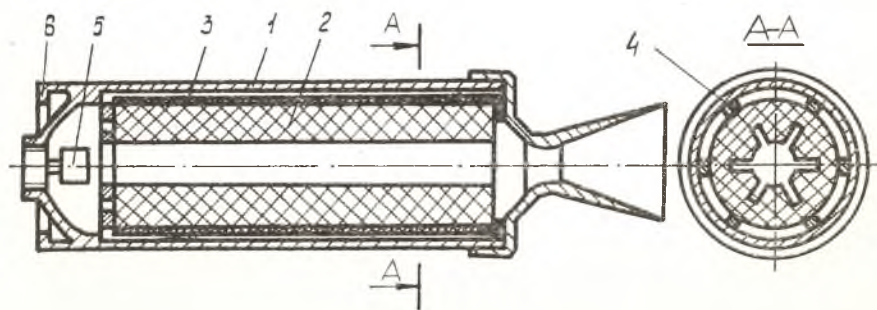


Рис. 12. Схема РДТТ с вкладным зарядом: 1 — корпус; 2 — заряд; 3 — бронировка; 4 — вкладыш; 5 — воспламенитель; 6 — узел стыковки

ри камеры применяют сопловые решетки или другие поддерживающие устройства. Преимуществом такой конструкции двигателя является возможность применения нитроцеллюлозных топлив и быстрой смены зарядов, недостатком — утяжеление конструкции. Коэффициент конструкции α для таких РДТТ равен 0,13—0,15 [9].

Скрепленный заряд (рис. 13) получается заливкой смесового топлива в камеру сгорания или плотно вставляется и приклеивается к стенкам камеры. При этом между зарядом и стенками камеры зазора нет. Горение заряда происходит по поверхности внутреннего канала. Горячие газы соприкасаются со стенками камеры только в местах, где нет заряда. Поэтому общая масса используемого теплозащитного покрытия невелика. В большинстве случаев нет необходимости в фиксации заряда при помощи решеток. Для изготовления корпуса могут использоваться легкие материалы: титан, алюминиевые сплавы и пластмассы. Все это позволяет значительно улучшить массовые характеристики двигателя ($\alpha = 0,1—0,12$). Однако такая конструкция менее универсальна, чем предыдущая, так как применима только при использовании смесового топлива, позволяющего отливать заряды больших размеров и обладающего достаточной эластичностью. РДТТ современных баллистических ракет выполняются именно по такой схеме.

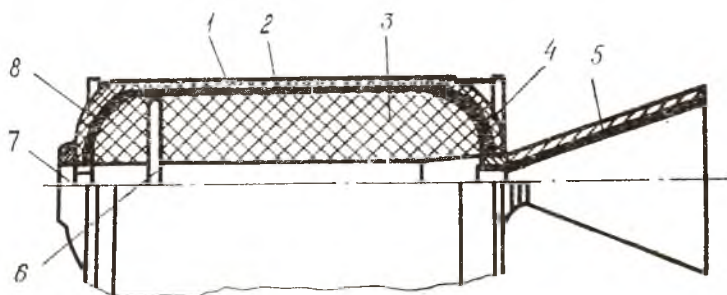


Рис. 13. Схема РДТТ со скрепленным зарядом: 1 — корпус из стеклопластика; 2 — теплоизоляция; 3 — заряд; 4 — заднее днище; 5 — сопло; 6 — поперечная прорезь; 7 — воспламенитель; 8 — переднее днище

2.2. КОРПУС КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Корпус камеры является силовым элементом, воспринимающим внутреннее давление и тепловые напряжения, которые возникают в результате его нагрева при горении заряда. Вместе с тем он является частью корпуса ракеты и воспринимает нагрузки, действующие на ракету во всех случаях ее эксплуатации.

2.2.1. Несущая конструкция корпуса

В большинстве случаев корпус выполняется в виде цилиндрической обечайки, закрытой с торцов передним и задним (сопловым) днищем. Опытным путем установлено, что минимальная масса корпуса (с учетом теплозащиты и массы межступенчатых отсеков) для заряда заданной массы получается при отношении длины корпуса к диаметру, равном 2—5 [10].

Днища могут выполняться заодно с цилиндрической частью и отдельно. В большинстве конструкций переднее днище выполняется отдельно. Обычно днища имеют выпуклую форму. Плоские днища обладают малой жесткостью и применяются только для корпусов небольшого диаметра.

Заднее днище и сопловой блок часто выполняются в виде единого узла (см. рис. 12). Оба днища используются для крепления устройств системы управления двигателем. На днищах могут быть расположены узлы стыковки с переходными отсеками, через которые передаются нагрузки от смежных ступеней, полезного груза или приборного отсека.

Масса корпуса составляет наибольшую часть массы конструкции двигателя. Поэтому для изготовления корпусов используют материалы с высокой удельной прочностью. В настоящее время применяют корпуса металлические и из композиционных материалов.

Металлические корпуса. Материалами для корпусов служат углеродистые или малолегированные легкосвариваемые стали, титановые или алюминиевые сплавы.

Металлические корпуса больших РДТТ изготавливают штамповкой отдельных деталей и их последующей сваркой. После сварки для уменьшения разностенности и повышения точности выдерживания внутреннего диаметра производится дополнительная механическая обработка, чаще раскатка. При этом упрочняются материал стенок и сварные швы. С целью упрочнения также проводят термообработку сваренных корпусов, включая закалку и отпуск. Однако размеры корпусов при этом ограничены возможностями имеющегося оборудования. Поэтому большое значение придается разработке никелевых мартенситостареющих сталей, упрочняемых старением.

Корпуса РДТТ небольших размеров изготавливаются из бесшовных труб раскаткой и точением.

Корпуса из композиционных материалов. Из композиционных материалов для изготовления корпусов часто используют стеклопластики, которые характеризуются высокой прочностью на растяжение и малой плотностью ($\sim 2 \text{ г/см}^3$).

Изготавливаются стеклопластиковые корпуса намоткой отдельных нитей или ленты из стеклоткани на соответствующую форму. Наиболее распространена спиральная намотка непрерывной стеклоленты, пропитанной смолой, на вращающуюся оправку. Такой способ позволяет сделать и днища заодно с обечайкой из стеклопластика, и получить корпус конструкции «кокон» (см. рис. 13). Технология изготовления корпусов из стеклопластика описана в литературе [11, 12].

Для присоединения съемного днища, заглушек и прочих крепежных деталей в процессе намотки в оболочку закладываются металлические элементы. Конструкция этих элементов должна быть такой, чтобы нагрузки, передаваемые на стеклопластик, были рассредоточенными и напряжения сдвига между слоями стеклопластика незначительными. Обеспечивается это увеличением площади опорной поверхности закладных элементов, а также выбором расстояния l (рис. 14). Масса закладной металлической арматуры доходит до 45% от общей массы корпуса [12].

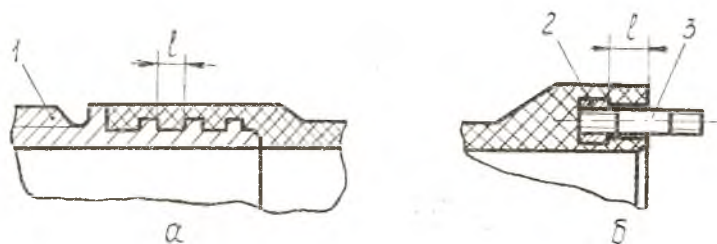


Рис. 14. Конструкция закладных элементов: *a* — для резьбового соединения; *б* — для фланцевого соединения: 1 — элемент с резьбой; 2 — закладное кольцо; 3 — шпилька

В связи с трудностью контроля изготовленных стеклопластиковых конструкций особое значение имеет отработка технологии изготовления, тщательный контроль исходных материалов и режимов технологического процесса.

В табл. 2.1 приведены некоторые параметры корпусов РДТТ первой ступени ракеты «Поларис» модификаций А-1 и А-3. Как видно, при использовании стеклопластика, несмотря на увеличение толщины стенки, масса корпуса существенно уменьшается.

Необходимо также отметить, что при отлаженной технологии стоимость стеклопластиковых корпусов меньше, чем металлических.

В настоящее время освоено изготовление стеклопластиковых корпусов относительно небольших размеров,

Таблица 2.1

Некоторые параметры корпусов РДТТ
первой ступени ракеты «Поларис» [4]

Модификация	Материал корпуса РДТТ	Плотность материала, г/см ³	Толщина стенки, мм	Масса корпуса без теплоизоляции, кг
А-1	Тонкостенный стальной корпус	7,8	5,6	862
А-3	Стеклопластик	2,0	8,1	433

Соединения корпусов. Разъемные соединения применяются для крепления отъемных днищ, сопел, приборных отсеков, различных люков и заглушек. Такие соединения необходимы также при использовании секционных РДТТ (разд. 3.2). Основное требование к разъемным соединениям корпусов заключается в том, чтобы они были герметичными и надежно передавали нагрузки, возникающие в полете при работе РДТТ.

При небольших диаметрах корпусов обычно применяют резьбовые соединения (рис. 15, а). Усилие затяжки в таких соединениях невелико, так как для их герметизации обычно используют резиновые кольца круглого сечения. При больших диаметрах наиболее

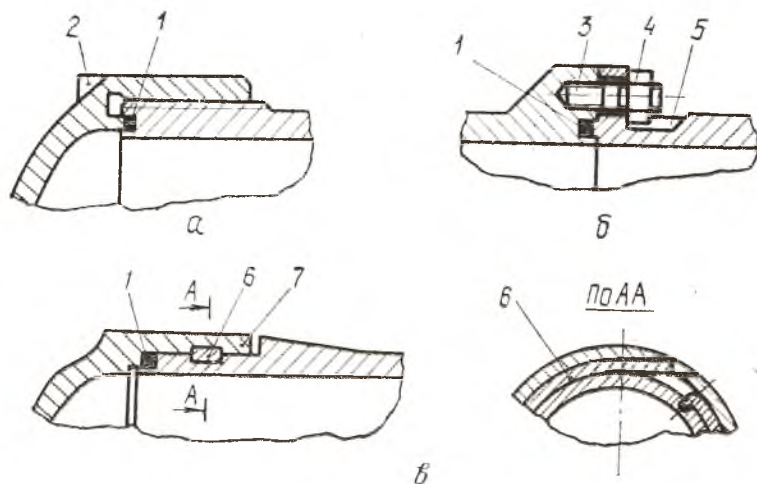


Рис. 15. Конструкция соединений: а — резьбового; б — фланцевого; в — шпоночного: 1 — уплотнительное кольцо; 2 — выступы под ключ; 3 — шпилька; 4 — гайка; 5 — углубление в стенке под ключ; 6 — шпонка; 7 — обойма

надежным является фланцевое соединение (рис. 15, б). Для улучшения аэродинамики корпуса выступание фланцев стремятся уменьшить. С этой целью гайки размещают в углублениях, выфрезерованных в стенке корпуса. Однако все равно в этом случае нарушение аэродинамики корпуса больше, чем при других соединениях. Кроме того, фланцевое соединение отличается большой массой и трудоемко в изготовлении. Поэтому, если позволяют условия прочности, применяют другие конструкции соединений. Например, шпоночное соединение (рис. 15, в) мало ухудшает аэродинамику корпуса. Осевое усилие здесь передается через кольцевую шпонку из мягкой стали. Эта шпонка при монтаже затягивается в соединении путем проворота корпуса относительно обоймы днища.

Контроль корпусов. Увеличение размеров двигателей и повышение требований к их надежности привели к необходимости разработки неразрушающих методов контроля корпусов. Таким путем достигается уменьшение отказов двигателя при контрольных испытаниях и в эксплуатации [10]. Для повышения надежности применяется сочетание нескольких методов контроля. Сварные швы контролируются рентгенографическим и ультразвуковым методами, а также проникающими красителями. Основной материал корпуса контролируется ультразвуковым методом и проникающими красителями.

Все корпуса проходят обязательно гидроопрессовку. Контрольное давление при этом должно быть не ниже 1,05 от максимально возможного давления в двигателе.

2.2.2. Теплозащита корпуса

Теплозащита корпусов обеспечивается теплозащитными покрытиями. Для металлических корпусов при небольшой продолжительности работы двигателя применяют теплоизолирующие покрытия, которые обладают низкой теплопроводностью и высокой температурой плавления. Они разделяются на напыляемые, обмазки и эмалевые. Напыляемые покрытия имеют небольшую толщину (0,1—0,5 мм) и наносятся пламенным или плазменным способом. Материалом покрытий служит окись алюминия (Al_2O_3) или двуокись циркония (ZrO_2). При кратковременной работе (менее 1 мин) оба покрытия допускают температуру до 3700 К [8]. Недостатком этих покрытий, называемых керамическими, является растрескивание и осыпание при больших деформациях деталей, на которые они нанесены. Для уменьшения хрупкости покрытия выполняют в виде обмазок, содержащих кроме Al_2O_3 и ZrO_2 асбест, слюду и клеющее вещество. Такие обмазки могут быть толщиной до нескольких миллиметров [13]. Жаростойкие эмали применяются для

защиты поверхности стенки от окисления. Теплозащитные свойства эмалей относительно низкие.

Для защиты стенок теплонапряженных корпусов при большом времени работы двигателя используют аблирующие теплозащитные покрытия, которые можно разделить на две группы—покрытия с поверхностным и внутренним уносом вещества.

Покрытия первой группы при действии высокой температуры разлагаются и разрушаются, начиная с поверхности. Толщина покрытия во время работы непрерывно уменьшается. Для изготовления их чаще всего используют армированные стекловолокном или асбестом каучуки. Заготовки покрытия обычно выполняются в виде листов, которые затем приклеиваются к внутренней поверхности корпуса. Такие покрытия имеют толщину от 2 до 300 мм [14].

Покрытия второй группы состоят из армировки и компонента, выполняющего роль теплопоглотителя. В качестве такого компонента наиболее часто используют термообработанные фенол-формальдегидные смолы. При термическом разложении их происходит коксование — образуется пористый обугленный слой и выделяется газ, диффундирующий к поверхности. Необходимая прочность обугленного слоя обеспечивается армировкой из асбестовой ткани, стекловолокна и др. Толщина зоны коксования во время работы двигателя непрерывно растет, в то время как толщина всего теплозащитного покрытия меняется незначительно. Достоинством покрытий второй группы является более высокая эрозионная стойкость. Поэтому они часто используются в конструкциях сопел двигателей.

Элементы теплозащитных покрытий второй группы изготавливают методом прессования в пресс-формах с последующей установкой в конструкцию. Возможно формование непосредственно в корпус двигателя. При этом часть конструкции вместе с теплозащитным покрытием необходимо помещать в печь для полимеризации смолы. В этом заключается недостаток рассматриваемых покрытий.

К теплозащитным покрытиям второй группы относят и конструкционные армированные пластмассы. Так, стеклопластик, из которого делают корпуса камеры, может одновременно выполнять и роль аблирующего покрытия. Однако в этой роли он уступает специально подобранным композициям.

Кроме перечисленных для защиты стенок корпуса применяют активные теплозащитные покрытия, которые представляют собой медленно горящее твердое топливо. При его сгорании образуются газы, увеличивающие тягу двигателя. К концу работы двигателя такое покрытие полностью выгорает.

2.3. СОПЛОВОЙ БЛОК

Конструктивно сопловой блок состоит из одного или нескольких сопел. Применение многосоплового блока (обычно из четырех сопел) вызвано стремлением уменьшить длину сопел и их массу. Кроме того, в этом случае для управления ракетой достаточно качания сопел только в одной плоскости и не нужны дополнительные устройства для управления по крену. Однако в многосопловом блоке потери скорости газового потока больше, а удельный импульс тяги меньше, чем в односопловом.

Для уменьшения длины камеры и длин переходных отсеков многоступенчатой ракеты применяются утопленные сопла (см. рис. 20). Глубина погружения сопел в камеру для крупногабаритных двигателей составляет до 50% длины сопла [15].

Сопловой блок является самым напряженным в силовом и тепловом отношении узлом РДТТ. Кроме того, внутренняя поверхность сопла подвержена сильной эрозии, особенно при использовании топлив с добавками порошков металлов (алюминия, бериллия и других). Продукты сгорания таких топлив содержат твердые частицы окислов металлов, которые оказывают абразивное воздействие.

В общем случае сопло состоит из несущей конструкции и теплозащиты. Несущая конструкция обеспечивает целостность сопла, воспринимает все виды нагрузок и передаст их равнодействующую на корпус камеры двигателя. Теплозащита сопла в основном осуществляется теми же способами, что и корпуса камеры сгорания. Сопловой блок через несущую конструкцию крепится к корпусу камеры двигателя при помощи сварки, резьбового, фланцевого соединения или другими способами.

В связи с наличием теплозащиты доля соплового блока в общей массе конструкции РДТТ весьма значительна и составляет 30—50% [4]. Поэтому при проектировании сопел много внимания уделяется снижению их массы. Для достижения этого сверхзвуковую часть сопел стремятся сделать по возможности более короткой путем уменьшения степени расширения и применения профилировки.

В зависимости от конструктивных различий можно выделить следующие основные типы сопел: неподвижные, качающиеся и поворотные, а также регулируемые.

2.3.1. Неподвижные сопла

Неподвижные сопла могут быть простыми и составными.

Простые сопла изготавливаются целиком из одного материала. Такие сопла применяются при малом времени работы двигателя.

Металлические простые сопла выполняются точеными и сварными (рис. 16). Теплозащита их обеспечивается емкостным охлаждением, поэтому они достаточно массивны. В критической части сопла делается цилиндрическая проточка для уменьшения эрозионного разрушения. Длина проточки 3—5 мм. Сопла из пластиков обычно выполняются прессованием. Теплозащита их обеспечивается образованием во время работы двигателя обугленного слоя.

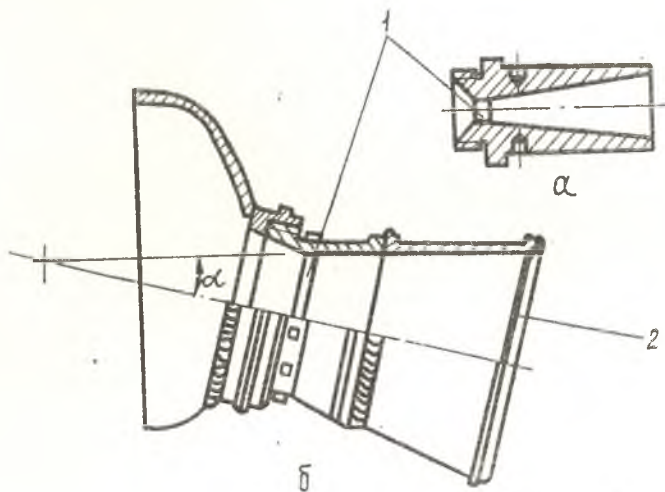


Рис. 16. Простые сопла РДТТ: а — точеное; б — сварное, установленное под углом к оси двигателя: 1 — цилиндрическая проточка; 2 — заглушка

Составные сопла имеют металлическую или стеклопластиковую несущую конструкцию и местную или общую теплозащиту. Эти сопла могут работать более длительное время, чем простые. Конструкция составных сопел приведена на рис. 22 и рассматривается в разделе 2.2.4. Составные сопла также используются для предстартовой настройки двигателя. Изменение размеров критического сечения в этом случае осуществляется сменой вкладышей.

2.3.2. Качающиеся и поворотные сопла

Качающиеся и поворотные сопла являются управляющими и позволяют отклонять поток газов в одной плоскости или в любом направлении. В качающихся соплах отклоняется сверхзвуковая часть сопла, а в поворотных — все сопло целиком. Для этого в зоне критического сечения или в конце камеры сгорания должно установ-

ливаться шарнирное соединение. Требование к этому соединению заключается в обеспечении малого момента трения и надежной герметичности.

Более широкое распространение получили качающиеся сопла, в которых шарнирное соединение меньших размеров и меньше масса подвижной части сопла. Однако в этом случае соединение находится в зоне максимальных тепловых потоков. Возникают большие термические деформации сочлененных деталей. При работе в месте соединения неподвижной и подвижной частей сопла возникают возмущения газового потока, которые способствуют эрозии критического сечения [15].

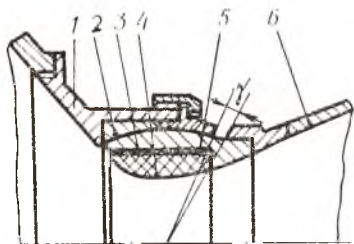


Рис. 17. Качающееся сопло со сферическим шарниром: 1 — основание сопла; 2 — подпятник; 3 — сферический наконечник; 4 — вкладыш; 5 — теплоизолирующий слой; 6 — сверхзвуковая часть сопла

Простейшее шарнирное соединение (рис. 17) обеспечивает отклонение сверхзвуковой части сопла в любом направлении на угол γ . Однако сила тяги от сверхзвуковой части сопла передается через трущиеся поверхности, что приводит к увеличению момента трения в соединении. Для снижения трения поверхность шарнира покрывают графитовой смазкой. Тем не менее при прогреве и охлаждении конструкции возможно заклинивание соединения.

Для устранения этого недостатка были разработаны конструкции, в которых функции шарнира и уплотнений разделены (рис. 18, 19). В конструкции, показанной на рис. 18, отклоняющаяся часть сопла связана с неподвижной с помощью универсального шарнира, который допускает отклонение в двух плоскостях. Этот шарнир образован кольцом *б*, соединенным двумя осями *б* с подвижной частью сопла, и осями *з* (которые перпендикулярны осям *б*) с корпусом. Через шарнир передается сила тяги от сверхзвуковой части сопла. Сферические поверхности неподвижной и подвижной частей сопла образуют уплотнение. Однако герметичность его низкая и часто наблюдается прорыв газов. Поэтому для уплотнения применяют сильфоны (рис. 19). В приведенной конструкции используется простой шарнир, хотя возможна и установка универсального шарнира. Зазор между подвижной и неподвижной частями сопла может быть достаточно большим. Между сильфоном и деталями сопла образуется застойная зона газов с относительно низкой температурой. Для предотвращения раздувания сильфона от внутреннего давления в его впадинах устанавливаются стальные кольца *б*.

В поворотных соплах исключается эрозия материала в месте соединения подвижной части сопла с неподвижной. Однако остается проблема подвижного герметичного соединения сопла с корпусом камеры. В конструкции, показанной на рис. 20, для этого используется упругое соединительное кольцо *б*, которое состоит из набора склеенных профилированных стальных и резиновых шайб.

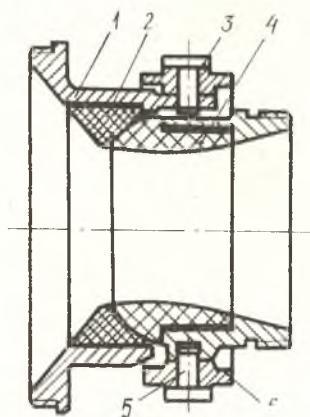


Рис. 18. Качающееся сопло с универсальным шарниром и контактным уплотнением: 1 — основание сопла; 2 — вкладыш; 3 — оси корпуса (на рисунке совмещены проекции двух взаимно перпендикулярных сечений); 4 — сферический наконечник из графита; 5 — оси кольца; 6 — кольцо универсального шарнира

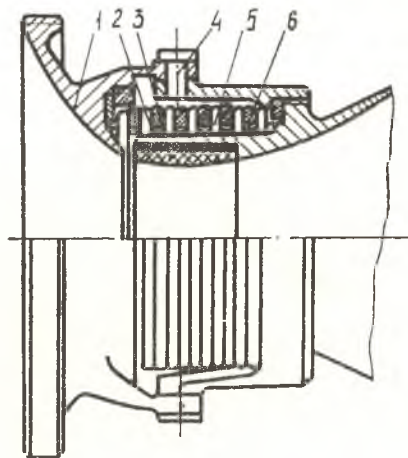


Рис. 19. Качающееся сопло с простым шарниром и сильфонным уплотнением: 1 — основание сопла; 2 — наконечник сопла; 3 — вкладыш; 4 — ось; 5 — сильфон; 6 — защитные кольца

Оно может воспринимать без существенных деформаций большие осевые нагрузки. В то же время для деформации кольца в поперечном направлении не требуется больших усилий. Во время работы двигателя упругое кольцо сжато осевой силой от давления газов в камере сгорания, превышающей силу тяги сопла. При этом сила тяги через кольцо *б* передается на крышку *9*. Резиновая диафрагма *7*, обугливаясь с поверхности, в течение заданного времени обеспечивает герметичность соединения. На небольших соплах допустимые углы отклонения такой конструкции составляют до 20° , а у больших сопел до $2-5^\circ$, что вполне достаточно.

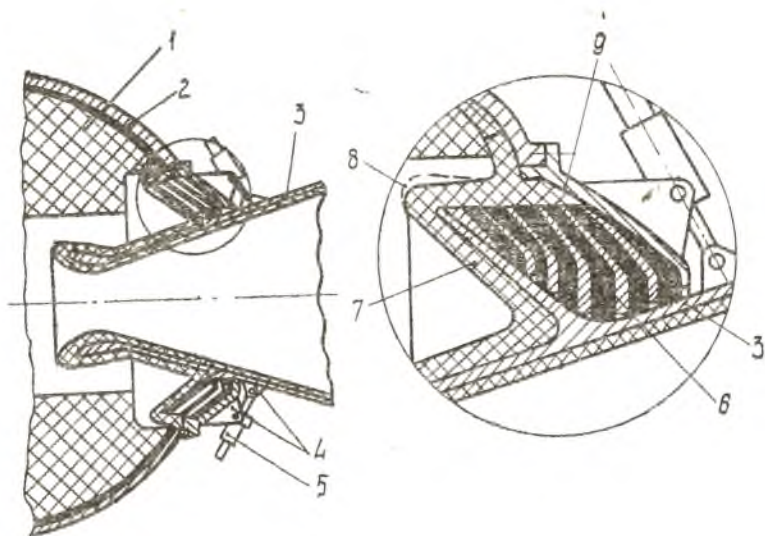
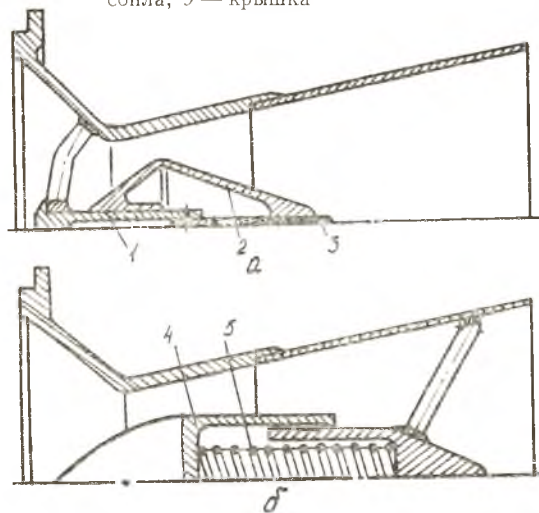


Рис. 20. Поворотное утепленное сопло: 1 — топливный заряд; 2 — теплозащитное покрытие; 3 — несущая конструкция сопла; 4 — кронштейны; 5 — рулевая машина, установленная в сферическом шарнире (четыре машины через 90°); 6 — упругое соединительное кольцо (23 резиновые прокладки толщиной 6,3 мм и 23 стальные шайбы толщиной по 1,3 мм); 7 — резиновая диафрагма; 8 — положение диафрагмы 7 при отклонении сопла; 9 — крышка



2.3.3. Регулируемые сопла

Регулируемые сопла РДТТ позволяют изменять площадь критического сечения рассмотренными выше способами (см. рис. 2). В существующих конструкциях регулируемые сопла в основном используются для предстартовой настройки двигателя. В таком сопле (рис. 21, а) перед стартом центральное тело 2 можно переместить вдоль втулки 1, поворачивая его на винте 3.

Рис. 21. Регулируемые сопла: а — предварительно настраиваемое; б — авторегулируемое: 1 — втулка; 2 — центральное тело; 3 — винт; 4 — грибок; 5 — пружина

На рис. 21, б приведена конструкция авторегулируемого сопла, в котором грибок 4 находится с одной стороны под действием силы давления газов, а с другой — силы пружины 5. При повышении давления в камере выше заданного грибок передвигается, сжимая пружину и увеличивая площадь критического сечения сопла, что приводит к снижению давления. Таким образом, автоматически обеспечивается поддержание постоянного давления в камере. Однако точность такого регулирования давления газов в камере низкая.

В связи с трудностью теплозащиты центрального тела рассмотренные конструкции применяются в ненапряженных двигателях при малом времени работы.

2.3.4. Теплозащита сопл

С увеличением времени работы двигателя свыше 5 с емкостного охлаждения сопла становится недостаточно. В дополнение к нему приходится применять другие более эффективные способы теплозащиты. При этом сопло усложняется и становится составным.

В особо тяжелых условиях находится зона критического сечения, где величина тепловых потоков в стенку максимальна. В то же время увеличение площади критического сечения за время работы двигателя в большинстве случаев допускается не более 5% [15]. Поэтому в первую очередь возникает необходимость усиленной теплозащиты этой зоны. Такая местная теплозащита выполняется обычно в виде вкладышей из тугоплавкого материала, которые устанавливаются в проточки сопла (см. рис. 17—19). Так как вкладыш за время работы двигателя может разогреться до весьма высокой температуры, между ним и конструкцией сопла прокладывают слой теплоизоляции.

Сопловые вкладыши работают в исключительно тяжелых условиях. Они подвержены эрозии под действием высокотемпературного потока газов, несущего твердые частицы. Из механических нагрузок наибольшее влияние на их работоспособность оказывают термические напряжения, которые могут вызвать растрескивание и разрушение вкладышей. Для снижения термических напряжений необходимо назначать зазоры между вкладышем и конструкцией с учетом термического расширения деталей. Эти зазоры часто заполняются упругим материалом, одновременно выполняющим роль теплоизоляции. Особый случай нагружения, характерный для вкладышей из материалов с низкой теплопроводностью, называется тепловым ударом. При запуске двигателя поверхностные слои вкладыша быстро нагреваются до высокой температуры, в результате чего могут возникнуть такие термические напряжения, что вкладыш разрушается.

Материалы, используемые для изготовления вкладышей, можно разделить на две группы: различные формы графита и жаропрочные металлы.

Графит работоспособен до температур, близких к температуре сублимации (3770 К). Однако при высоких температурах резко увеличивается его эрозия, а графитовые вкладыши крупногабаритных сопл могут разрушаться и от термических напряжений. Во избежание этого к механическим свойствам графита, идущего на изготовление вкладышей, предъявляются высокие требования. К недостаткам графита как теплоизоляционного материала также относится его относительно высокая теплопроводность ($\lambda \approx \approx 186 \text{ Вт/(м}\cdot\text{град)}$ или $0,045 \text{ ккал/(м}\cdot\text{град)}$ [16]), вследствие чего возможен значительный разогрев несущей конструкции.

Повышение эрозионной стойкости графита достигается введением в его структуру кремния, в результате чего получается силицированный графит. В настоящее время вкладыши сопл изготавливают, в основном, из такого графита [17].

Для изготовления вкладышей высоконапряженных сопл применяют также пиролитический графит, отличающийся ориентированным направлением кристаллов. В направлении ориентации теплопроводность материала в 50—1000 раз выше, а коэффициент линейного расширения несколько ниже, чем в поперечном. По сравнению с обычным графитом этот материал обладает большим пределом прочности и большей стойкостью к эрозии. При изготовлении вкладыша структура пирографита обычно ориентируется таким образом, чтобы наименьшая теплопроводность была в направлении, перпендикулярном к оси сопла. Вследствие низкой теплопроводности в этом направлении по толщине вкладыша возникает высокий градиент температуры (до 700—800 К на 1 мм толщины). Температура конструкции снижается и ее можно делать из более легкого, но нетермостойкого материала (пластмассы, алюминия). Однако преимущества пирографита сохраняются только до температуры поверхности вкладыша 3150 К [15]. При более высоких температурах эрозия его такая же, как и у обычного графита. В настоящее время размеры деталей из пирографита ограничены возможностями технологии производства.

Из жаропрочных металлов для вкладышей сопл применяют вольфрам и молибден. Температура плавления вольфрама 3640 К, а допустимая температура стенки вкладыша 3480 К. При этой температуре вольфрам имеет преимущества перед графитом, так как более стоек к тепловому удару и эрозии. При более высоких температурах стенки приходится применять все-таки графит. Температура плавления молибдена ниже, чем у вольфрама, и для изготовления вкладышей он может применяться только в случае топ-

лив с низкой температурой горения. Однако молибден, а также тантал часто используются для изготовления менее теплонапряженных элементов сопл.

В случае значительного времени работы двигателя, помимо защиты критического сечения, необходима общая теплозащита сопла. Примеры таких конструкций показаны на рис. 22. В конструкции на рис. 22, а общая теплозащита обеспечивается теплоизолирующим покрытием. В связи с тем, что допуск на изменение геометрии докритической и закритической частей сопла больше, чем критического сечения, для теплозащиты этих участков широко применяются аблирующие покрытия (рис. 22, б, в). Выполняются они из асбестовых и кварцевых тканей, пропитанных фенольными смолами. Теплозащитное покрытие изготавливается отдельно намоткой ленты на болванку и затем крепится к несущей конструкции.

С увеличением времени работы и параметров рабочего процесса в камере обостряется проблема теплозащиты сопл РДТТ, особенно в месте критического сечения. Поэтому в настоящее время ведутся работы по созданию охлаждаемых вкладышей и сопл. Применение проточного охлаждения в РДТТ приводит к заметному увеличению массы конструкции. Более приемлемы в этом отношении различные виды внутреннего охлаждения.

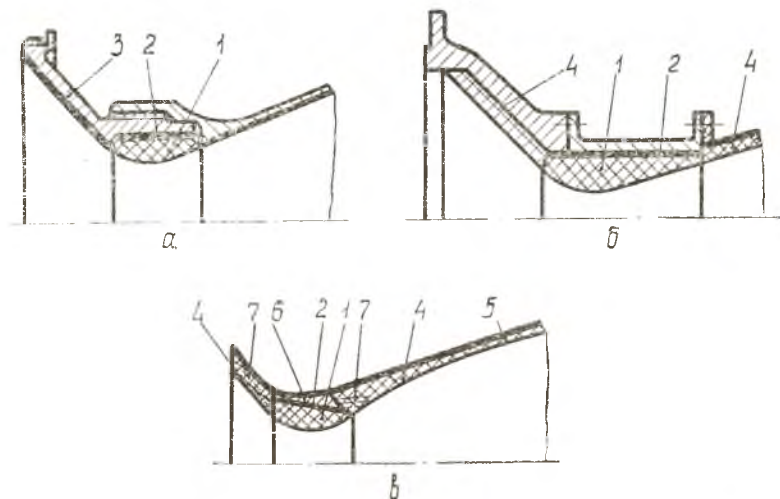


Рис. 22. Составные сопла: а — с металлической несущей конструкцией и теплоизоляционным покрытием; б — то же, с абляционным покрытием; в — со стеклопластиковой несущей конструкцией и абляционным покрытием: 1 — вкладыш; 2 — теплоизоляция вкладыша; 3 — теплоизоляционное покрытие; 4 — абляционное покрытие; 5 — стеклопластиковая оболочка; 6 — металлическая закладная деталь; 7 — направление слезв покрытия

На схеме, приведенной на рис. 23, показан способ теплозащиты сопла путем теплоизоляции слоем холодного газа, вырабатываемого твердым охладителем 1 [18]. Блок твердого охладителя устанавливается между зарядом твердого топлива 2 и зоной критического сечения 3. Во время работы двигателя происходит термическое разложение охладителя, в результате которого образуется смесь газов с низкой температурой, обладающая достаточно высоким собственным импульсом тяги. Например, при использовании в качестве охладителя бисборан гидразина $N_2H_4 \cdot 2BH_3$ экспериментально было получено снижение температуры стенки сопла в 1,5 раза без каких-либо потерь удельного импульса тяги (продукты разложения охладителя N_2 и BH_3 обладали собственным расчетным импульсом 284 с). Однако материал охладителя гигроскопичен и химически несовместим с веществами, входящими в заряд твердого топлива, что вызывает усложнение конструкции и эксплуатации двигателя.

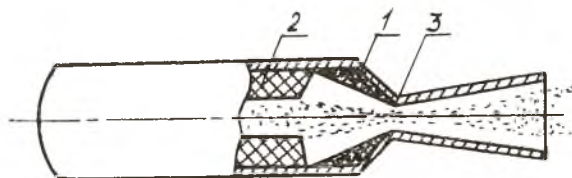


Рис. 23. Способ теплозащиты сопла РДТТ с помощью твердого охладителя: 1 — блок твердого охладителя; 2 — топливный заряд; 3 — критическое сечение

В другом проекте [19] вкладыш сопла выполнен из набора кольцевых пластин 1 (рис. 24), изготовленных из тугоплавкого металла. К торцам пластин прикреплены плоские стержни 2, которые ориентированы по радиусу и равномерно распределены по окружности. Они обеспечивают необходимый зазор между пластинами, от величины которого зависит расход охладителя. Твердый охладитель заполняет пространство между пластинами. Во время работы двигателя от нагрева он разлагает-

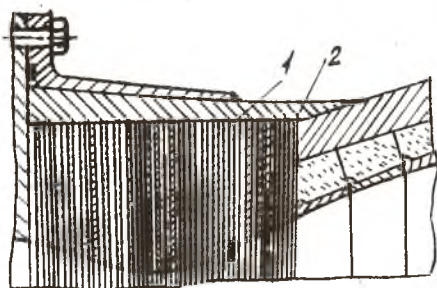


Рис. 24. Внутреннее охлаждение зоны критического сечения сопла РДТТ: 1 — кольцевые пластины; 2 — плоские радиальные стержни

от нагрева он разлагает-

ся, продукты разложения истекают через зазоры между пластинами и охлаждают их. В качестве твердого охладителя могут использоваться полиамидные смолы (в частности нейлон), которые разлагаются при температуре около 1370 К с выделением продуктов с низким молекулярным весом. Могут также использоваться гидриды металлов LiH, NaBH₄ и др., которые разлагаются, выделяя водород.

Во многих проектах охлаждения сопл РДТТ в качестве хладагента предлагается использовать металлы с низкой температурой плавления: литий, натрий, магний и др. Достоинством их является высокая температура кипения и большая теплота испарения. Поэтому при использовании в системе пленочного или пористого охлаждения расход их незначителен.

2.4. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Вспомогательные устройства характерны тем, что наличие их в любом РДТТ не является обязательным.

В конструкциях, выполненных с вкладным зарядом, имеются решетки, которые удерживают заряд в камере двигателя до его полного сгорания. Сопловая решетка, расположенная перед входом в сопло, воспринимает значительные нагрузки от заряда. Кроме того, она служит колосником, препятствуя выбросу кусков топлива из камеры при разрушении заряда до его полного сгорания. Одновременно сопловая решетка создает сопротивление движению продуктов сгорания и, следовательно, вызывает потери удельного импульса тяги.

Поэтому основные требования к конструкции решеток заключаются в обеспечении их прочности и жесткости в течение заданного времени работы при минимальных потерях удельного импульса тяги.

Наиболее распространены многокольцевые и однокольцевые решетки с ребрами (рис. 25). Первые из них применяются при многошашечном, а вторые — при одношашечном заряде. Для уменьшения скоростных потерь обычно шашки опираются не на плоскость решетки, а на выступы, выполняемые в виде ребер. Последние обеспечивают постоянный зазор между торцем шашки и поверхностью решетки. Чтобы обеспечить свободный пристеночный поток газов, между наружным кольцом решетки и стенкой камеры должен быть зазор, который обеспечивается радиальными выступами на наружном кольце.

Решетки изготавливаются из стали с содержанием углерода ~0,3% [2], из жаростойкой стали с небольшим содержанием хрома, а также из различных марок пластмасс.

Для предохранения топливного заряда от влаги и создания повышенного давления в момент воспламенения в выходном сечении сопла устанавливается заглушка (см. рис. 16, б). Она приклеивается или припаявается к стенке сопла и при повышении давления газов в процессе запуска выбивается.

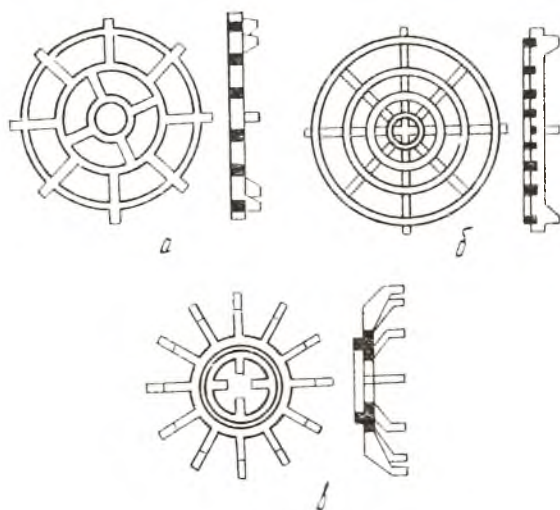


Рис. 25. Сопловые решетки: а, б — многокольцевые; в — однокольцевая

На корпусе камеры иногда устанавливаются бугели (кронштейны), которые служат для крепления ракеты или центровки ее при движении по направляющей пусковой установки. В этом случае они заходят в продольные пазы направляющих и препятствуют боковому движению ракеты, обеспечивая сход ее с пускового устройства в заданном направлении. Могут быть и монтажные бугели, выполняющие роль рым-болтов.

В некоторых двигателях применяются клапаны сброса избыточного давления, которые предохраняют корпус камеры от разрушения, если давление в камере поднимется сверх допустимого. Обычно они представляют собой дополнительное сопло с прорывной мембраной.

3. КОНСТРУКЦИЯ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ

3.1. УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ТРЕБОВАНИЯ

Топливный заряд является носителем тепловой энергии и источником образования рабочего тела — продуктов сгорания. Помимо этого, в РДТТ со скрепленным зарядом он выполняет роль теплоизолятора стенки камеры, так как твердые топлива обладают низкой теплопроводностью.

Конструкция заряда зависит от заданного характера изменения поверхности горения во времени, вида топлива, технологии изготовления заряда и камеры и других факторов. Необходимое изменение поверхности горения во времени обеспечивается соответствующей формой заряда и защитой части его поверхности от горения путем покрытия негорючим составом — бронировкой. Используемые формы зарядов твердого топлива приведены в литературе [5, 20].

В процессе изготовления, транспортировки и хранения, а также во время работы двигателя заряд подвергается силовому и тепловому воздействию. Напряженно-деформированное состояние заряда возникает уже при полимеризации топлива во время изготовления. Транспортировка двигателя сопровождается вибрационным нагружением заряда. В период хранения двигателя на заряд действуют силы веса и температурные нагрузки, вызванные большой разницей коэффициентов линейного расширения материалов заряда и корпуса (коэффициент линейного расширения твердых топлив почти на порядок больше, чем этот коэффициент у стали). Во время работы заряд находится под действием сил инерции и давления газов в камере сгорания. Так как механические свойства твердого топлива относительно невысоки, эти силы могут вызвать деформацию заряда и опасные напряжения в его материале. В связи с тем, что твердое топливо обладает вязко-упругими свойствами, большие деформации могут возникнуть со временем даже при небольших нагрузках (под действием силы веса).

Деформация заряда приводит к изменению заранее заданной программы его горения. Трещины, разрушение и отслаивание скрепленного заряда от поверхности камеры вызывают резкое увеличение поверхности горения и повышение давления в камере, что может привести к взрыву двигателя.

Поэтому наряду с энергетическими требованиями к топливному заряду предъявляются следующие прочностные требования:

1. Необходимая прочность и жесткость заряда во время хранения, транспортировки и работы двигателя.
2. Высокая прочность скрепления заряда со стенкой камеры и бронирующим покрытием.

Удовлетворение этих требований во многом зависит от механических свойств самого топлива, конструкции и способа крепления заряда в камере.

3.2. ВИДЫ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ

Топливные заряды выполняются моноблочными, многоячеечными и секционными.

Моноблочными называются заряды, выполненные в виде одной шашки. По отношению к корпусу камеры они могут быть вкладными и скрепленными (см. рис. 12, 13). Вкладной заряд центрируется с помощью выступов на внутренней поверхности стенки корпуса или же с помощью проставок, установленных в зазоре между корпусом и зарядом. Этот зазор необходим для компенсации различной температурной деформации корпуса и заряда. Для выравнивания давления, действующего на заряд с наружной и внутренней стороны, в зазор обеспечивается доступ продуктов сгорания топлива. В осевом направлении заряд удерживается решетками или упорами, соединенными с передним и задним днищем. При этом осевое крепление должно иметь амортизатор, обеспечивающий температурное изменение продольных размеров заряда. Обычно он выполняется в виде резиновой прокладки (рис. 26).

Скрепленный заряд удерживается в камере силами сцепления (адгезии) топлива со стенками корпуса. При изменении температуры окружающей среды в заряде возникают температурные напряжения и возможны отрывы заряда от стенки корпуса. Поэтому топливо, используемое для скрепленных зарядов, должно обладать высокой эластичностью. Это свойство характерно для смесевых топлив. Однако и в этом случае для повышения надежности соединения заряда с корпусом между топливом и стенкой часто прокладывают более эластичный защитно-крепежный слой.

Поверхности заряда, по которым не предусмотрено горение, покрываются бронирующим покрытием. Для зарядов из нитроцел-

люлозного топлива в качестве бронирующего состава применяется этилцеллюлоза. В зарядах из смесевых топлив для бронирования чаще всего используется синтетический каучук с различными добавками. Такая смесь раскатывается в листы, которые вулканизируются под давлением вместе с топливом при температуре около 360 К.

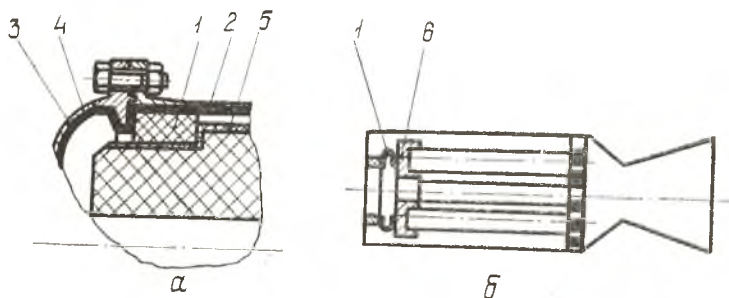


Рис. 26. Крепление вкладных топливных зарядов при помощи резинового (а) и пружинного (б) амортизатора: 1 — амортизатор; 2 — обечайка; 3 — переднее днище; 4 — теплоизоляция; 5 — бронирующее покрытие; 6 — пластина

Моноблочные заряды могут изготавливаться прессованием или литьем. Прессованием получают заряды из нитроцеллюлозных топлив, выдавливая топливную массу через матрицу, которая придает заряду необходимую форму поперечного сечения. После этого шашка подвергается отверждению при определенной температуре. При таком способе производства размеры шашки ограничены возможностями прессового оборудования.

Литьем получают заряды в основном из смесового топлива. При этом размеры заряда могут быть весьма значительны. Отливка может производиться либо непосредственно в камеру двигателя, либо в изложницу. Необходимая форма канала заряда обеспечивается установкой профилированных стержней, которые извлекаются после затвердевания топлива. Заряды, изготовленные отдельно от камеры двигателя, легко контролировать и с большой точностью можно выдерживать их массу и размеры. Такой заряд, как и полученный прессованием, может быть вкладным или же скрепленным путем приклейки его к стенкам камеры. Полимерные клеящие вещества заливаются под давлением в зазор между камерой и зарядом. Заряды крупногабаритных РДТТ изготавливают заливкой непосредственно в камеру. Такой способ снаряжения позволяет делать корпус двигателя с одним разъемом или вообще неразъемным (например, конструкции «кокон»). В этом случае заливка производится через отверстие, предназначенное для креп-

ления соплового блока. Через него же предварительно устанавливается стержень, профилирующий внутренний канал заряда.

Недостатком моноблочных зарядов является возможность появления в них внутренних трещин. Трещины могут образоваться при изготовлении шашек из топлива с низкой пластичностью, вследствие усадки при полимеризации, во время хранения при изменении температуры, при действии на заряд давления газов и сил инерции во время работы двигателя. При этом особенно сильно влияет концентрация напряжений, которая обычно наблюдается в местах сопряжения поверхностей каналов сложной формы.

Поэтому для моноблочных зарядов должно применяться топливо, обладающее большей пластичностью, высоким сопротивлением разрыву и малой усадкой при полимеризации. Для снижения напряжений, возникающих в местах концентрации, желательно иметь меньший модуль упругости материала топлива. Механические свойства смесового топлива определяются в основном свойствами связующего (горючего), в качестве которого используются различные синтетические каучуки. Разработка смесовых топлив представляет собой сложную задачу, и лишь отдельные их сорта в достаточной степени удовлетворяют перечисленным выше требованиям. После изготовления моноблочные заряды обязательно проходят контроль рентгеном и ультразвуком.

Для увеличения прочности моноблочных зарядов при действии собственного веса и инерционных сил в полете применяют продольные и поперечные подкрепляющие пластины (рис. 27, а). Пластины выполняются из армированной резины, пластмассы и других подобных материалов, которые разрушаются при горении заряда. Снятию напряжений в заряде способствует выполнение в нем поперечных прорезей ρ (см. рис. 13). Концентрацию напряжений можно уменьшить увеличением радиусов r_3 , угла звезды α_3 и ширины щели b_3 (рис. 27, б), а также увеличением числа лучей звезды

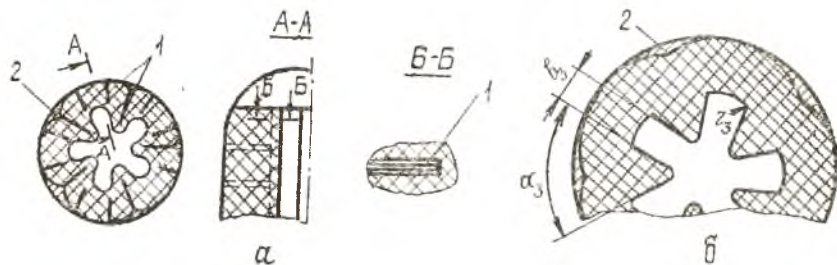


Рис. 27. Крупногабаритные моноблочные топливные заряды со звездообразным каналом: а — с продольными подкрепляющими пластинами; б — без подкреплений; 1 — подкрепляющие пластины; 2 — наполнитель

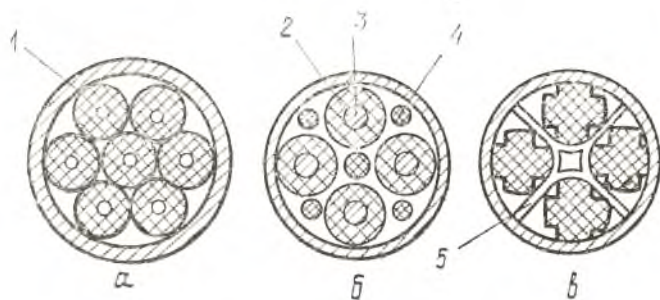


Рис. 28. Многошашечные топливные заряды: а — с семью трубчатыми шашками; б — смешанный трубчато-цилиндрический; в — четырехшашечный крестообразный: 1 — стенка корпуса; 2 — трубчатая шашка; 3 — крепежные стержни; 4 — цилиндрическая шашка; 5 — перегородки

[2]. Для уменьшения конечной массы двигателя целесообразно негорящие участки моноблочных зарядов замещать наполнителем из легкого негорючего материала, например пенопласта (рис. 27, позиция 2).

Многошашечные заряды состоят из двух и более шашек, размещенных в камере сгорания (рис. 28). Обычно они выполняются вкладными из нитроцеллюлозного или смесового топлива. Важным элементом конструкции в этом случае является крепление заряда. Оно должно быть прочным, надежным и не препятствовать линейному расширению шашек. Часто пакет шашек фиксируется с одной стороны сопловой решеткой, а с другой — амортизатором в виде опорной пластины с поджимающей пружиной или резиновым компенсатором, которые обеспечивают продольное расширение шашек (см. рис. 26, б). Трубчатые шашки, горящие снаружи, могут крепиться каждая в отдельности на продольных штырях

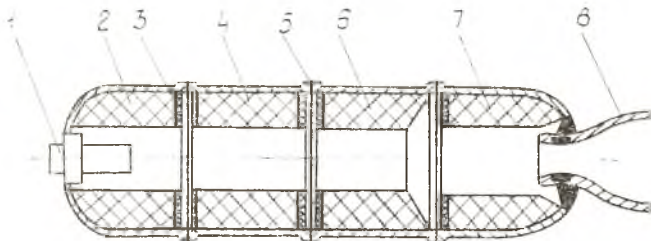


Рис. 29. Секционный РДТТ: 1 — воспламенитель; 2 — топливный заряд передней секции; 3 — бронирующее покрытие; 4, 6 — топливные заряды средних секций; 5 — соединительные секций; 7 — топливный заряд сопловой секции; 8 — поворотное сопло

(рис. 28, б). Возможно крепление путем приклейки переднего торца шашек к пластине, закрепленной на переднем днище. В этом случае отпадает необходимость сопловой решетки и амортизатора.

Преимуществом многшашечных зарядов является возможность получения большого секундного расхода газов в течение малого времени. Ввиду малых размеров шашек в этом случае могут применяться топлива с худшими механическими свойствами, чем для моноблочных зарядов. К недостаткам многшашечных зарядов относятся большая масса конструкции из-за наличия крепежной арматуры и более низкое значение коэффициента заполнения поперечного сечения камеры.

Секционные заряды используются в секционных двигателях, появление которых вызвано стремлением к универсализации и снижению стоимости разработки крупных РДТТ. Секционный двигатель и заряд по длине состоят из нескольких отдельных секций. Каждая из секций обычно включает элементы конструкции и топливный заряд, скрепленный со стенками секции (рис. 29). Сборка двигателя производится на стартовой площадке. Применение заряда, состоящего из секций, упрощает производство, облегчает контроль и обеспечивает возможность перевозки двигателя по частям.



4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ РДТТ

4.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В отличие от ЖРД конструктивные элементы РДТТ более тесно связаны с конструкцией летательного аппарата. Обычно корпус камеры двигателя входит в несущую конструкцию ракеты, воспринимаемая не только внутренние (давление в камере), но и внешние нагрузки, действующие на летательный аппарат. Поэтому проектирование РДТТ часто ведется одновременно с созданием ракеты. Параллельно разрабатывается и весь ракетный комплекс, включающий необходимое стартовое оборудование, средства для транспортировки ракеты, аппаратуру для предварительных проверок и другие устройства, характеристики которых должны быть взаимно увязаны.

В связи с этим при проектировании РДТТ необходимо учитывать требования, обусловленные устройством ракетного комплекса, и рассматривать вопросы, относящиеся к проектированию летательного аппарата.

Техническое задание (ТЗ) на проектирование РДТТ зависит от его назначения. Оно разрабатывается на основе тактико-технических требований к ракете, которые обычно включают следующие данные:

- дальность полета ракеты (часто задается интервал дальности полета);

- масса полезного груза;

- точность выполнения траектории полета.

Кроме того, в задании могут быть оговорены различные ограничения на конструкцию проектируемой ракеты: габариты, вид топлива, принцип действия системы управления, время подготовки к запуску, степень надежности и т. п. К ограничительным факторам также относятся отпущенные на проектирование финансовые средства и время разработки.

На основании этих данных на этапе эскизного проектирования ракеты проводится баллистическое проектирование, задача которого — определить основные конструктивные и геометрические параметры ракеты, отвечающие техническому заданию при минимуме стартовой массы и соблюдении наложенных в задании ограничений. При этом, исходя из условия получения минимальной стартовой массы, выбираются или рассчитываются число ступеней ракеты, тяга и время работы двигателей каждой ступени, давления в камерах и на срезе сопл, диаметры корпусов ракеты, массы топлива и конструкции. Например, при проектировании одноступенчатой ракеты определяются диаметр и длина корпуса двигателя, длина соплового блока, диаметры критического сечения и среза сопла, размеры приборного отсека и массы всех элементов [11]. Полученные в результате баллистического расчета параметры являются приближенными, но на основе их разрабатываются задания на проектирование всех элементов ракеты, включая двигатели.

Техническое задание на проектирование РДТТ включает величину тяги, время работы двигателя, удельный импульс тяги ($I_{уд}$), давление в камере и на срезе сопла, массу топлива и конструкции, а также другие данные. Вместо $I_{уд}$ и времени работы может быть задан полный средний импульс тяги двигателя. Такие же параметры должны быть заданы при проектировании РДТТ стартовых ускорителей и двигателей вспомогательного назначения.

При проектировании РДТТ малых и средних тяг разделить задачи проектирования двигателя и летательного аппарата может оказаться затруднительным, и поэтому они решаются одновременно. В этом случае для маршевых РДТТ расчеты начинаются с баллистического проектирования, которое рассмотрено в [2, 21].

В начале проектирования проводится тщательный анализ требований технического задания и выясняется возможность выполнения каждого пункта требований. Возникшие при этом разногласия согласовываются с заказчиком. Стадии проектирования РДТТ, как и любого изделия, регламентированы ГОСТ 2.103-68. Выполнение заданий курсового и дипломного проекта обычно соответствует этапам эскизного и технического проектирования. Однако отдельные вопросы могут решаться и на уровне рабочего проекта.

Если заданы основные параметры РДТТ, проектирование начинается с расчета топливного заряда — выбирается марка топлива и определяется его масса. Затем находится скорость горения твердого топлива в заданных условиях, геометрическая форма и размеры заряда, способы крепления его в камере. Производится расчет внутренней баллистики РДТТ, в результате которого находятся параметры газодинамических процессов в камере двигателя [16, 17, 22]. Основной задачей этого расчета является определение

давления в камере сгорания и секундного расхода топлива при различных условиях работы двигателя. Проектируется воспламенитель, обеспечивающий выход двигателя на рабочий режим. После этого приступают к проектированию сопла двигателя [16, 20]. Определяется уточненное значение диаметра критического сечения, профилируется сопло и рассчитывается удельный импульс тяги.

Результаты проведенных расчетов позволяют приступить к разработке первоначальных чертежей общего вида проектируемого двигателя. При разработке используют чертежи прототипа и аналогичных двигателей, конструктивные решения, приведенные в предыдущих главах и в других литературных источниках. Толщины теплозащитных и несущих элементов назначаются на основании приближенных расчетов и аналогичных конструкций. Используются стандартные узлы и детали.

После этого производится расчет теплозащиты. Находятся тепловые потоки в стенку камеры и сопла, окончательно выбираются способы тепловой защиты и производится их расчет.

Затем выполняется поверочный прочностной расчет несущей конструкции и топливного заряда с учетом нагрева и всех действующих в полете нагрузок. Если необходимо, прочностной расчет производится и для условий наземной эксплуатации.

Последние два вопроса проектирования более подробно рассмотрены ниже.

После внесения уточнений в первоначальные чертежи рассчитываются массы всех элементов конструкции, а также уточненные параметры самого двигателя. Отклонение их величин от заданных приводит к необходимости повторных баллистических расчетов ракеты.

На этапе эскизного проектирования обычно ведется параллельно расчет двух или трех вариантов двигателя. Сравнивая результаты расчетов между собой и с заданием, выбирают лучший вариант.

4.2. ВЫБОР СПОСОБА ТЕПЛОЗАЩИТЫ ЭЛЕМЕНТОВ РДТТ

При проектировании теплозащиты РДТТ решаются следующие задачи: нахождение тепловых потоков, падающих на поверхность конструкции, выбор способов теплозащиты элементов РДТТ и расчет элементов теплозащиты.

Источником тепловых потоков в РДТТ являются продукты сгорания твердого топлива, которые имеют высокие температуру, давление и движутся с большой скоростью. Поток продуктов сгорания несет твердые частицы, действует на конструкцию, вызывая

эрозионное разрушение. В камере сгорания скорость движения продуктов сгорания достигает порядка сотен, а на выходе из сопла — нескольких тысяч метров в секунду. Температура торможения продуктов сгорания топлива составляет 3000—3500 К [20].

Тепловые потоки в камере сгорания РДТТ, даже при использовании нитроцеллюлозных твердых топлив, имеют величину 3—10 МВт/м² ($2,5 \cdot 10^6$ — $8,5 \cdot 10^6$ ккал/м²·ч), а в сопле—более 12 МВт/м² ($10,5 \cdot 10^6$ ккал/м²·ч).

Передача тепла от продуктов сгорания к элементам конструкции осуществляется в основном путем конвективного теплообмена. В камерах крупногабаритных РДТТ значительная часть теплового потока (до 30% [22]) может передаваться путем лучистого теплообмена.

Рассмотрим особенности теплообмена в различных частях камеры РДТТ.

В камерах с вкладным зарядом, бронированным по наружной цилиндрической поверхности (см. рис. 12), зазор между бронировкой и стенкой камеры заполнен продуктами сгорания топлива. Чтобы в зазоре не было движения газов, у заднего торца заряда зазор перекрывается уплотнением. При этом в зазоре образуется застойная зона, в которой теплопередача к стенке осуществляется свободной конвекцией и тепловые потоки невелики.

Если вкладной заряд не бронирован по наружной поверхности, продукты сгорания движутся в пространстве между горячей поверхностью топлива и стенкой камеры. Скорость движения продуктов сгорания в этой области нарастает от нуля у переднего торца заряда до нескольких сотен метров в секунду у заднего торца. По мере выгорания заряда величина зазора между поверхностью шашки и стенкой камеры увеличивается, а скорость движения продуктов сгорания уменьшается. Теплообмен в зазоре осуществляется в основном путем вынужденной конвекции, и по мере выгорания заряда интенсивность тепловых потоков уменьшается.

В камерах со скрепленным зарядом (см. рис. 13) на участки корпуса, защищенные топливом, продукты сгорания действуют только в последние 0,3—0,5 с работы двигателя [11]. Однако скрепленный заряд может иметь прорезы и щели, в которых поток продуктов сгорания соприкасается со стенкой камеры в течение всего времени работы двигателя. В этих местах теплоотдача в стенку имеет такой же характер, как в случае вкладного заряда, горящего по наружной поверхности.

Во всех случаях в области переднего днища и прилегающей части камеры скорость движения продуктов сгорания близка к нулевой, и тепловые потоки здесь незначительны. Величина их возрастает по направлению от переднего днища к заднему, которое

подвергается интенсивному нагреву, а также эрозионному действию продуктов сгорания.

Условия конвективного теплообмена в области заднего днища различны для случаев односоплового и многосоплового блоков.

В односопловом блоке продукты сгорания топлива движутся вдоль поверхности заднего днища к центральному соплу. При этом движение газов здесь достаточно плавное и расчет тепловых потоков более простой, чем в случае многосоплового блока.

В многосопловом блоке обычно отсутствует центральное сопло, хотя основной поток продуктов сгорания движется по центральному каналу заряда. В результате этого поток газов ударяется о центральную часть заднего днища и, растекаясь по нему, движется по направлению к соплам. При этом на поверхности заднего днища можно найти критическую точку, в которой поток газов полностью тормозится. Участок поверхности вокруг этой точки подвергается интенсивной эрозии. Нарастание скорости потока газа при его движении от критической точки на вход в сопла приводит к вихреобразованию. Все это затрудняет расчет тепловых потоков в этом случае.

Наиболее теплонапряженным элементом конструкции РДТТ является сопло. Характер теплообмена и распределение тепловых потоков в соплах РДТТ такие же, как в соплах ЖРД. К особенностям РДТТ можно отнести сильное эрозионное воздействие газового потока вследствие наличия в нем твердых частиц.

Для расчета тепловых потоков в элементы конструкции необходимо знать температуры поверхностей, воспринимающие эти потоки. Значения этих температур зависят от использованных способов теплозащиты. Поэтому при проектировании двигателя вначале выбирают способы теплозащиты, а затем рассчитывают тепловые потоки и конструктивные элементы теплозащиты.

В настоящее время в РДТТ используют, в основном, следующие способы теплозащиты: емкостное охлаждение, теплозащитные покрытия и различные их комбинации. Конструктивное выполнение элементов РДТТ с использованием этих способов было рассмотрено в разделах 2.2.2 и 2.3.4.

Емкостное охлаждение основано на аккумуляции тепла элементами конструкции в процессе нестационарного теплообмена с продуктами сгорания топлива. Этот способ применим в РДТТ при малом времени работы (3—5 с) и тепловых потоках не более $1,6 \text{ МВт/м}^2$ ($1,4 \cdot 10^6 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{ч}$) [13]. Продолжительность работы конструкции ограничена временем, за которое температура огневой поверхности стенки достигнет допустимого значения. Если средняя по толщине стенки температура позволяет получить необходимую прочность, в качестве допустимой температуры обычно

принимают температуру плавления или сублимации материала. При этом время работы конструкции растет с повышением теплоемкости, теплопроводности и температуры плавления материала. Особенно сильное влияние на время работы оказывает теплопроводность материала, так как с ее увеличением быстрее отводится тепло от огневой поверхности конструкции и рост температуры

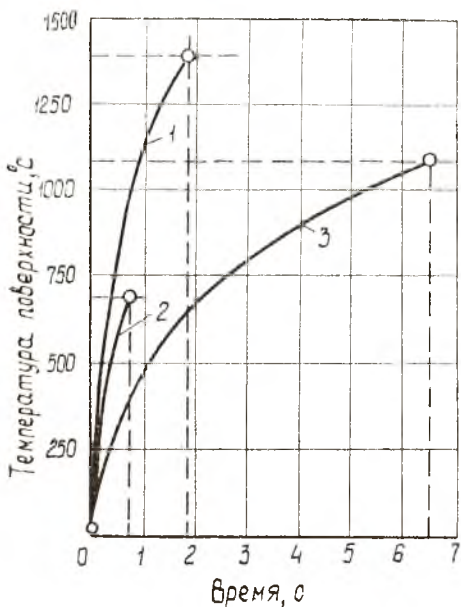


Рис. 30. Нарастание температуры огневой поверхности стенок одинаковой толщины, но из различных металлов (кружком отмечен момент достижения предельной для материала температуры): 1 — малоуглеродистая сталь; 2 — алюминиевый сплав; 3 — медь

увеличено применением тугоплавких материалов, например, вольфрама, графита и др.

В РДТТ емкостное охлаждение часто применяется в комбинации с теплозащитными покрытиями.

Расчет теплообмена и размеров конструктивных элементов при использовании емкостного охлаждения можно выполнить по методам, приведенным в [13, 17].

Теплоизолирующее (пассивное) покрытие создает большое сопротивление тепловому потоку, идущему от газа в стенку, в результате чего снижается температура ее горячей поверхности. При

этой поверхности замедляется. Это иллюстрируют графики (рис. 30), на которых показан рост температуры огневой поверхности стенок одинаковой толщины, но сделанных из различных материалов [16]. При расчете графиков были приняты: начальная разность температур между газом и поверхностью стенки 3300 К, тепловой поток 16 МВт ($14 \cdot 10^6$ ккал/м²·ч), коэффициент теплоотдачи 5600 Вт/м²·град (4810 ккал/м²·ч·град).

Из графика видно, что в данных условиях время работы медной стенки в три раза больше, чем стальной. Однако в связи с низкими удельной прочностью и эрозивной стойкостью медные конструктивные элементы в РДТТ применяются редко.

Время работы конструкции при емкостном охлаждении может быть также

кратковременной работе этот способ теплозащиты применим в РДТТ при тепловых потоках до $11,6 \text{ МВт/м}^2$ ($10^7 \text{ ккал/м}^2\cdot\text{ч}$) [13].

Для изготовления теплоизолирующих покрытий используют тугоплавкие материалы, которые допускают на поверхности покрытия высокую температуру. Эти же материалы обычно имеют низкую теплопроводность. При разогреве поверхности покрытия до высокой температуры тепловые потоки в стенку падают, так как уменьшается разность температур газа и поверхности покрытия. Выбором толщины покрытия можно обеспечить такое тепловое сопротивление, при котором температура несущей конструкции в течение заданного времени будет в допустимых пределах.

Выбор толщин теплозащитного покрытия и несущей конструкции должен проводиться таким образом, чтобы получить минимальную массу конструкции.

Для обечайки камеры сгорания масса единицы площади поверхности (без учета кривизны)

$$m' = h\rho + h_n\rho_n, \quad (4.1)$$

где h и ρ — толщина стенки и плотность материала несущей конструкции;

h_n и ρ_n — толщина и плотность материала покрытия.

С увеличением толщины покрытия (и его массы) снижается температура несущей стенки и возрастает предел прочности ее материала, что позволяет уменьшить ее толщину. При этом возможно уменьшение массы обечайки. Однако рост предела прочности при снижении температуры материала ограничен. Чрезмерное увеличение толщины покрытия приводит лишь к росту массы всей конструкции.

На рис. 31 показан пример зависимости m' от толщины стальной стенки, обусловленной ее температурой [22]. Зависимости рассчитаны для покрытия из окиси циркония при температуре газового потока 2273 К , коэффициенте теплоотдачи $2900 \text{ Вт/м}^2 \text{ град}$ ($2500 \text{ ккал/м}^2 \text{ ч}\cdot\text{град}$) и различном времени работы двигателя τ .

Соотношение толщин несущей конструкции и покрытия, обеспечивающее наименьшую массу m' , является оптимальным. Для нахождения его величины рассчитывают толщины стенки и покрытия для нескольких значений температур стенки. Затем с помощью выражения (4.1) определяют массу единицы поверхности для каждой температуры и выбирают оптимальные значения параметров. Для приближенного определения толщины стенки и покрытия можно воспользоваться номограммой, приведенной в [11].

Расчет теплоизолирующих покрытий рассмотрен в литературе [13, 17, 22].

Аблирующее теплозащитное покрытие также создает большое сопротивление тепловому потоку, идущему от газа в стенку. Помимо этого, с поверхности аблирующего покрытия происходит непрерывный отвод тепла, которое расходуется на фазовые превращения (плавление, испарение, сублимация) и эндотермические реакции пиролиза в поверхностном слое.

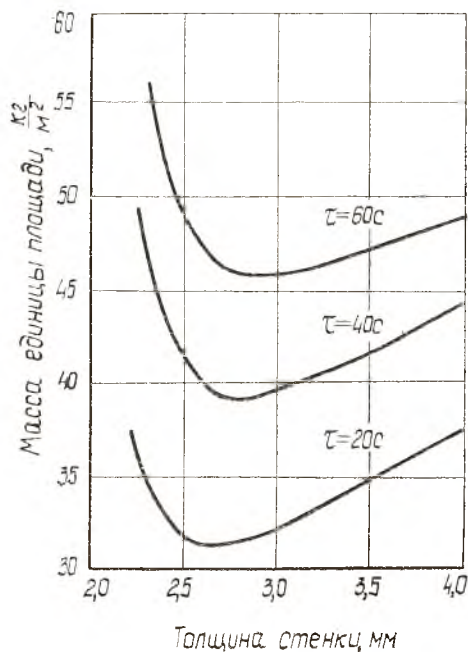


Рис. 31. Зависимость массы обечайки, состоящей из металлической стенки и теплоизолирующего покрытия, от толщины стенки

Основным преимуществом аблирующих покрытий является возможность использования их при любой температуре продуктов сгорания, в то время как применение теплоизолирующих покрытий ограничивается температурой плавления их материала. Однако при больших тепловых потоках толщина и масса аблирующего покрытия становятся значительными. Поэтому такие покрытия целесообразно применять при удельных тепловых потоках не более $11,6 \text{ МВт/м}^2$ ($10^7 \text{ ккал/м}^2\cdot\text{ч}$) [13].

При выборе материала аблирующего покрытия рассматривают соответствие его следующим требованиям:

1. Малая теплопроводность. При этом преобразование и унос вещества будут происходить в поверхностном слое, а температура материала стенки будет низкой.

2. Высокая удельная теплота абляции, то есть большое количество тепла, поглощаемого при абляции одного килограмма покрытия.

3. Большое газообразование, обеспечивающее утолщение пограничного слоя и снижение тепловых потоков в стенку.

4. Хорошая сопротивляемость тепловым и механическим ударам, эрозии.

5. Простота изготовления и нанесения покрытий на поверхность конструкции. Малая стоимость материала покрытия.

Аблирующие покрытия первой группы (см. разд. 2.2.2) на основе каучуков более технологичны для монтажа и ремонта, поскольку присоединение их к поверхности корпуса производится приклеиванием. По своим физическим и механическим свойствам они близки к смесевому топливу, что обеспечивает их надежное соединение.

Аблирующие покрытия второй группы из текстолитов на основе фенольных смол отличаются механической прочностью и эрозионостойкостью. При этом стеклотекстолит по эрозионостойкости превосходит асботекстолит, но уступает ему по теплоизоляционным свойствам. Наибольшую эрозионную стойкость обеспечивает армирование угольной или кварцевой тканью.

Методики расчета теплообмена и параметров аблирующих покрытий приведены в работах [17, 22].

Расчет теплозащиты сопл проводится таким же образом, как и камер сгорания. Тугоплавкие вкладыши в горловине сопл обычно рассматривают как элементы теплоизолирующего покрытия [17]. Если теплопередача от вкладыша в остальную конструкцию сопла незначительна, его работоспособность обеспечивается аккумулярованием тепла. Время работы вкладыша также ограничено допустимым увеличением критического сечения, которое не должно превышать 5% [15].

Во многих случаях возможно применение различных способов теплозащиты. Тогда выбор способа производится после проведения расчетов различных вариантов. Предпочтение отдается тому варианту, который обеспечивает меньшую массу конструкции, более надежен и дешевле в производстве.

Для уменьшения массы конструкции виды теплозащиты и толщину покрытий меняют по длине камеры в соответствии с распределением тепловых потоков. В камере сгорания толщина теплозащитных покрытий обычно нарастает по направлению от переднего днища к заднему. Самые эффективные способы теплозащиты применяют в соплах. Значительную проблему представляет борьба с эрозией сопл. Установлено [23], что эрозия снижается с уменьшением температуры поверхности стенки и повышением температуры плавления ее материала. Поверхностные напряжения приводят к усилению эрозии. Для уменьшения концентраторов напряжений на поверхности повышают чистоту ее обработки.

4.3. РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

При проектировании РДТТ рассчитывается на прочность корпус камеры сгорания, в результате чего определяются толщины стенок обечайки и днищ. Толщина стенки сопла назначается из ус-

ловия аккумуляирования тепла при емкостном охлаждении, а при наличии теплозащиты принимается из конструктивных соображений так, чтобы обеспечить соплу необходимую жесткость. Расчет на прочность остальных элементов двигателя проводится, если их размеры, выбор материала и надежная работа определяются прочностью элемента.

Во время работы стенки корпуса нагружены внутренним давлением газов p_k и разогреты до высокой температуры. В полете на обечайку корпуса могут действовать осевые сжимающие нагрузки, вызванные силами инерции. При работающем двигателе давление p_k полностью уравнивает эти силы в стенке обечайки. Однако у многоступенчатой ракеты в неработающих двигателях последующих ступеней эти силы могут вызвать потерю устойчивости обечайки.

В качестве расчетного режима при оценке прочности корпуса обычно принимается рабочий режим двигателя. Расчет производится для наибольшего давления $p_{k \max}$, соответствующего максимальной в условиях эксплуатации температуре заряда. Под влиянием ряда факторов давление в камере сгорания может быть и выше $p_{k \max}$. Поэтому для оценки прочности используют расчетное давление, величину которого определяют по формуле [2]

$$p_p = k_1 k_2 p_{k \max} \quad (4.2)$$

где k_1 — коэффициент, учитывающий допуск на разброс максимального давления для твердого топлива различных партий;

k_2 — коэффициент перегрузки, учитывающий заброс давления при воспламенении заряда.

В приближенных расчетах, когда неизвестно влияние отдельных факторов на давление в камере сгорания, можно принимать $p_p = 1,2 p_{k \max}$ для ответственных двигателей и $p_p = 1,4 p_{k \max}$ для РДТТ реактивных снарядов [8]. Увеличение расчетного давления в последнем случае вызвано менее жесткими допусками на размеры их заряда и свойства топлива.

Другим расчетным режимом для двигателей второй и третьей ступени ракет может быть режим полета под действием силы тяги двигателя предыдущей ступени. При этом в любом сечении i обечайки двигателя, например, второй ступени, действует осевая сжимающая сила

$$N_i = R_i + (m_{nc} + m_i) j, \quad (4.3)$$

где R_i — осевая составляющая аэродинамических сил сопротивления, действующих на поверхность ракеты до указанного сечения;

m_{nc} — масса полезного груза и последующих ступеней ракеты;
 m_i — масса части двигателя второй ступени до рассматриваемого сечения;
 j — продольное ускорение ракеты.

Наибольшая величина N_i соответствует максимальному ускорению ракеты j .

Необходимо отметить, что при расчете прочности камеры сгорания влиянием теплозащитных покрытий обычно пренебрегают ввиду малой их жесткости.

4.3.1. Прочность обечайки

При расчете обечайка рассматривается как толкостенная цилиндрическая оболочка, нагруженная внутренним давлением p_p и осевой силой N_x . В большинстве случаев для расчета обечайки с достаточной точностью можно применить безмоментную теорию оболочек. При этом не учитываются напряжения, возникающие в стенке вследствие неравномерного нагрева оболочки по длине и толщине. Необходимо отметить, что хотя тепловые потоки в стенку и увеличиваются по направлению от переднего днища к заднему, соответствующее увеличение толщины теплозащиты приводит к выравниванию температуры по длине.

В случае использования скрепленного со стенками заряда часть нагрузки от давления газов воспринимается и передается стенке топливным зарядом. По мере выгорания топлива роль заряда в передаче усилий постепенно уменьшается. В конце работы двигателя обечайка нагружена силами давления газов, как и принято в расчетной схеме.

По безмоментной теории оболочек в обечайке возникают постоянные по толщине стенки напряжения:

меридиональные

$$\sigma_x = \frac{N_x}{2\pi R h} \quad (4.4)$$

и окружные $\sigma_y = \frac{p_p R}{h}$.

Здесь R — радиус обечайки (предполагается, что радиусы внутренней и наружной поверхности отличаются мало и равны R); h — толщина стенки обечайки.

Величина осевой силы в любом сечении обечайки находится из уравнения равновесия осевых сил. К моменту выгорания заряда распределение осевых сил по длине обечайки зависит только от расположения узлов крепления двигателя. При последовательном расположении ступеней ракеты узлы крепления двигателя размещаются обычно на переднем днище (рис. 32, а). В этом случае к

окончанию работы двигателя в любом сечении $N_x = \rho_p \pi R^2 - P$, где P — сила тяги двигателя.

При параллельном или пакетном расположении ступеней ракеты и в стартовых ускорителях узлы крепления устанавливаются обычно в двух сечениях на боковой поверхности обечайки (рис. 32, б). Для расчета осевой силы в этом случае можно принять следующие допущения [2]:

1. Расчетное сечение удалено от узлов крепления на расстояние большее, чем зона распространения местного изгиба.

2. Действием изгибающего момента, создаваемого силами реакций в опорах, можно пренебречь.

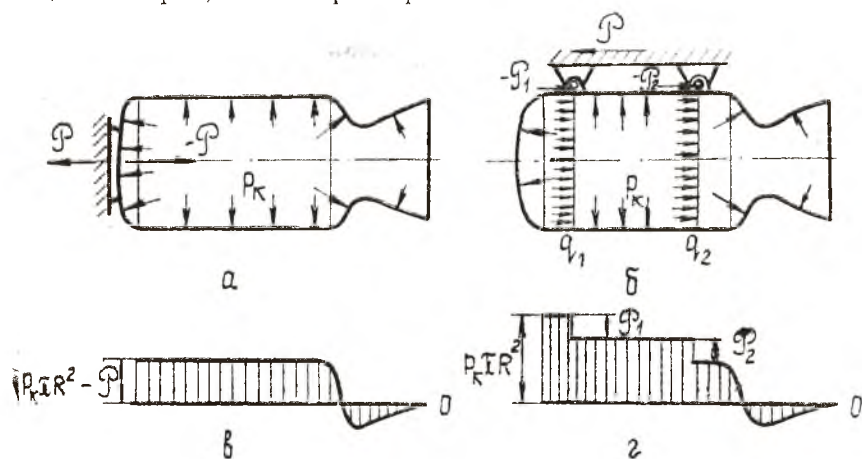


Рис. 32. Осевые силы в стенке камеры в конце выгорания заряда: а — узлы крепления на переднем днище; б — узлы крепления на обечайке; в, г — эпюры осевых сил

Эти допущения позволяют заменить действие сил реакции в опорах действием равномерно распределенных нагрузок q_1 и q_2 , направленных вдоль образующей обечайки, так что

$$P_1 = 2\pi R q_1, \quad P_2 = 2\pi R q_2.$$

В первом приближении можно принять $P_1 = P_2 = \frac{1}{2} P$. Наибольшая осевая сила у переднего днища

$$N_x = \rho_p \pi R^2.$$

На рис. 32, в, г приведены эпюры осевых сил для обоих случаев (растягивающие силы считаются положительными, а сжимающие — отрицательными).

При расчете осевых сил для начального периода работы двигателя необходимо учитывать осевую силу, передаваемую на корпус

двигателя топливным зарядом. Величина этой силы зависит от способа крепления заряда в камере и уменьшается по мере его выгорания. Например, при вкладном заряде в полете во время работы двигателя на сопловую решетку действует сила (рис. 33, а)

$$P_d = (p_{k1} - p_{k2})F_{3j} + m \cdot j, \quad (4.5)$$

где p_{k1} — давление газа у переднего торца заряда;

p_{k2} — давление газа у заднего торца;

F_{3j} — текущее значение площади торца;

m — текущее значение массы заряда;

j — продольное ускорение ракеты.

Через решетку эта сила передается обечайке и в сечении $d-d$ уменьшает растягивающую осевую силу (рис. 33, в).

При скрепленном заряде, горящем по внутренней поверхности и заднему торцу (рис. 33, б), на обечайку действует инерционная сила $P_j = m \cdot j$, распределенная по поверхности контакта заряда с обечайкой. Эпюра осевых сил в этом случае показана на рис. 33, г.

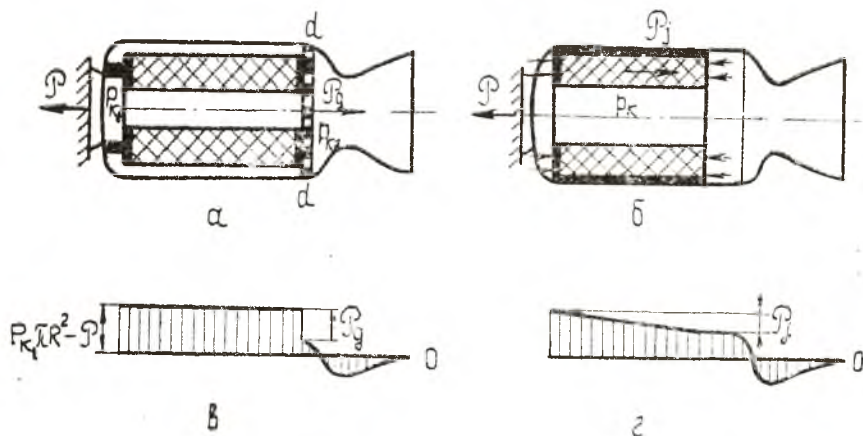


Рис. 33. Осевые силы в стенке камеры в начальный период работы двигателя: а — вкладной заряд; б — скрепленный заряд; в, г — эпюры осевых сил

Как видно, во всех случаях максимальная осевая сила не превосходит $p_p \pi R^2$.

Определив σ_x и σ_y , можно найти интенсивность напряжений

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y}.$$

Запас прочности обечайки камеры РДТТ оценивается по пределу текучести

$$n_r = \frac{\sigma_r}{\sigma_l}$$

и должен быть равен 1,05—1,1 [8]. Значение σ_T берется для материала стенки в рассматриваемом сечении при средней по толщине температуре, которая достигается в процессе работы двигателя.

Снижение массы конструкции путем уменьшения толщине стенки обечайки и теплоизоляции ведет к тому, что обечайка начинает работать в условиях упруго-пластических деформаций.

На рис. 34 показан элемент поперечного сечения обечайки. В связи с тем, что внутренняя ее поверхность нагрета до более высокой температуры, чем наружная, равновесие элемента возможно,

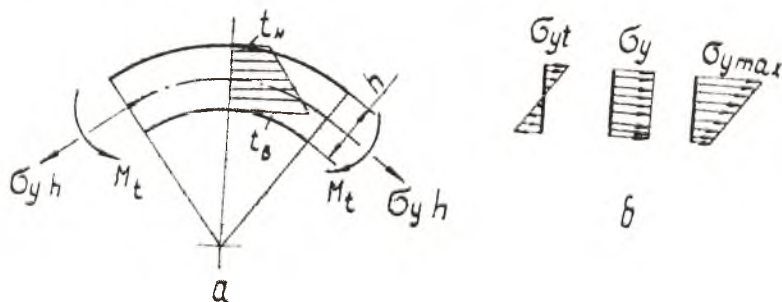


Рис. 34. Нагружение элемента поперечного сечения обечайки (а) и эюры напряжений (б)

если по краям его приложить изгибающий момент M_n . При этом в стенке возникают напряжения σ_{yn} . В результате суммирования этих напряжений с напряжениями σ_y получаются напряжения

$$\sigma_{y \max} = \sigma_y + \sigma_{yn},$$

величина которых может достигнуть предела текучести материала. Несущая способность обечайки в этом случае может быть обеспечена срединными слоями стенки.

Приближенно величину максимальных напряжений при упруго-пластических деформациях можно найти, приняв следующие допущения [2]:

1) температура стенки по толщине изменяется по линейному закону;

2) коэффициент линейного расширения материала стенки α_m и секущий модуль упругости E_c определяются средней температурой стенки и не изменяются по толщине.

Тогда

$$\begin{aligned} \sigma_{x \max} &= \frac{N_x}{2\pi R h} + \alpha_m \frac{\Delta t}{2} E_c, \\ \sigma_{y \max} &= \frac{p_p R}{h} + \alpha_m \frac{\Delta t}{2} E_c. \end{aligned} \quad (4.6)$$

Здесь $\Delta t = t_n - t_n$,

где t_n — температура наружной поверхности стенки;

t_b — температура внутренней поверхности стенки.

Определение α_m и E_c проводится при средней температуре стенки $t_{cp} = \frac{t_n + t_b}{2}$. Систему уравнений (4.6) можно решить методом последовательных приближений. В качестве первого приближения можно принять, например, значения σ_x и σ_y , найденные по формулам (4.4). Определив значение интенсивности напряжений

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2} - \sigma_x \sigma_y,$$

из диаграммы растяжения материала для температуры t_{cp} можно найти значение интенсивности деформаций ϵ_i и рассчитать секущий модуль упругости $E_c = \sigma_i / \epsilon_i$. Зная E_c , по формулам (4.6) можно найти $\sigma_{x \max}$ и $\sigma_{y \max}$ первого приближения. Затем эти значения используют для нахождения E_c и расчета $\sigma_{x \max}$ и $\sigma_{y \max}$ второго приближения. Расчет продолжают до тех пор, пока разница между последующим и предыдущим приближениями не будет удовлетворять требуемой точности расчета.

Оценка прочности обечайки при упруго-пластических деформациях производится по методу предельных нагрузок. Для этого задаются несколькими значениями давлений p_k и определяют соответствующие им значения $\sigma_{x \max}$ и $\sigma_{y \max}$. В качестве предельного давления для обечайки можно принять значение $p_{пр}$, при котором величины $\sigma_{x \max}$ и $\sigma_{y \max}$ дают $\sigma_i = \sigma_b$, где σ_b — предел прочности материала [9]. Запас прочности по предельным нагрузкам

$$n_{пр} = \frac{p_{пр}}{p_p}.$$

Величина его должна быть несколько больше, чем n_T . Ориентировочно можно принять его равным запасу прочности по отношению к σ_b , который обычно имеет значения 1,35—1,5 [11].

Уменьшить массу обечайки можно также, обеспечив ей равнопрочность в осевом и окружном направлении. Этого можно достигнуть, выбрав толщину самой оболочки, исходя из осевых напряжений σ_x , а недостающую прочность в окружном направлении можно обеспечить обмоткой из проволоки. Поскольку предел прочности проволоки может быть в 2—3 раза выше, чем у деталей из такого же металла, полученных механической обработкой или штамповкой, масса оболочки с обмоткой будет меньше массы обечайки из сплошного металла.

Пусть толщина оболочки h , предел прочности материала σ_b . Обмотку будем рассматривать как оболочку со сплошной стенкой, воспринимающей только окружные усилия. Ее толщина

$$h_{об} = \eta f,$$

где i — число витков проволоки обмотки на единицу длины в осевом направлении;

f — площадь сечения одной проволоки;
 предел прочности

$$\sigma_{B\text{ об}} = \sigma_{B\text{ пр}},$$

где $\sigma_{B\text{ пр}}$ — предел прочности проволоки.

Примем также, что осевая сила, действующая на обечайку, $N_x = p_p \pi R^2$. Тогда толщина оболочки из условия прочности ее в осевом направлении по соотношениям (4.4)

$$h = \frac{p_p R n}{2 \sigma_B},$$

где n — коэффициент запаса прочности.

Допустимое давление для этой оболочки, исходя из прочности ее в окружном направлении, примем $p_p/2$. Остальную часть давления должна воспринимать обмотка. Поэтому ее толщина

$$h_{\text{об}} = \frac{p_p R}{2 \sigma_{B\text{ об}}}.$$

Для оценки эффективности применения обмотки рассмотрим величину массы единицы поверхности обечайки: $m' = h \rho + h_{\text{об}} \rho_{\text{об}}$, где ρ и $\rho_{\text{об}}$ — плотность материала оболочки и обмотки соответственно.

Подставив в это выражение полученные значения h и $h_{\text{об}}$ при $n = 1$, получим

$$m' = \frac{p_p R}{2} \left(\frac{\rho}{\sigma_B} + \frac{\rho_{\text{об}}}{\sigma_{B\text{ об}}} \right) = \frac{p_p R}{2 \sigma_B} \left(1 + \frac{\sigma_B \rho_{\text{об}}}{\sigma_{B\text{ об}} \rho} \right).$$

Как видно из этого выражения, выигрыш в массе может быть получен только при $\frac{\sigma_B \rho_{\text{об}}}{\sigma_{B\text{ об}} \rho} < 1$. Для этого необходимо иметь $\sigma_B \rho_{\text{об}} < \sigma_{B\text{ об}} \rho$, т. е. обмотка должна быть прочнее или легче материала оболочки. Поэтому оказывается выгодным применять для обмотки стекловолокно, плотность которого меньше плотности стали.

Однако материалы оболочки и обмотки могут иметь различные предельные деформации $\varepsilon_{\text{пр}}$ и $\varepsilon_{\text{об пр}}$, соответствующие напряжениям σ_B и $\sigma_{B\text{ об}}$. В этом случае или обмотка, или оболочка разрушатся раньше, чем будет исчерпана прочность второго элемента. Поэтому для получения наибольшего выигрыша в массе надо выполнить условие

$$\varepsilon_{\text{пр}} = \varepsilon_{\text{об пр}}. \quad (4.7)$$

Если $\varepsilon_{об пр} > \varepsilon_{пр}$, то выполнить это условие можно, сделав обмотку с предварительным натягом.

Определим приближенно погонную величину предварительного натяга обмотки $N_{пн} = \sigma_{об пн} h_{об}$. В оболочке при натяге возникают сжимающие окружные напряжения $\sigma_{пн} = N_{пн} / h$. Как видно из диаграммы рис. 35, усилию $N_{пн}$ соответствуют относительные деформации обмотки $\varepsilon_{об пн}$ и оболочки $\varepsilon_{пн}$. При нагружении внутренним давлением обмотка продолжает растягиваться, а сжатие оболочки уменьшается и при определенном давлении становится равным нулю. Найдем деформацию обмотки в этот момент. Для этого проведем прямую BC параллельно AO . Очевидно, что $EO = FC$, и в момент, когда деформация оболочки равна нулю,

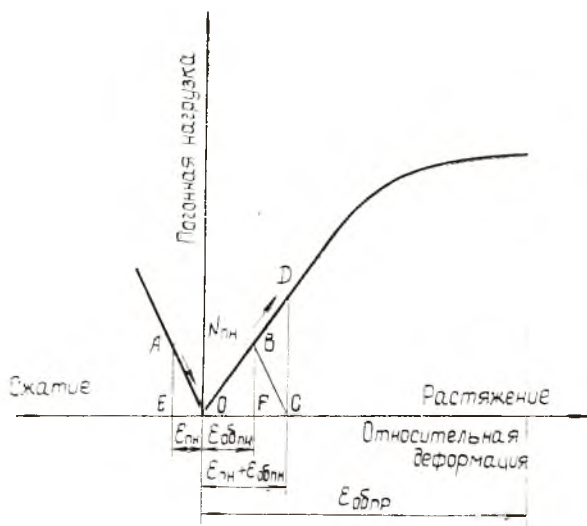


Рис. 35. Диаграмма нагружения оболочки и обмотки при наличии предварительного натяга

деформация обмотки равна $\varepsilon_{пн} + \varepsilon_{об пн}$, а усилие в ней соответствует точке D . В дальнейшем оболочка и обмотка работают на растяжение. Чтобы выполнить условие (4.7), необходимо

$$\varepsilon_{об пр} - (\varepsilon_{пн} + \varepsilon_{об пн}) = \varepsilon_{пр}. \quad (4.8)$$

Если модуль упругости материала оболочки E , обмотки $E_{об}$, то погонная их величина будет Eh и $E_{об}h_{об}$ и

$$\varepsilon_{пн} = \frac{N_{пн}}{Eh}, \quad \varepsilon_{об пн} = \frac{N_{пн}}{E_{об}h_{об}}.$$

Подставив эти значения в (4.8), получаем

$$N_{\text{min}} = \frac{Eh}{1 + \frac{Eh}{E_{00}h_{00}}} (\varepsilon_{00 \text{ пр}} - \varepsilon_{\text{пр}}).$$

Необходимо отметить, что натяг обеспечивает плотное прилегание и возможность совместной работы оболочки и обмотки. Однако напряжения, возникающие в оболочке при натяге, не должны превышать критического значения, иначе она потеряет устойчивость. Поэтому необходимо выдержать [11]

$$\sigma_{\text{min}} < \sigma_{\text{пр}} = 0,15 \frac{Eh}{R}.$$

Существенно снизить массу обечайки можно, изготовив ее из стеклопластика (см. табл. 2.1). Механические свойства такой обечайки в большой степени зависят от технологии изготовления. При этом соответствующим расположением армирующих волокон можно приблизиться к равнопрочности обечайки в окружном и осевом направлении. В связи с низким значением модуля упругости стеклопластика толщину обечайки часто приходится назначать, исходя из допустимых деформаций теплозащитного покрытия при условии сохранения устойчивости формы. Расчет стеклопластиковой обечайки на прочность с учетом анизотропии прочностных свойств приводится в [9, 24].

До сих пор прочность обечаек рассматривалась в сечениях, достаточно удаленных от дна или других элементов, обладающих повышенной жесткостью. Вблизи этих элементов, в зоне так называемого красного эффекта, возникают изгибающие моменты и значительные изгибные напряжения. Для металлической обечайки максимальное значение изгибного напряжения можно определить по формуле [11]

$$\sigma_{\text{изг}} = \frac{p_0 R}{h} \left(1 + \sqrt{3} \frac{2 - \nu}{2 \sqrt{1 - \nu^2}} \right),$$

где ν — коэффициент Пуассона.

При $\nu = 0,3$ напряжение $\sigma_{\text{изг}}$ получается почти в два раза больше, чем величина $\sigma_{\text{пр}}$, определяемая по формулам (4.4). Для пластичных материалов местное увеличение напряжений приводит лишь к локальным пластическим деформациям без нарушения работоспособности обечайки. Но если обечайка выполнена из высокопрочного и малопластичного материала, такая концентрация напряжений может вызвать разрушение. Во избежание этого кромка обечайки обычно упрочняется путем местного утолщения или приварки переходного кольца. Ширина упрочненного пояса должна быть больше длины зоны изгиба, которая примерно равна

$$l \approx 2,6 \sqrt{Rh},$$

Расчет на устойчивость обечайки проводится в рассмотренных выше случаях. Величину критической осевой силы для обечайки, неподкрепленной зарядом (при вкладном заряде), можно определить по формуле [25]

$$N_{кр} = \frac{2 \pi E h^2}{\sqrt{3(1-\nu^2)}}.$$

Для обечайки, скрепленной с зарядом, критическую силу можно приближенно определить по формуле [11]

$$N_{кр} = \frac{2 \pi E h^2}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \sqrt{1 + \frac{E_T R}{E h (1-\nu_T)}},$$

где E_T и ν_T — соответственно модуль упругости и коэффициент Пуассона топлива.

Коэффициент запаса на устойчивость

$$n_y = \frac{N_{кр}}{N_i},$$

где N_i определяется по формуле (4.3). В первом приближении можно принимать $n_y = 1,5-2$.

4.3.2. Прочность днищ

Днища корпуса РДТТ обычно выполняют сферическими, торо-сферическими или эллиптическими. При выборе формы днища руководствуются следующими требованиями:

1) днище должно быть наименьшей массы при достаточно большом объеме;

2) днище должно обеспечивать наилучшую компоновку с соседним отсеком;

3) форма днища должна быть простой для изготовления и по возможности не должна приводить к концентрации напряжений в зоне стыка с обечайкой.

В большинстве случаев днища корпуса могут рассматриваться как тонкостенные оболочки, и для их расчета используется безмоментная теория оболочек.

Сферическое днище, представляющее собой сегмент сферы (рис. 36), получило широкое распространение ввиду простоты изготовления. Основным недостатком его является значительная концентрация напряжений в месте стыка днища с обечайкой и необходимость постановки в этом месте переходного кольца.

Под действием внутреннего давления в сферическом днище возникают равные меридиональные и окружные напряжения:

$$\sigma_x = \sigma_y = \frac{p_r R_{сф}}{2h}, \quad (4.9)$$

где $R_{сф}$ и h — радиус и толщина стенки днища.

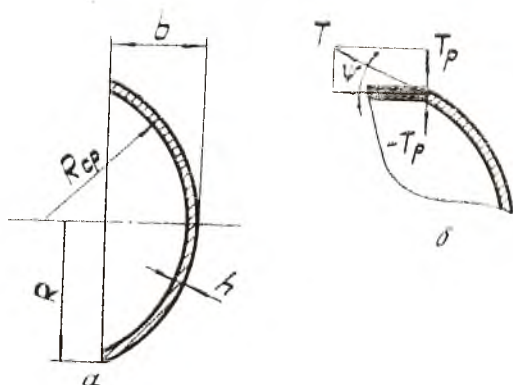


Рис. 36. Сферическое днище (а) и схема взаимодействия днища с обечайкой (б)

На величину массы днища и напряженное состояние в месте стыка с обечайкой значительное влияние оказывает вылет днища и его относительная величина $\xi = b/R$. Из геометрических соотношений можно получить

$$R_{сф} = \frac{R(1 + \xi^2)}{2\xi}.$$

Подставляя это значение в (4.9), находим напряжение в стенке днища

$$\sigma_{дн} = \frac{p_p R (1 + \xi^2)}{4 h \xi}$$

и запас прочности днища

$$n_{дн} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{дн}}. \quad (4.10)$$

Величину его можно принимать равной значению n_B для обечайки (1,35—1,5 [11]).

По кромке сферического днища действует меридиональное усилие T (рис. 36, б), величина которого также зависит от ξ и определяется выражением

$$T = \frac{p_p R (1 + \xi^2)}{4 \xi}.$$

Для восприятия радиальной составляющей этого усилия $T_p = T \sin \psi$ в конце обечайки приваривают переходное кольцо 1, масса которого увеличивает массу конструкции (рис. 37). Вследствие большой разницы в жесткости этого кольца и днища в месте сопряжения возникает концентрация напряжений. Поэтому стре-

мятся увеличить ξ . При $\xi = 1$ получается полусферическое днище, у которого $T_p = 0$ (угол $\psi = 0$), и отпадает необходимость в переходном кольце. При равенстве толщины обечайки и днища отсутствует концентрация напряжений. Однако при этом получается перетяженным, так как напряжения в нем меньше, чем в обечайке. Полусферическое днище имеет большую поверхность и часто его применение невозможно по условиям компоновки.



Рис. 37. Конструкция соединений обечайки с днищем

При $\xi < 1$ вследствие уменьшения площади поверхности днища его масса становится меньше, даже несмотря на некоторое увеличение толщины стенки. Минимальная масса днища получается при $\xi = 0,58$.

Выбор значения ξ производится из условия минимума массы днища и возможностей компоновки корпуса на летательном аппарате. Конструкция сопряжений обечайки и сферического днища показана на рис. 37. Скругление радиусом r необходимо для снижения концентрации напряжений.

При увеличении радиуса r получается торосферическое днище (рис. 38, а), которое образовано сопряжением тора радиусом R_T и сферической чаши, имеющей радиус $R_{сф}$. В этом случае концентрация напряжений в зоне соединения днища с обечайкой отсутствует, и это место можно выполнить без усиления. Однако концентрация напряжений появляется в месте сопряжения тора и сферы (точка А на рис. 38, а) вследствие изменения там радиусов кривизны поверхности. Если днище сделано из достаточно пластичного материала

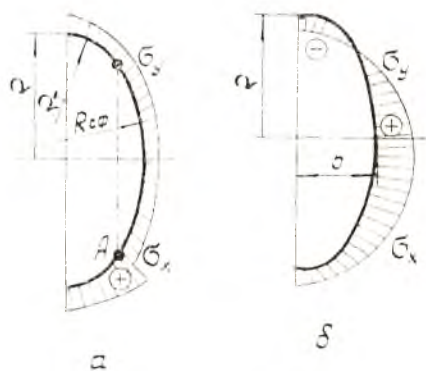


Рис. 38. Распределение напряжений по контуру торосферического (а) и эллиптического (б) днища при нагружении внутренним давлением

ла, эта концентрация напряжений не представляет опасности, так как ослабляется благодаря местным пластическим деформациям. При использовании высокопрочных и малопластичных материалов концентрацию напряжений необходимо учитывать.

Расчетное напряжение для торосферического днища с постоянной по контуру толщиной можно определить по формуле [11]

$$\sigma_{\text{дн}} = \left(\frac{3}{4} + \sqrt{\frac{R_{\text{сф}}}{2 R_{\text{T}}}} \right) \frac{p_p R_{\text{сф}}}{2 h}.$$

Значения $R_{\text{сф}}$ и R_{T} подбираются таким образом, чтобы получить минимальную массу днища. Запас прочности определяется выражением (4.10).

Эллиптическое днище представляет собой полуэллипсоид вращения. Главные радиусы кривизны у него меняются непрерывно вдоль поверхности и нет такой концентрации напряжений, как у торосферического днища. Однако при $\xi < 0,707$ окружные напряжения на периферии эллиптического днища становятся отрицательными (рис. 37, б). Так как в обечайке окружные напряжения всегда положительны, то в месте их сопряжения возникают значительные изгибающие моменты. Поэтому это место приходится усиливать переходным кольцом или утолщением кромки днища. Уменьшить изгибающие моменты на кромке можно увеличением ξ .

Расчетное напряжение для эллиптического днища можно найти с помощью зависимости

$$\sigma_{\text{дн}} = \frac{1 + 2\xi^2}{6\xi^2} \frac{p_p R}{h}.$$

Минимальная масса днища с учетом слоя теплоизоляции и необходимости усиления кромки получается при $\xi = 0,4-0,7$. Запас прочности находится по (4.10).

Преимущества эллиптического днища по сравнению с торосферическим незначительны, к тому же оно сложнее в изготовлении и применяется реже.

С целью снижения массы конструкции и устранения зон концентрации напряжений разработаны и применяются более сложные формы днищ (днища Бицено и днища Кассини [11,5]).

4.4. ПРОЧНОСТЬ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ

Твердые ракетные топлива представляют собой полимеры, для которых характерна сильная зависимость механических свойств от температуры, скорости и времени нагружения. Полимеры могут находиться в трех состояниях: стеклообразном, высокоэластичном и вязко-текучем. Нитроцеллюлозные топлива при эксплуатационных

температурах находятся обычно в стеклообразном состоянии. Они имеют относительно высокий модуль упругости и малую величину предельной деформации. При отрицательных температурах они становятся хрупкими. В расчетах нитроцеллюлозное топливо можно рассматривать как абсолютно упругий и изотропный материал.

Смесевое топливо представляет собой полимер, в котором частицы окислителя играют роль наполнителя. Механические свойства смесевых топлив в основном определяются физическими свойствами горючего—связующего, в качестве которого часто используются высокоэластичные материалы. Поэтому в большинстве случаев смесевые топлива в эксплуатационном диапазоне температур также находятся в высокоэластичном состоянии и должны рассматриваться как вязко-упругая среда, обладающая реологическими свойствами (зависимостью механических свойств от времени). Для этих топлив свойственна ползучесть и релаксация напряжений.

Физико-механические свойства некоторых твердых ракетных топлив приведены в [2].

Вкладной заряд находится в условиях всестороннего сжатия давлением продуктов сгорания. Такое нагружение не является опасным для заряда. Во время полета на заряд также действуют силы инерции, а при работе двигателя давление у заднего торца вследствие потерь в каналах заряда может быть меньше давления у переднего торца (см. рис. 33, а). Возникающее при этом осевое усилие определяется выражением (4.5). Это усилие прижимает заряд к сопловой решетке и может вызвать значительные контактные напряжения. Если они превысят предел упругости материала топлива, то возможно разрушение или смятие заряда. Опасность возрастает при повышении начальной температуры заряда, которое приводит к размягчению твердого топлива. Поэтому в поверочном расчете определяются напряжения смятия на заднем торце заряда:

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P_{\text{д}}}{F_{\text{оп}}},$$

где $F_{\text{оп}}$ — площадь опорной поверхности торцевой части заряда.

Необходимо, чтобы $\sigma_{\text{см}} \leq [\sigma_{\text{см}}]$, где $[\sigma_{\text{см}}]$ — допускаемое напряжение шашки твердого топлива на смятие при температуре заряда $+50^{\circ}\text{C}$.

Возможны и другие расчетные случаи вкладного заряда, например, проверка условия сохранения продольной устойчивости шашек под действием осевых сил или определение степени перекрытия каналов для прохода газа вследствие сминания торца шашек [2].

Для изготовления скрепленных зарядов обычно используются смесевые топлива, и при их расчете необходимо учитывать временной фактор. Методики подобных расчетов приведены в [9, 24]; они

весьма сложны и в большинстве случаев выполняются с помощью ЭВМ. Однако при начальном проектировании бывает достаточным рассмотрение только упругих деформаций заряда [11]. Одним из основных расчетных случаев является нагружение заряда давлением продуктов сгорания по поверхности канала (рис. 39). В результате этого заряд растягивается в окружном направлении, но

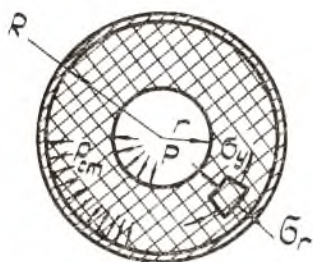


Рис. 39. Схема нагружения скрепленного заряда давлением продуктов сгорания

жесткие стенки камеры сгорания ограничивают эти деформации. Для определения напряжений и деформаций заряда используется решение задачи Ляме для толстостенного полого цилиндра. При рассмотрении можно принять, что стенка камеры сгорания абсолютно жесткая, так как модуль упругости материала стенки на несколько порядков больше, чем у заряда. В поперечных сечениях заряда возникают сжимающие радиальные напряжения σ_r и растягивающие окружные напряжения σ_y , которые и являются опасными.

Наибольшей величины окружные напряжения достигают на поверхности канала. В случае цилиндрического канала они

$$\sigma_y = \frac{1 - m^2 - 2\mu_T}{1 + m^2 - 2\mu_T} p_p,$$

где $m = r/R$, а r и R — соответственно радиусы канала и наружной поверхности заряда; μ_T — коэффициент Пуассона топлива.

На наружной поверхности заряда радиальные напряжения равны давлению заряда на стенку корпуса, взятому с обратным знаком:

$$-\sigma_r = p_{cr} = \frac{2m^2(1 - \mu_T)}{1 + m^2 - 2\mu_T} p_p.$$

Отсюда видно, что в начале работы двигателя $p_{cr} < p_p$. По мере выгорания заряда растет m и увеличивается давление p_{cr} . В конце работы двигателя при $m = 1$ на стенку действует давление $p_{cr} = p_p$.

Для целостности заряда необходимо, чтобы деформация растяжения ϵ_y на поверхности канала не превышала допустимого значения:

$$\epsilon_y = \frac{(1 - m^2)(1 + \mu_T)(1 - 2\mu_T)}{(1 + m^2 - 2\mu_T)E_T} p_p \leq [\epsilon_y], \quad (4.11)$$

где E_T — модуль упругости топлива.

Из выражения (4.11) определяется минимально допустимое значение m . Для современных топлив $[\epsilon_y] = 15...20\%$, допустимое $m = 0,4-0,5$ [2].

На величину напряжений в заряде большое влияние оказывает коэффициент Пуассона, величина которого для смесевых топлив 0,35—0,5. Резиноподобные топлива ($\mu_r = 0,5$) передают давление как жидкость. При этом везде $\sigma_r = \sigma_y = -p_p$.

Другим расчетным случаем является проверка прочности склейки заряда и стенки корпуса. При охлаждении камеры сжатие корпуса обычно существенно меньше, чем заряда, и он стремится оторваться от стенки. Возникающее при этом радиальное напряжение в склеивающем слое

$$\sigma_r = \frac{(t_0 - t) (\alpha_r - \alpha_m) (1 - m^2) E_r}{1 + m^2 - 2\mu_r}$$

где t_0 — начальная температура заряда и корпуса;

t — температура после охлаждения;

α_r и α_m — коэффициенты линейного расширения топлива и корпуса соответственно.

Наибольшей величины разность $t_0 - t$ достигает при остывании заряда после заливки его в камеру.

Возможны также расчетные случаи, относящиеся к наземной эксплуатации. Основной из них — определение деформации заряда под действием силы веса вследствие ползучести топлива. Величина ее не должна выходить за допустимые пределы.

Проектирование РДТТ не ограничивается рассмотренными выше расчетами. Уже на этапе эскизного проектирования проводятся анализ технологичности элементов конструкции и прогнозирование себестоимости их производства, делается оценка их надежности. Только с учетом таких оценок возможен обоснованный выбор конструктивных решений и снижение затрат при отработке двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анализ гарантийных сроков хранения РДТТ: РЖ «Авиационные и ракетные двигатели», 1977, вып. 34, № 12, с. 22—23.
2. Шапиро Я. М., Мазинг Г. Ю., Прудников Н. Е. Основы проектирования ракет на твердом топливе. — М.: Военное издательство, 1968. 352 с.
3. Ладиков М. Н. и др. Физические основы ракетного оружия. — М.: Военное издательство, 1972. 312 с.
4. Рожков В. В. Двигатели ракет на твердом топливе. — М.: Военное издательство, 1971. 118 с.
5. Конструкция и отработка РДТТ/Виницкий А. М., Волков В. Т., Волковицкий Н. Г., Холодильников С. В. Под ред. Виницкого А. М. М.: Машиностроение, 1980. 230 с.
6. Морозов Н. И. Баллистические ракеты стратегического назначения. — М.: Военное издательство, 1974. 206 с.
7. Горст А. Г. Пороха и взрывчатые вещества. — М.: Машиностроение, 1972. 208 с.

8. Мелькумов Т. М. и др. Ракетные двигатели. — М.: Машиностроение, 1976. 399 с.
9. Синюков А. М. и др. Баллистическая ракета на твердом топливе. — М.: Военное издательство, 1972. 512 с.
10. Уитфилд. Конструирование металлических корпусов РДТТ. — Вопросы ракетной техники, 1969, № 3, с. 22—47.
11. Разумев В. Ф., Ковалев Б. К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. — М.: Машиностроение, 1976. 256 с.
12. Межконтинентальный трехступенчатый баллистический снаряд «Минитмен»: Обзор. — Вопросы ракетной техники, 1962, № 1.
13. Пичугин Д. Ф. Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов. — Куйбышев: КуАИ, 1975. Ч. 3. 88 с.
14. Коэн, Васел. Разработка больших РДТТ пониженной стоимости. — Вопросы ракетной техники, 1970, № 9, с. 42—60.
15. Уонг. Конструирование сопла РДТТ. — Вопросы ракетной техники, 1969, № 4, с. 46—75.
16. Алмасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. 546 с.
17. Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: Машиностроение, 1979. 392 с.
18. Пат. США, кл. 60—204, № 3521452.
19. Пат. США, кл. 239—1273, № 3282421.
20. Виноцкий А. М. Ракетные двигатели на твердом топливе. — М.: Машиностроение, 1973. 248 с.
21. Куров В. Д., Должанский Ю. М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. — М.: Оборонгиз, 1961. 294 с.
22. Шипиро Я. М., Мазинг Г. Ю., Прудников Н. Е. Теория ракетного двигателя на твердом топливе. — М.: Военное издательство, 1966. 256 с.
23. Урванцев А. А. Эрозия и защита металлов. — М.: Машиностроение, 1966. 234 с.
24. Фахрутдинов Н. X. Ракетные двигатели твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1981. 224 с.
25. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Носилевич Г. В. Расчет на прочность деталей машин. — М.: Машиностроение, 1979. 696 с.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ БРДД «МИНИТМЕН» И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Модификация	Начало эксплуатации	Масса ракет, кг	Масса головной части, кг	Дальность полета, км	Число ступеней	Тяга двигателей, Кн			Конструктивные особенности РДТТ
						1 ступень	2 ступень	3 ступень	
Минитмен 1А	1962	29700	420	9200	3	910	250	159	Корпус двигателей первой и второй ступеней сделан из высокопрочной стали. Корпус двигателя третьей ступени — из стеклопластика. На всех ступенях установлено по четыре поворотных сопла. Двигатель третьей ступени снабжен системой выключения с соплами противотяги.
Минитмен 1В	1963	31300	400	10200	3	910	295	159	Применен новый РДТТ второй ступени, увеличены его габариты и масса топливного заряда, а корпус изготовлен из титанового сплава.
Минитмен 11	1965	33500	500	11120	3	910	510	159	Усовершенствован РДТТ второй ступени: корпус его сделан из стеклопластика, введено четыре поворотных сопла установлено одно неподвижное, управление по тангажу и курсу осуществляется впрыском фреона в закрыточную часть сопла, а по крену — струйными рулями, работающими от ТТГ. В результате возрос удельный импульс, а тяга второй ступени увеличилась на 50%.
Минитмен 111	1969	35380	900	12970	3	910	510	229	Применен новый РДТТ третьей ступени с увеличенным запасом топлива. Двигатель оснащен одним неподвижным соплом с управлением путем впрыска фреона в закрыточную часть сопла. Управление по крену осуществляется с помощью струйных рулей.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ БРСД «ПОЛАРИС», «ПОСЕЙДОН»
И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Модификация	Год принятия на вооружение	Масса ракет, кг	Масса головной части, кг	Дальность полета, км	Число ступеней	Тяга двигат., Кн				Конструктивные особенности РДТТ
						1 ступень	2 ступень	7	8	
1	2	3	4	5	6	7	8	9		
Поларис А-1	1960	12840	420	2200	2	356	90		Корпус двигателя первой ступени сделан из высокопрочной стали толщиной 5,6 мм, корпус второй ступени — из той же стали толщиной 2,3 мм. На обеих ступенях установлено по четыре неподвижных сопла с поворотными дефлекторами для управления вектором тяги. Двигатель второй ступени снабжен системой выключения. Отсека достигается понижением давления в камере при выживании заглушек, расположенных по окружности корпуса.	
Поларис А-2	1962	14500	420	2800	2				Применен новый РДТТ второй ступени: корпус его выполнен из стеклопластика толщиной 3,7 мм, что дало выигрыш в массе 130 кг. Вместо четырех неподвижных сопел с дефлекторами установлено четыре поворотных сопла.	

1	2	3	4	5	6
Поларис А-3	1964	15900	400	4640	2
Посейдон	1971	29500	900	4640	2

7	8	9
		<p>Применен новый РДТТ первой ступени с корпусом из стеклопластика толщиной 3,7 мм, что дало выигрыш в массе 400 кг. Управление вектором тяги осуществляется с помощью поворотных сопл.</p> <p>На второй ступени установлено четыре неподвижных сопла, а управление осуществляется впрыском фреона в закритическую часть сопл.</p>
		<p>Корпуса обеих ступеней выполнены из стеклопластика. На обеих ступенях установлено по одному поворотному утопленному соплу, выполненному в основном из стеклопластика с графитовым вкладышем в критической части.</p>