

# Содержание

ПРЕДИСЛОВИЕ .....	4
Глава 1. КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ (РДТТ) 7	
1.2.РДТТ баллистических ракет. ....	12
1.3.РДТТ для космических аппаратов. ....	35
1.4.РДТТ вспомогательного назначения. ....	46
Глава 2. КОРПУСА РДТТ .....	54
2.1.Конструктивные схемы корпусов РДТТ. ....	54
2.2.Корпуса РДТТ из композиционных материалов. 62	
2.3.Прочность элементов корпуса из композиционного материала. ....	81
2.4.Металлические корпуса РДТТ. ....	101
2.5.Крышки корпусов РДТТ. ....	121
2.6.Разъемные соединения в конструкциях РДТТ. 126	
Глава 3. СОПЛОВЫЕ БЛОКИ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РДТТ .....	132
3.1.Типовая конструкция сопла. Применяемые материалы. ....	134
3.2.Сопла с переменной степенью расширения. ....	136
3.3.Конструкции раздвижного сопла. ....	142
3.4.Приводы выдвижения насадков .....	143
3.5.Органы управления РДТТ. ....	144
3.6.Конструкции сопловых заглушек. ....	162
Глава 4. УЗЛЫ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА, ОТСЕЧКИ. ПИРОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА РДТТ. ....	166
4.1.Узлы системы запуска двигателя. ....	166
4.2.Узлы отсечки тяги. ....	170
4.3.Пиротехнические средства РДТТ. ....	175

Глава 5.ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ. ....	183
5.1.Структура систем измерений. ....	183
5.2.Узлы измерения давления и пульсаций давления в камере сгорания. ....	186
5.3.Силоизмерительные узлы. ....	195
5.4.Узлы измерения температуры и тепловых потоков. ....	196
5.5.Виброизмерительные узлы. ....	198
5.6.Узлы измерения деформаций. ....	200
5.7.Измерительные узлы линейных и угловых перемещений. ....	201
5.8.Измерительные узлы сигнальных параметров. 203	
5.9.Монтаж измерительных кабелей на двигателе. 204	
Глава 6.УПЛОТНИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ И УСТРОЙСТВА. ..	205
6.1.Основные уплотнительные узлы. ....	206
6.2.Методы контроля степени негерметичности.	211
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....	213

# КОНСТРУКЦИИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Под общей редакцией чл.-корр. Российской академии наук,  
д-ра техн. наук, проф. *Л. Н. Лаврова*



МОСКВА  
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»  
1993

Издательство «Машиностроение»  
119250, Москва, Мясницкая ул., д. 26

ББК 39.62  
К64  
УДК 629.7.036.54. 001

Авторы: Л. Н. Лавров, А. А. Болотов, В. И. Гапаненко, О. С. Думин, П. А. Зиновьев, Б. Л. Панасевич, Н. Л. Поломских, М. И. Соколовский, Ю. Н. Щербаков.

**Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе /**  
К64 Под общ. ред. чл. корр. Российской академии наук, д-ра  
техн. наук, проф. Л. Н. Лаврова — М.: Машиностроение,  
1993. — 215 с., ил.

Рассмотрены вопросы конструирования ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ). Проанализированы направления развития конструктивно-компоновочных схем РДТТ. Большое внимание уделено основным принципам конструирования корпусов двигателей из композиционных и металлических материалов, вопросам конструирования и расчета органов управления РДТТ. Приведены примеры наиболее типичных конструкций корпусов, органов управления, узлов систем запуска, отсечки тяги, пиротехнических средств, уплотнительных узлов и устройств.

Предназначена для инженеров, работающих в области ракетной техники, авиационной промышленности, химического машиностроения и приборостроения, а также для преподавателей, аспирантов и студентов соответствующих специальностей вузов.

ББК 39.62

© НПО „Искра“, 1993  
© Издательство „Машиностроение“, 1993



## ПРЕДИСЛОВИЕ

Ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) явились первым типом ракетных двигателей, нашедших практическое применение. Они широко используются в ракетной и ракетно-космической технике.

Разработка твердотопливных ракет в США началась примерно с 1947 г. Однако, в середине 50-х годов первые баллистические ракеты США так же, как и у нас в стране, начали разрабатывать с использованием жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в связи с общим более низким уровнем развития РДТТ. После проведения обширного комплекса теоретических и экспериментальных исследований жидкостные баллистические ракеты в США начали вытесняться твердотопливными, и в настоящее время они полностью заменили ракеты с ЖРД, занимая теперь монопольное положение в этом классе вооружения США.

Интенсивные исследования и опытно-конструкторские работы по созданию и использованию твердотопливной техники как средства вооружения начались в нашей стране с 1958 г. Идея создания твердотопливных ракетных комплексов принадлежала академику С. П. Королеву, им же были сделаны первые практические шаги по созданию их.

Современные РДТТ изготавливают в широком диапазоне параметров: тяга их может составлять от десятков до миллионов ньютонов, время работы — от долей секунды до нескольких сот секунд, давление в камере сгорания — от нескольких единиц до сотен мегапаскалей. РДТТ является высоконапряженной тепловой машиной, его узлы и элементы конструкции работают в диапазоне температур от  $-50$  до  $3500^{\circ}\text{C}$  в условиях разностороннего силового нагружения в статическом и динамическом режимах.

Опыт эксплуатации выявил, что ракеты с РДТТ по сравнению с ракетами, оснащенными ЖРД, обладают следующими преимуществами:

более высокой надежностью, возможностью длительного (до 15 лет и более) хранения в полностью снаряженном виде и в постоянной готовности;

простотой конструкции ракеты и наземного оборудования, в результате чего сокращается численность обслуживающего персонала и упрощаются условия эксплуатации;

меньшей стоимостью изготовления и эксплуатации ракетного комплекса.

РДТТ обладают рядом особенностей, которые необходимо учитывать при создании и отработке твердотопливных двигателей и оценке их уровня по сравнению с ЖРД:

а) конструктивная простота, высокая степень механизации и автоматизации при изготовлении основных узлов РДТТ; возможность прямого контроля большинства составных частей в процессе производства на воздействие основных штатных нагрузок обеспечивают создание безотказной техники при низких трудозатратах;

б) высокие эксплуатационные качества; не требуются никакие регламентные работы в течение гарантийного срока.

Вместе с тем работы по созданию РДТТ являются исключительно сложными, «наукоемкими», включающими проведение большого объема расчетно-экспериментальных исследований.

Современные крупногабаритные РДТТ отличаются:

неоднородностью продуктов сгорания твердого топлива (до 40% конденсированной фазы со сложным спектром распределения частиц по размерам и резкой их эволюцией за время их пребывания в двигателе);

большой площадью поверхности защитных материалов, разрушающихся при взаимодействии с продуктами сгорания твердого топлива в условиях высоких температур и градиентов температур;

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

Одна из важнейших особенностей РДТТ состоит в том, что они являются органической частью ракеты и составляют ее основные конструктивные элементы. Несмотря на простоту конструкции, РДТТ представляют собой сложную техническую систему, в которой каждая подсистема (корпус, сопловой блок и др.) неразрывно связана конструктивно в одно целое.

Крупногабаритные РДТТ характеризуются уровнем массового совершенства (отношение массы конструкции к массе заряда твердого топлива) для верхних ступеней ракет не более 0,08, а коэффициент объемного заполнения камеры двигателя топливом (отношение объема твердотопливного заряда к внутреннему объему камеры) достигает 0,92—0,95.

Имеется ряд фундаментальных и прикладных работ, посвященных РДТТ [1, 15, 17, 29, 30 и др.], в которых кратко изложены вопросы конструирования узлов и агрегатов, при этом основное внимание уделено общим принципам проектирования, расчета и отработки РДТТ.

Авторы поставили своей задачей обобщить опыт конструирования современных РДТТ, уделив особое внимание конструкциям корпусов, сопловых блоков и органов управления как наиболее ответственным узлам двигателя.

Книга состоит из шести глав, каждая из которых представляет собой законченный по содержанию материал и может рассматриваться независимо от других глав.

При написании книги использованы материалы из отечественной и зарубежной литературы, а также результаты исследований авторов.

## ГЛАВА I

### КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ (РДТТ)

#### 1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РДТТ И ЕГО СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ

РДТТ используют в летательных аппаратах многих типов: баллистических ракетах, космических системах и ракетах-носителях, крылатых ракетах и самолетах, зенитных и авиационных ракетных комплексах. РДТТ можно применять в качестве основных маршевых двигателей ракеты или в качестве вспомогательных двигателей для управления летательным аппаратом, отделения ступеней и блоков, торможения и мягкой посадки, аварийного спасения космических кораблей и индивидуальных капсул пилотов.

К основным узлам и конструктивным элементам РДТТ относят корпус, сопловой блок, заряд, систему запуска, узлы отсечки (прекращения действия) тяги и аварийного выключения двигателя, вспомогательные устройства.

Корпуса РДТТ могут иметь различную форму: цилиндрическую, коническую, сферическую, овалондную или торовую. Возможны и комбинированные формы корпуса. Корпус может быть цельным или разъемным, разделенным на секции, имеющим отъемные днища. В качестве материала корпуса применяют высокопрочные стали, титановые сплавы, стеклопластики, органопластики, углепластики. В ряде случаев целесообразны комбинации этих материалов, например корпуса из титановых сплавов, упрочненных слоем стеклопластика.

В РДТТ используют топливо двух основных типов: баллистическое, представляющее собой коллоидный раствор нитроклотчатки в нитроглицерине, и смесевое, являющееся механической смесью твердых мелкодисперсных частиц окислителя и горючего — связующего.

Топливо в РДТТ обычно используют в виде отдельных блоков — зарядов или шашек. Двигатель может иметь один моноблочный заряд или несколько зарядов-шашек. Заряды крепятся в корпусе двигателя специальными устройствами или прочно скрепляются с его внутренней поверхностью. Поверхностью горения могут являться торец заряда, его внешняя поверхность или (обыч-

но) внутренний канал заряда, имеющий цилиндрическую, звездообразную или более сложную форму.

РДТТ, предназначенные для летательных аппаратов с управляемым движением, имеют специальные органы управления для изменения направления и величины вектора тяги.

Для управления вектором тяги по направлению может использоваться основное сопло двигателя или устройство для локального воздействия на струю газообразных продуктов сгорания. Основное сопло двигателя, используемое для управления, имеет разъем, разделяющий подвижную и неподвижную части сопла. В зависимости от места разъема различают поворотные управляющие сопла (ПУС), имеющие возможность поворачиваться целиком, качающиеся управляющие сопла (КУС), имеющие разъем в дозвуковой части сопла, и разрезные управляющие сопла (РУС), имеющие разъем в сверхзвуковой части сопла. Используют также вращающиеся управляющие сопла (ВУС) с несимметричным сопловым трактом, которые могут вращаться относительно некоторой оси.

Для крепления подвижной части управляющего сопла можно использовать эластичные опорные шарниры, гидравлические, карданные и цапфенные подвесы.

Локальное воздействие на струю продуктов сгорания можно осуществлять путем вдува газов (перепускаемых из камеры сгорания или специального газогенератора) или впрыска жидкости. Используют также специальные механические устройства — газовые рули, интерцепторы, триммеры, дефлекторы.

Регулирование тяги РДТТ по величине осуществляется изменением площади критического сечения основного сопла или специальными устройствами.

Запланированное или аварийное прекращение (отсечка) действия тяги двигателя достигается вскрытием сопел противотяги, отделением сопла или гашением заряда твердого топлива. Возможно также полное отделение двигателя от летательного аппарата.

Важным элементом РДТТ является система запуска двигателя. Для воспламенения основного заряда используют специальные легковоспламеняемые составы, инициируемые пиросредствами по сигналам системы управления. Воспламеняющееся устройство (воспламенитель) можно устанавливать на передней крышке двигателя, в сопле или непосредственно на заряде твердого топлива.

Нужное качество процесса воспламенения заряда (а значит, и темп выхода двигателя на режим) обеспечивается не только воспламенителем, но и специальными устройствами — заглушками, устанавливаемыми в сопле двигателя и срабатывающими (открывающими сопловый тракт) при заданном давлении в двигателе.

Приступая к проектированию и конструированию РДТТ, конструктор из всего комплекса общих и специальных требований технического задания на разработку и создание современной или перспективной твердотопливной энергетической установки должен

проанализировать и выбрать принципиальные положения, которые в основном определяют проектно-конструкторский подход и логику формирования и построения конструктивно-компоновочной схемы двигателя. При этом должны быть обеспечены:

- требуемые энергомассовые характеристики РДТТ;
- возможности максимального выполнения заданных условий эксплуатации двигателя в составе ракеты и комплекса в целом;
- требования по габаритным ограничениям, накладываемые на РДТТ условиями его компоновки в составе ракеты;
- техничко-экономическая целесообразность принимаемых технических решений по двигателю.

Процесс проектирования РДТТ заключается в преодолении противоречий, поскольку одновременно предъявляемые требования по максимальному значению удельного импульса тяги, максимального заполнения камеры сгорания двигателя топливом при минимальной массе конструкции и удовлетворении требований к внутрибаллистическим параметрам и габаритным ограничениям определяют необходимость поиска рационального сочетания основных проектных параметров и оптимального варианта конструктивно-компоновочной схемы РДТТ. Минимизация массы и габаритов с обеспечением требований по надежности и энергетическим характеристикам являются неперенным критерием рациональности создаваемой конструкции РДТТ.

Конструктивно-компоновочная схема РДТТ определяет облик ракетного двигателя, отражающий совокупность основных конструктивных узлов и его элементов, выполняющих в изделии основные или вспомогательные функции, связи между ними. Конструктивно-компоновочная схема поясняет основные принципиальные технические решения и последовательность процессов, осуществляемых при работе РДТТ.

Конструктивно-компоновочная схема двигателя включает в себя:

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

Различают следующие виды конструктивных схем камер сгорания РДТТ: моноблочная, многокамерная тандемной схемы, многокамерная пакетной схемы, многокамерная газосвязанная тандемной схемы, многокамерная газосвязанная пакетной схемы. Конструктивные схемы сопловых блоков могут быть выполнены в виде:

- односопловой схемы с соплом на днище корпуса;
- односопловой схемы с раздвижным соплом на днище корпуса;
- односопловой схемы с соплом на боковой поверхности корпуса или на газоходу;
- многосопловые схемы с соплами на днище корпуса;

многосопловые схемы с соплами на боковой поверхности корпуса или на газоходе.

По схеме закрепления двигателя в изделии различают следующие виды схем:

- продольная (толкающий двигатель);
- продольная (тянущий двигатель);
- поперечная;
- сложное пространственное расположение двигателя.

Конструктивно-компоновочная схема РДТТ обуславливает: принимаемые конструктивно-технологические решения, способы изготовления, испытаний, сборки, эксплуатации; членение конструкции РДТТ на агрегаты и узлы; прочность РДТТ; форму РДТТ и габаритные ограничения; выбор места расположения стыковочных узлов.

Правильный и технически обоснованный выбор конструктивно-компоновочной схемы РДТТ определяет функциональные возможности ракеты и комплекса ракетного оружия в целом. Поэтому уже на ранних стадиях разработки РДТТ и ракетных комплексов должен проводиться системный анализ конструктивно-компоновочных схем РДТТ, включающих в себя следующие основные направления:

- изучение опыта разработки конструктивно-компоновочных схем двигателей предшествующих поколений;

- определение путей и направлений разработок с целью развертывания опережающих научно-исследовательских работ;

- поиск новых направлений совершенствования конструктивно-компоновочных схем двигателей;

- технико-экономический анализ вариантов технических решений по конструктивно-компоновочным схемам РДТТ, в том числе анализ применения перспективных конструкционных, теплозащитных и эрозионно-стойких материалов и высокоэффективных смесевых твердых ракетных топлив (СТРТ);

- поиск оптимальных методов и средств отработки двигателей с учетом проектируемой конструктивно-компоновочной схемы двигателя;

- изучение возможностей промышленной и экспериментальной баз;

- определение рациональных и реальных путей по снижению технического риска при отработке двигателя на стадии опытно-конструкторских работ.

С появлением в 50-х годах смесевых твердых ракетных топлив (СТРТ) технологией изготовления зарядов были принципиально устранены ограничения по их габаритным размерам. Практически диаметр созданных вкладных зарядов из СТРТ достигал 0,9 м, а длина 2,5—3 м. Создание СТРТ с соответствующими физико-механическими свойствами в сочетании с определенными конструктивными решениями благодаря прочному скреплению заряда с

корпусом двигателя обеспечило возможность существенно повысить коэффициент объемного заполнения камеры сгорания двигателя топливом. Наиболее совершенные маршевые РДТТ на 92—95% заполнены топливом, в то время как на ранних этапах развития РДТТ коэффициент объемного заполнения составил 0,6—0,7.

В истории развития крупногабаритных РДТТ можно выделить два этапа.

Для первого этапа характерны следующие технические решения:

- моноблочный двигатель с четырьмя подвижными управляющими соплами, расположенными на заднем днище корпуса двигателя и обеспечивающими управление ракетой по каналам тангажа, рыскания и крена;

- одно или два отъемных днища (в зависимости от габаритов двигателя);

- заряды моноблочной конструкции из СТРТ, прочно скрепленные с корпусами РДТТ и получаемые непосредственным заполнением топливной массой корпусов двигателей;

- высокопрочные стали и титановые сплавы в качестве конструкционных материалов для корпуса двигателя;

- специальные резины, пресс-материалы, графиты, углепластики, вольфрамосодержащие материалы для тепловой и эрозионной защиты корпуса и сопел РДТТ.

Эти технические решения были внедрены в 50-е—70-е годы в маршевых РДТТ стратегических ракет морского и наземного базирования США (I и II ступени ракеты «Поларис А-1», I ступень ракеты «Поларис А-2», I и II ступени ракет «Минитмен-IA», «Минитмен-IB», I ступень ракет «Минитмен-II», «Минитмен-III») и в ряде маршевых двигателей отечественных твердотопливных ракет (I, II и III ступени ракеты РС-12 и др.). Параллельно, в 70-х годах, в отечественных разработках исследовались также варианты новых схемных решений, основанных на использовании:

- комбинированных корпусов двигателей, изготавливаемых из высокопрочных сталей, титановых сплавов и стекловолокна;

- цельносварных металлических корпусов РДТТ, в том числе сферической формы;

- разъемных корпусов двигателей с силовой оболочкой из стекловолокна, выполненной методом продольно-поперечной намотки, и металлическими днищами.

Многосопловая конструкция двигателя не позволяет реализовать необходимую степень расширения сопел, а характеристики применяемых материалов не обеспечили требуемое массовое совершенство РДТТ. Кроме того, конструкции зарядов, корпусов, технология их изготовления не позволяли достичь высокого коэффициента объемного заполнения камеры сгорания двигателя. Все это влияло на эффективность РДТТ. Тем не менее высокая надежность и высокие эксплуатационные качества двигателей, раз-



работанных в эти годы, способствовали утверждению РДТТ в качестве энергетических установок маршевых ступеней баллистических ракет последующих поколений и обеспечили расширение области их использования.

Результаты проектно-поисковых, исследовательских и экспериментальных работ, а также изучение внутрикамерных процессов, тепломассообмена, газовой динамики, зависимостей работоспособности конструкции РДТТ от различного вида нагрузений (включая воздействие динамических и вибрационных нагрузок) позволили перейти в начале 70-х годов на качественно новый этап в разработке конструктивно-компоновочных схем РДТТ. Этот этап характеризуется переходом на моноблочные односопловые конструкции благодаря применению неразъемных пластиковых цельномотанных корпусов типа кокона, позволивших снизить пассивную массу маршевого двигателя и увеличить коэффициент объемного заполнения камеры сгорания РДТТ. На этом этапе были созданы высокоэффективные сопловые блоки и органы управления, что в сочетании с применением корпусов РДТТ типа кокона позволило улучшить массовые характеристики двигателей примерно в 1,5 раза и энергетические примерно в 1,1 раза. Характерным является повышение рабочего давления в камерах сгорания маршевых РДТТ. В первых маршевых двигателях внутрикамерное давление составляло 3,0—4,0 МПа, а в современных двигателях оно увеличилось до 6,0—12,0 МПа и не исключено сохранение этой тенденции в будущем.

Важным направлением дальнейшего совершенствования конструктивно-компоновочных схем двигателей по-прежнему остается повышение степени расширения соплового блока РДТТ, что в условиях габаритных ограничений по длине ракеты и двигателя связано с созданием и внедрением сопел с дискретно изменяющейся степенью расширения.

## **1.2. РДТТ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ**

Конструктивно-компоновочные схемы твердотопливной ракеты и маршевых РДТТ взаимно увязаны, так как РДТТ составляют важнейший элемент всей ракеты и определяют ее облик. На первом этапе создания твердотопливных ракет конструктивно-компоновочные схемы маршевых РДТТ не имели существенных габаритных ограничений, накладываемых конструктивно-компоновочной схемой ракеты. Это было связано с эксплуатацией ракетных комплексов, предусматривающей стационарные наземные и шахтные стартовые сооружения.

В дальнейшем при применении маршевых РДТТ в баллистических ракетах стратегического назначения подвижного наземного и морского базирования на конструктивно-компоновочные схемы двигателей были наложены габаритно-массовые ограничения, которые обусловили поиск и реализацию более совершенных конст-

рукций всех важнейших элементов РДТТ (корпуса, соплового блока, заряда).

Конструкции типичных маршевых РДТТ первых отечественных баллистических ракет стратегического назначения представлены на рис. 1.1., 1.2.

Конструкция маршевого РДТТ I ступени баллистической ракеты приведена на рис. 1.1. Двигатель — моноблочный четырехсопловой, с зарядом из СТРТ, прочно скрепленным с корпусом; состоит из переднего днища 4 с воспламенительным устройством (ВУ), корпуса 5 с зарядом 6 и заднего днища 7 с четырьмя сопловыми блоками 9. Сборку днищ с корпусом осуществляют с помощью клиновых соединений. В собранном виде двигатель герметичен. Корпус 5 и днища 4, 7 сварные, выполнены из высокопрочной легированной стали.

Переднее днище 4 имеет центральную горловину с крышкой 2 для крепления ВУ и узла аварийного выключения двигателя (АВД), а заднее днище 7 — четыре патрубка для крепления сопловых блоков 9. Корпус и днища с внутренней стороны защищены от воздействия продуктов сгорания теплозащитным покрытием.

Органами управления являются четыре разрезных сопла 9 с разъемом в сверхзвуковой части. Зазор между качающейся и неподвижной частями сопла герметизируется эластичной резиновой манжетой. Качание каждого сопла осуществляется в одной плоскости автономными электрогидравлическими рулевыми машинами 8. Управление полетом ракеты по углам тангажа, рыскания и крена обеспечивается отклонением сопел попарно в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Силовая часть конструкции сопла выполнена из титановых сплавов. В сопловом тракте применены детали, изготовленные из эрозионно-стойких пластмасс, высокоплотного графита и вольфрамового сплава.

Заряд 6 прочно скреплен с корпусом 5 двигателя с помощью клеевого состава, нанесенного на асболовсановый защитно-крепящий слой корпуса, и выполнен в виде моноблока, с центральным круглым каналом, четырьмя длинными и четырьмя короткими щелями, равномерно расположенными по окружности со стороны заднего днища, и кольцевой проточкой на переднем торце заряда. Для снятия температурных напряжений заряда по переднему торцу раскреплен с корпусом при помощи манжеты.

Двигатель запускается путем подачи электрического импульса на пиропатрон 1 предохранительного типа, от которого срабатывает пиротехнический воспламенитель 3 и своими продуктами сгорания воспламеняет твердотопливный заряд 6. Двигатель работает до полного выгорания топлива. В его конструкции предусмотрено устройство для аварийного выключения, состоящее из детонирующего удлиненного заряда (ДУЗ) и электродетонатора предохранительного типа, устанавливаемых на крышке 2 переднего днища РДТТ. При нерасчетном отклонении ракеты от траектории по

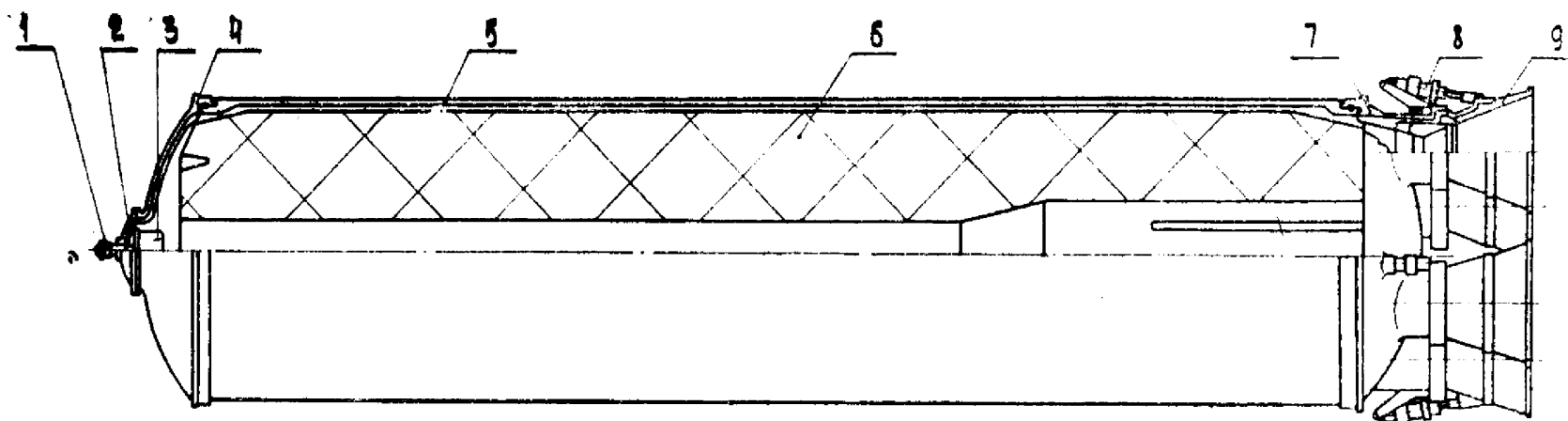


Рис. 1.1. Конструкция маршевого РДТТ I ступени баллистической ракеты

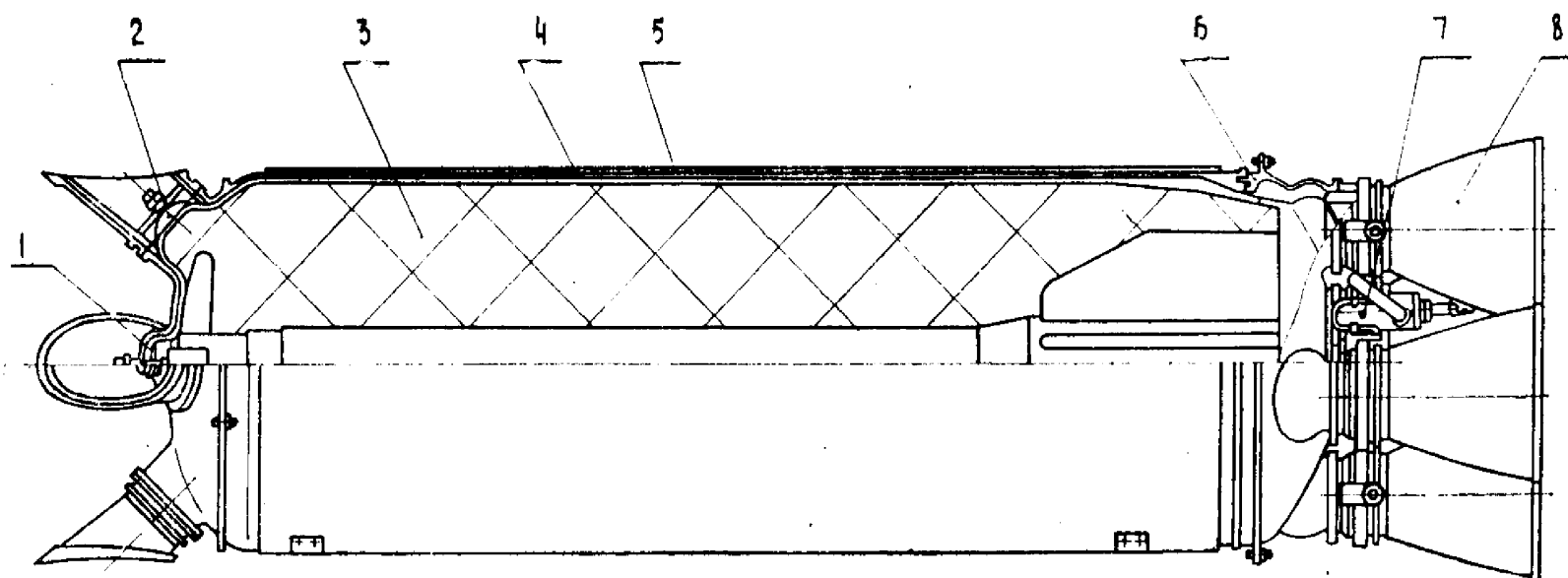


Рис. 1.2. Конструкция маршевого четырехсоплового РДТТ верхней ступени баллистической ракеты

команде от системы управления срабатывает электродетонатор, который инициирует ДУЗ, установленный на наружной поверхности крышки 2. Кумулятивная струя ДУЗа срезает крышку, и заряд перестает гореть из-за резкого сброса давления.

На рис. 1.2 приведена конструкция РДТТ верхней ступени баллистической ракеты. Двигатель — моноблочный четырехсопловой, с зарядом из СТРТ, прочно скрепленным с корпусом.

Корпус 4 сварной конструкции изготовлен из высокопрочной легированной стали и состоит из переднего днища и обечайки. Переднее днище представляет собой сварную конструкцию, в которую входят штампованное днище эллиптической формы, передний шпангоут, центральная горловина и патрубки узлов отсечки тяги. Цилиндрическая часть корпуса — комбинированная, состоящая из стальной обечайки с задним шпангоутом, которая упрочнена намоткой однонаправленного стеклопластика 5. К корпусу 4 двигателя при помощи клинового соединения пристыковывается заднее днище 6. Заднее днище 6 сварной конструкции — из штампованной заготовки, шпангоута и четырех сферических патрубков. В собранном состоянии двигатель герметичен.

С внутренней стороны корпус и заднее днище защищены от воздействия продуктов сгорания теплозащитными покрытиями. Наружные поверхности корпуса, заднего днища и сопловых патрубков для защиты от аэродинамического нагрева и теплового воздействия газовых струй покрыты сублимирующим покрытием.

Узлы отсечки тяги выполнены из титанового сплава, раструбы отсечек — из стеклопластика.

Органами управления тягой двигателя по направлению служат разрезные управляющие сопла (РУС) 8 с разъемом в сверхзвуковой части. Качание каждого сопла осуществляется в одной плоскости, и при взаимно перпендикулярном расположении осей качания обеспечивается управление в полете ступенью ракеты по углам тангажа, рыскания и крена. В качестве приводов органов управления используют автономные электрогидравлические рулевые машины 7. Разъем между подвижной и неподвижной частями сопла герметизируют с помощью резинотканевой манжеты. Силовая часть конструкции сопла выполнена из титанового сплава. В газовом тракте сопла применены эрозивно-стойкие пластмассы, высокопрочный графит и пировольфрам.

Заряд 3 представляет собой моноблок с передним и задним расположением щелевых компенсаторов. Горение заряда происходит по поверхностям центрального круглого канала, заднего торца заряда, задних и передних щелей. Четыре передние щели заряда расположены в плоскостях стабилизации и обеспечивают возможность включения узлов отсечки тяги через 15 с после начала работы РДТТ. Восемь задних щелей заряда расположены относительно друг друга под углом 45°. Заряд изготавливают литьем под давлением непосредственно в камеру сгорания двигателя, где проходит режим полимеризации. Заряд 3 прочно скреплен с кор-

пуском 4 РДТТ через клеящий подслои и защитно-крепящий слой.

Для снижения уровня напряжений, возникающих при эксплуатации двигателя, заряд со стороны переднего торца раскреплен при помощи резиновой манжеты на тканевой основе.

Запуск двигателя осуществляется подачей электрического импульса на пиропатрон предохранительного типа, установленный на переднюю крышку 1 двигателя. От пиропатрона срабатывает пиротехнический воспламенитель, а затем воспламеняется твердотопливный заряд.

Двигатель выключается в две ступени посредством последовательного срабатывания двух пар отсечек тяги 2 после подачи предварительной и главной команд на электродетонаторы, которые инициируют детонирующие заряды, обеспечивающие отрыв крышек отсечек. При истечении газов через сопла отсечек создается необходимая противотяга. Узлы отсечек тяги 2 можно использовать и для аварийного выключения двигателя.

Моноблочный двигатель односопловой конструкции верхней ступени баллистической ракеты (рис. 1.3) состоит из корпуса 2 с твердотопливным зарядом 4, крышки 1 со средствами запуска и органов управления.

Корпус 2 представляет собой тонкостенную оболочку из стеклопластика с закладными элементами (фланцами) 6, 10 и стыковочным шпангоутом 3, получаемую методом непрерывной намотки ленты из стеклонити. Оптимальная форма днищ оболочки имеет вид поверхности вращения, на которой нити в ленте при намотке располагаются по геодезическим линиям. Цилиндрическая часть корпуса формируется сочетанием спиральных и тангенциальных слоев лент из стеклонитей. Центральный фланец 10, заматываемый в переднее днище стеклопластиковой оболочки, предназначен для крепления крышки 1 с воспламенителем 9. Центральный фланец 6, заматываемый в заднее днище стеклопластиковой оболочки, предназначен для установки разрезного управляющего сопла 5 на карданном подвесе. Внутренняя поверхность корпуса двигателя защищена от воздействия продуктов сгорания твердого топлива теплозащитными покрытиями на основе резины.

Крышка 1 — цельнометаллической конструкции, необходима для крепления воспламенителя 9 пиротехнического типа и пиропатрона предохранительного типа. Крепление крышки 1 к корпусу 2 — шпоночное.

Органы управления двигателя состоят из разрезного сопла 5 утопленного в камеру сгорания, и двух двигателей крена 7. Герметизация соединения неподвижной и подвижной частей сопла обеспечивается гибкой уплотнительной диафрагмой. Отклонение раструба сопла осуществляется рулевыми машинами 8, установленными во взаимно перпендикулярных плоскостях, по две в каждом канале (тангажа и рыскания) управления. Две рулевые машины отклоняют раструб сопла относительно карданового коль-

ца, а две другие — кардановое кольцо относительно корпуса неподвижной части сопла. Силовая часть конструкции сопла выполнена из титанового сплава. В газовом тракте сопла применены эрозионно-стойкие материалы: углепластики, графиты и т. п. На неподвижном корпусе сопла с помощью кронштейнов установлены автономные твердотопливные двигатели 7 для управления по каналу крена.

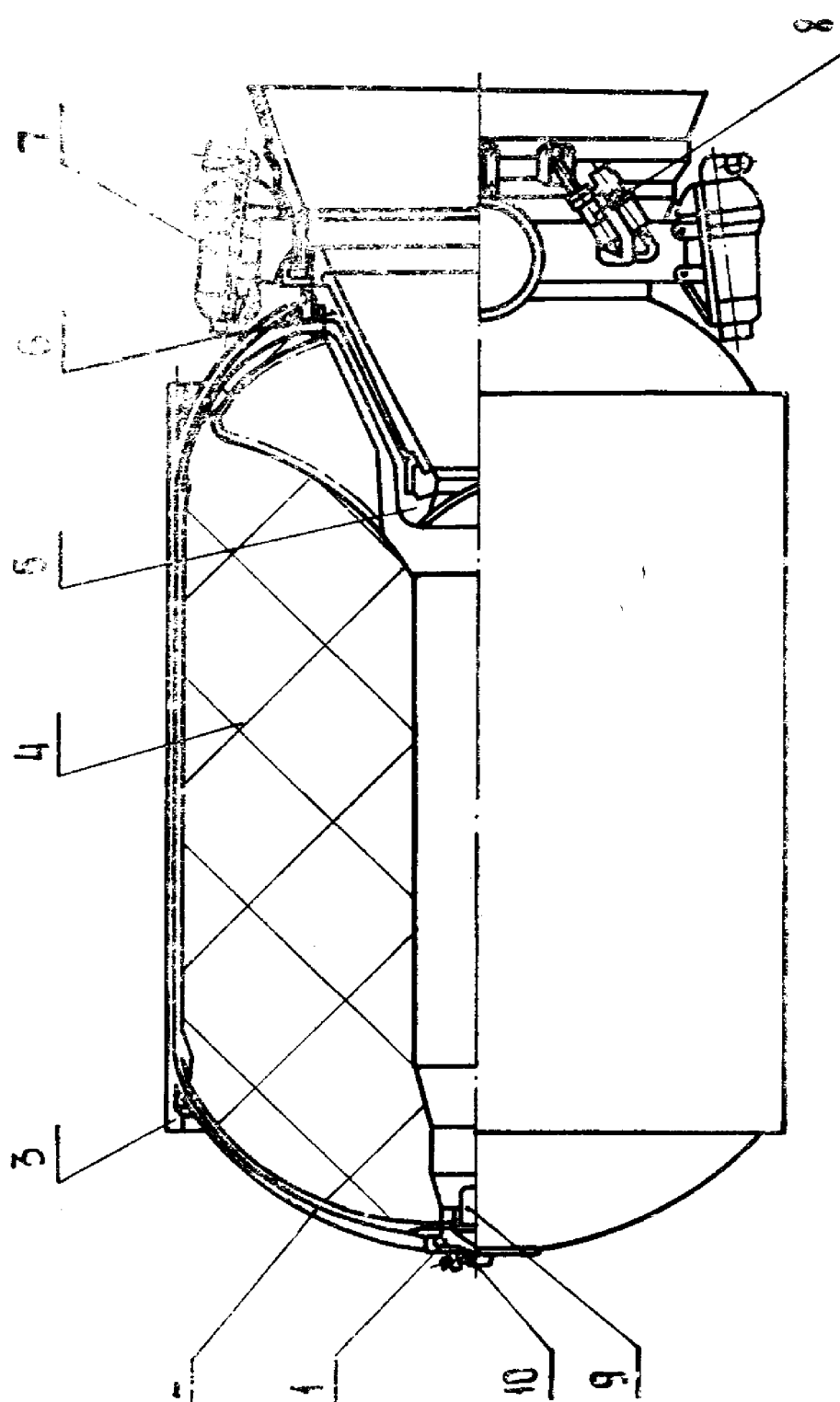


Рис. 1.3. Конструкция маршевого РДТТ верхней ступени баллистической ракеты

Заряд 4 — моноблок, изготавливаемый из СТРТ методом литья под давлением непосредственно в корпус двигателя; при этом обеспечивается прочное скрепление со стенкой камеры сгорания. Внутренний канал заряда круглой формы, а в зоне утопленной части сопла — конический с щелевыми компенсаторами.

Двигатель запускается с помощью пиропатрона предохранительного типа и пиротехнического воспламенителя 9; работает до полного выгорания топлива.

На рис. 1.4 изображена конструкция маршевого РДТТ I ступени баллистической ракеты «Минитмен-III» (США). Двигатель I ступени представляет собой модернизированный вариант двигателя I ступени ракеты «Минитмен-IA». Это моноблок с четырьмя управляющими соплами, металлическим корпусом и зарядом из СТРТ.

Корпус 1 двигателя изготовлен из высокопрочной стали Д6АС. Обечайка 2 корпуса сварена из шести кольцевых секций. К обечайке приварено переднее днище с фланцем для крепления воспламенителя. Сопловое днище 3 соединено с обечайкой корпуса при помощи конусного резьбового соединения. К сопловому днищу приварены четыре фланца для крепления сопел.

Заряд 4 твердого топлива состоит из двух частей. Основная часть заряда изготовлена методом свободного литья в корпус и прочно скреплена с ним. Заряд имеет центральный канал с шестью профилированными щелями. Дополнительный заряд расположен на сопловом днище.

Сопла 5 двигателя в камеру сгорания не утоплены. Управление вектором тяги осуществляется отклонением закритической части противоположно расположенных сопел с помощью индивидуальных гидроцилиндров.

Воспламенитель крепится к фланцу переднего днища. Он состоит из двух коаксиальных трубок с перфорацией, в которых расположены иницирующий и основной заряд воспламенителя. РДТТ работает до полного выгорания топлива.

Двигатель II ступени баллистической ракеты «Трайидент-I» (рис. 1.5) представляет собой моноблок с центральным поворотным управляющим соплом. Корпус 2 двигателя прочно скреплен с зарядом 3 из СТРТ. Сопло 4 утоплено в камеру сгорания. Корпус 2 изготавливают методом спиральной намотки из органопластика «Кевлар-49». Закладные элементы (фланцы) из высокопрочного алюминиевого сплава присоединяют к корпусу в процессе его изготовления. На переднем фланце закреплен воспламенитель 1. Управление вектором тяги по углам тангажа и рыскания осуществляется отклонением сопла 4, установленным на гибкой опоре, при помощи автономных турбогидравлических систем. Гибкая опора 5 типа «Флексил» состоит из двух внешних обойм из алюминиевого и титанового сплавов, между которыми находится упругий элемент, представляющий собой набор чередующихся кольцевых пла-

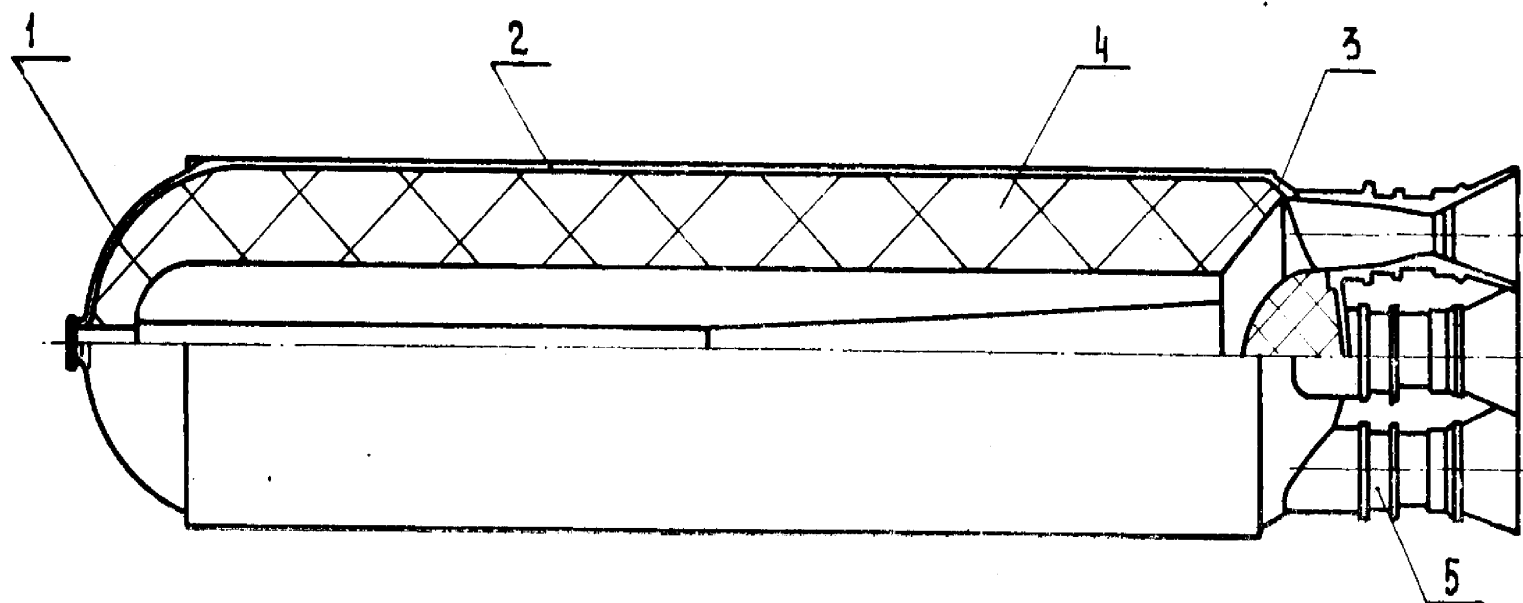
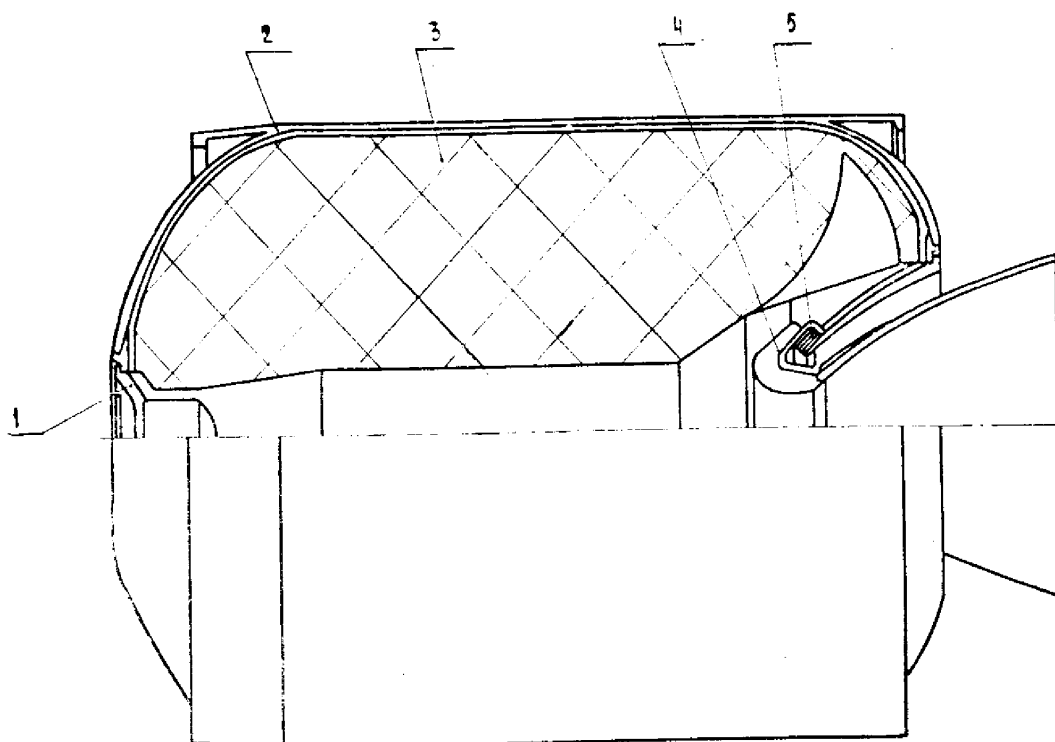


Рис. 1.4. Конструкция маршевого двигателя 1 ступени баллистической ракеты «Минитмен-III» (США)





**Рис. 1.5. Конструктивная схема маршевого РДТТ II ступени баллистической ракеты «Трайдент-1» (США)**

стин сферического профиля, соединенных между собой привулканизированными к ним прокладками из натурального каучука.

Заряд 3 РДТТ — моноблок с центральным цилиндрическим каналом переменного сечения, имеющий 11 профилированных щелей у соплового днища. Двигатель работает до полного выгорания топлива.

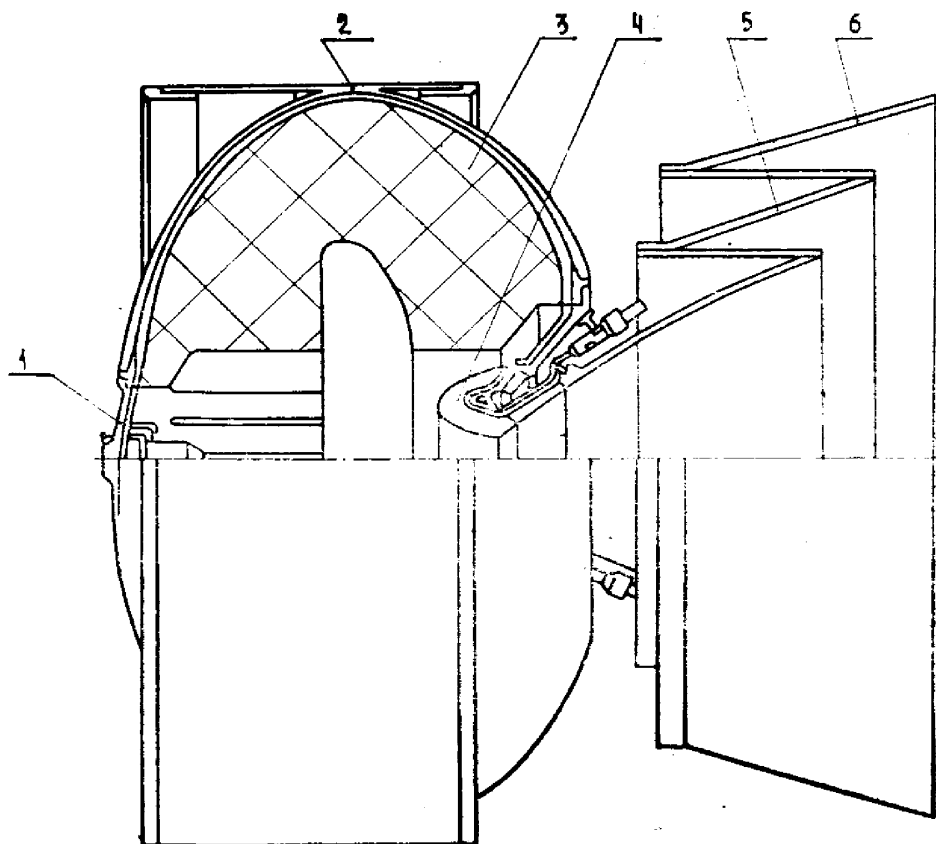
Схема маршевого РДТТ III ступени межконтинентальной баллистической ракеты МХ (США) приведена на рис. 1.6.

Двигатель представляет собой моноблок с центральным поворотным управляющим соплом. На фланце переднего полюсного отверстия корпуса 2 двигателя закреплен воспламенитель 1. К фланцу заднего полюсного отверстия корпуса крепится сопловой блок 4.

Корпус 2 с внутренним теплозащитным и наружным защитным покрытием спроектирован по схеме «кокон» и имеет малое (около 0,7) отношение длины к диаметру.

Заряд 3 из СТРТ, прочно скрепленный с корпусом, изготавливают методом свободного литья топливной массы в корпус. Заряд имеет центральный цилиндрический канал переменного сечения. В центральной части заряда выполнены кольцевая проточка, а в передней части заряда — семь профилированных щелей.

Органом управления служит сопло 4 типа «Флексил» с гибкими опорами в области его критического сечения. Гибкие опоры представляют собой две внешние стальные обоймы, между которыми находится упругий элемент, состоящий из чередующихся слоев



**Рис. 1.6. Конструктивная схема маршевого РДТТ III ступени межконтинентальной баллистической ракеты MX (США)**

кольцевых пластин сферического профиля, соединенных привулканизированными к ним эластичными прокладками. Входная часть сопла и вкладыш его критического сечения спроектированы как одно целое; их изготовляют из монолитных заготовок материала углерод — углерод с трехмерной ориентацией армирующих волокон.

Впервые в практике американского твердотопливного двигателестроения в конструкции сопла применены выдвигающиеся посадочные 5, 6 раструба сопла телескопического типа с двумя подвижными секциями. В рабочее положение подвижные секции раструба сопла выдвигаются с помощью специальных газогенераторных устройств после отделения РДТТ предыдущей ступени: поток газов от газогенератора через распределительное устройство направляется непосредственно в четыре телескопических двухступенчатых пневмоцилиндра, с помощью которых перемещаются подвижные секции. Эти же пневмоцилиндры придают дополнительную жесткость выходному раструбу сопла. Сопло отклоняется с помощью автономных турбогидравлических систем. Во время работы РДТТ III ступени ракеты MX управление по крену осуществляется двигательной установкой ступени разведения ракеты.

В табл. 1.1 приведены характеристики описанных выше маршевых РДТТ отечественных и зарубежных (США) баллистических ракет. Параметры РДТТ США заимствованы из зарубежных источников [35—43], а некоторые из них получены расчетным путем.

Анализируя конструктивно-компоновочные схемы и характеристики маршевых РДТТ, можно сделать следующие выводы.

Маршевые ракетные двигатели на смесевом твердом ракетном топливе существенно отличаются друг от друга схемными и конструктивными решениями, габаритными размерами и уровнем основных параметров и характеристик.

Корпуса этих двигателей выполнены цилиндрическими с большим диапазоном относительных длин (от 0 до 4,0), диаметром от 1,0 до 2,4 м из высоколегированных специальных сталей, высокопрочных титановых сплавов, стекло, и органопластиков, комбинированных материалов (сталь + стеклопластик), с узлами отсечки тяги и без них, с отъемными днищами или безразъемной (по диаметру РДТТ) конструкции.

Заряды — моноблочные (массой 3—30 т) с цилиндрическими или звездообразными каналами, расположенными только в цилиндрической части корпуса или в объеме, образованном днищами корпуса, с щелевыми компенсаторами в задней или передней частях заряда и др.

Органы управления — газодинамического типа: локального действия (газовые рули, дефлекторы, щитки, впрыск жидкости, вдув газа), подвижные управляющие сопла (разрезные, качающиеся, поворотные) на подвесах различных типов и другие конструкции управления вектором тяги по направлению.

Сопла РДТТ — неутопленные или частично утопленные в камеру сгорания двигателя, стационарные и раздвижные с одним или двумя выдвигаемыми насадками телескопического типа.

Среднее номинальное давление в камере сгорания таких двигателей 3,0—8,0 МПа, время работы 50—80 с, степень расширения сопла 3—8.

Рассматривая эволюцию развития конструктивно-компоновочных схем маршевых РДТТ баллистических ракет за прошедшие 30—35 лет, конструктивные решения, материалы и топлива, можно выделить основные составляющие повышения уровня технического совершенства РДТТ:

увеличение практического удельного импульса тяги РДТТ на 10—11% (рис. 1.7);

повышение степени расширения сопел с целью максимальной реализации энергетических характеристик СТРТ (рис. 1.8) (с начала 80-х годов существенное увеличение степени расширения сопел произошло благодаря разработке и внедрению выдвигаемых телескопических насадок сопловых блоков);

## 1.1. Характеристики маршевых РДТТ отечественных и зарубежных (США) баллистических ракет

Параметры РДТТ	Баллистическая ракета					
	РС-12 (СССР)	РС-12 (СССР)	РСМ-45 (СССР)	Минитмен-III (США)	Трайдент-I (С4) (США)	МХ Пискипер AGM-118 (США)
Маршевая ступень	Первая	Третья	Вторая	Первая	Вторая	Третья
Длина двигателя, мм	9000	4000	3000	7486	2640	2330
Диаметр двигателя, мм	1840	1060	1540	1680	1880	2340
Масса заряда, кг	30800	3600	6200	20780	7920	7100
Степень расширения сопла	2,7	4,8	4,5	3,16	4,5	8,2
Время работы, с	75,37	49,0	74,0	61,6	60,0	58,0
Давление в двигателе, МПа	4,70	3,9	3,0	5,0	7,8	5,9
Тяга, кН	1046	204,6	238	890	363	373
Удельный импульс тяги, Н · с/кг	2563	2780	2795	2678	2864	3005
Относительная длина цилиндрической части корпуса двигателя	3,96	2,6	0,55	3,36	0,79	0
Коэффициент объемного заполнения камеры сгорания	0,914	0,89	0,91	0,88	0,92	0,86
Коэффициент массового совершенства	0,105	0,11	0,094	0,1	0,078	0,088
Органы управления	Четыре РУС на цапфенном подвесе	Четыре РУС на цапфенном подвесе	Одно РУС на карданном подвесе	Четыре КУС	Одно ПУС на гибкой опоре	Одно ПУС на гибкой опоре
Материал корпуса	Сталь типа СП	Сталь типа СП + стекло-пластик	Органо-пластик	Сталь Д6АС	Органопластик	Органопластик

Примечание. РУС, КУС и ПУС — соответственно разрезное, качающееся и поворотное управляющие сопла.

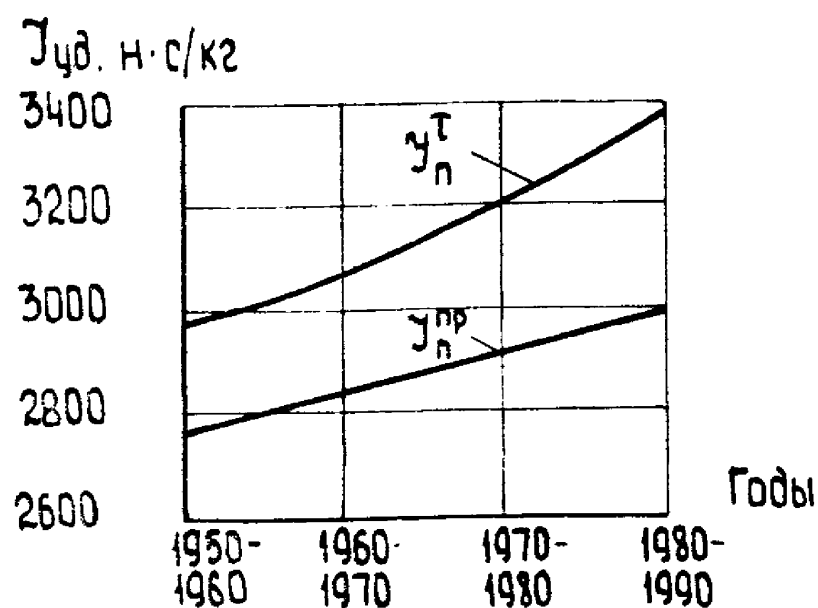


Рис. 1.7. Изменение термодинамического пустотного  $I_n^T$  и практического пустотного  $I_n^{pr}$  удельных импульсов тяги РДТЕ США

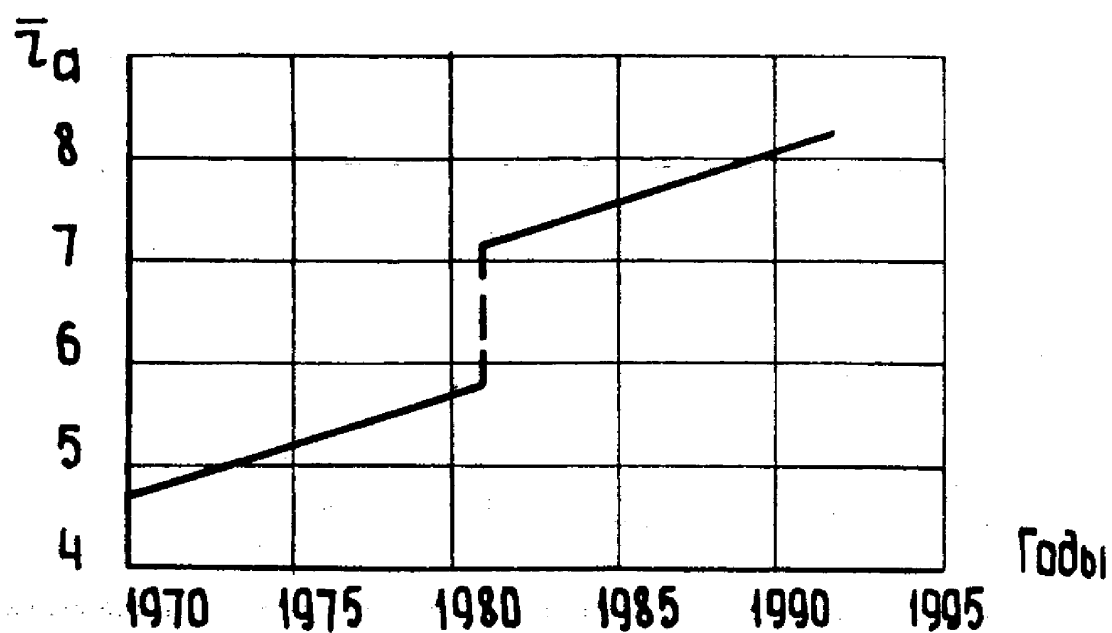


Рис. 1.8. Изменение степени расширения сопла  $\bar{\Gamma}_a$

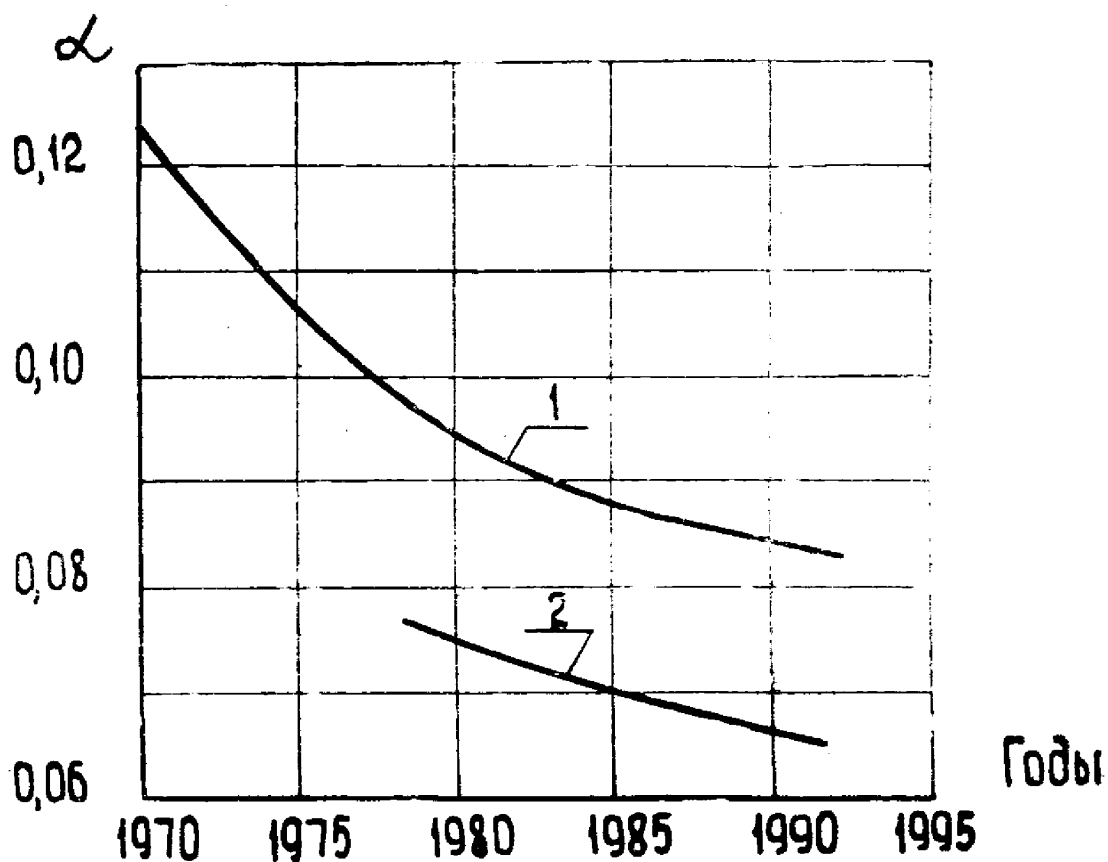


Рис. 1.9. Изменение коэффициента массового совершенства  $\alpha$  РДТТ:  
1 — РДТТ с органами управления; 2 — РДТТ без органов управления

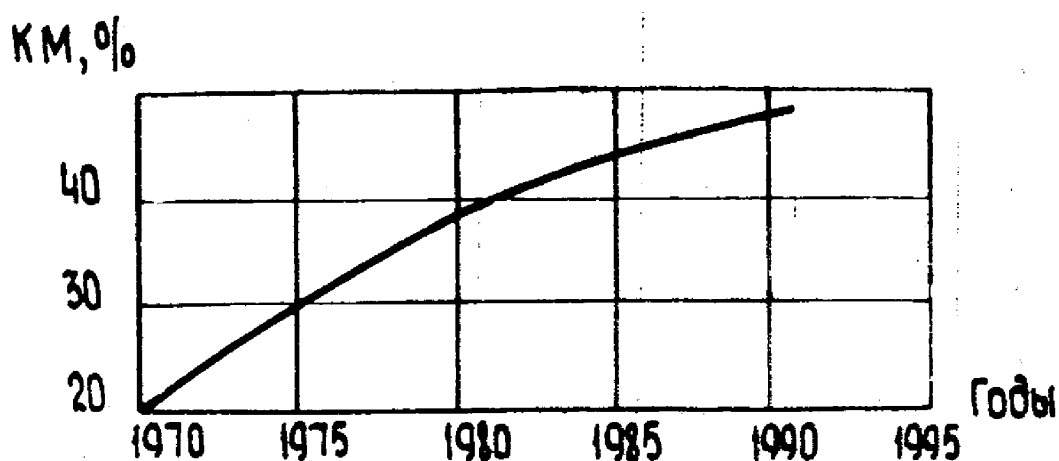


Рис. 1.10. Изменение доли композиционных материалов (КМ, %) в конструкции РДТТ (без учета ТЗП — 20—25 %):

$$KM = \frac{m_{KM}}{m_{констр}} \cdot 100, \text{ где } m_{KM} \text{ — масса композиционных материалов РДТТ;}$$

$$m_{констр} \text{ — масса конструкции РДТТ.}$$

$M, \%$

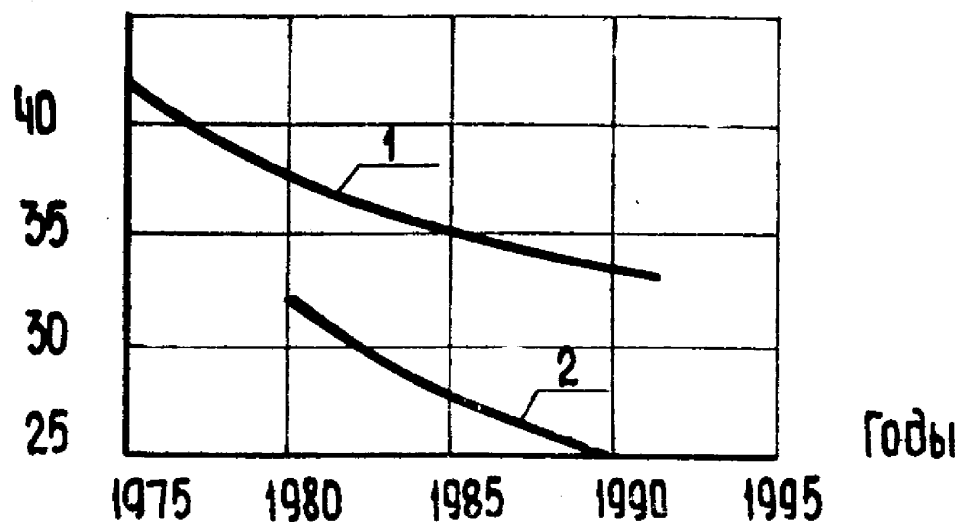


Рис. 1.11. Изменение доли металла ( $M, \%$ ) в конструкции РДТТ:

$M = \frac{m_m}{m_{\text{констр}}} \cdot 100$ , где  $m_m$  — масса металлических деталей в конструкции РДТТ;  $m_{\text{констр}}$  — масса конструкции РДТТ; 1 — РДТТ с органами управления; 2 — РДТТ без органов управления

$\alpha$

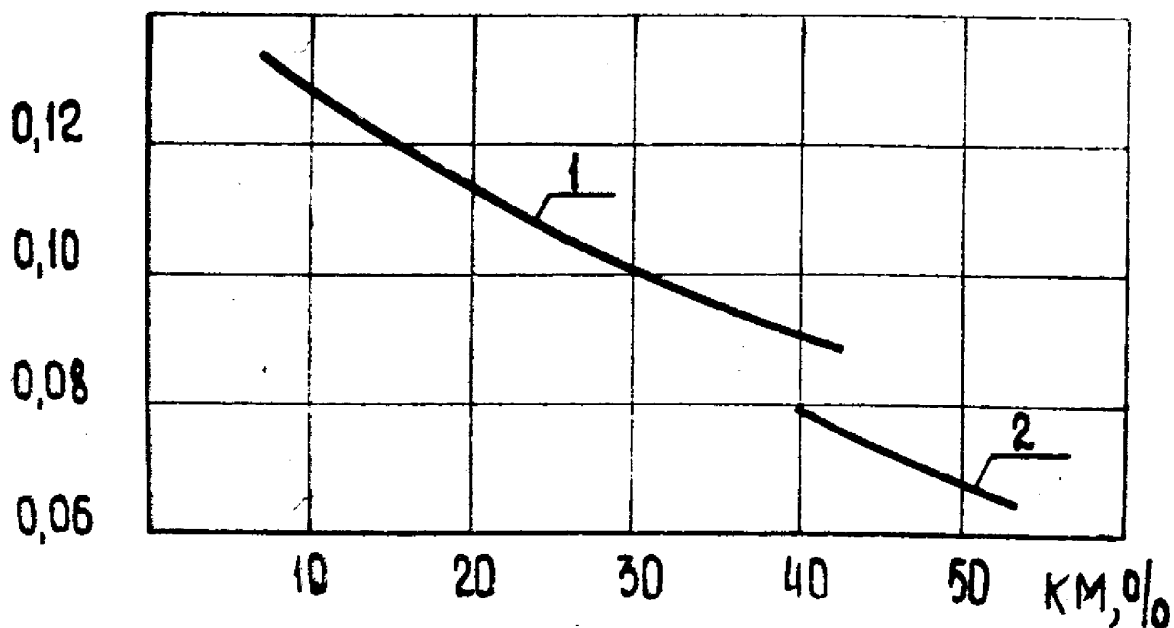


Рис. 1.12. Зависимость коэффициента массового совершенства  $\alpha$  РДТТ от доли композиционных материалов:

1 — РДТТ с органами управления; 2 — РДТТ без органов управления

уменьшение коэффициента массового совершенства двигателя (рис. 1.9) в 1,5—2 раза, несмотря на повышение давления в камере сгорания в 2—3 раза, благодаря использованию новых конструкций корпуса и сопла и применению более совершенных, в основном композиционных, материалов, содержание которых достигло в конструкциях двигателей 45—50%, а с учетом теплозащитных покрытий (ТЗП) — 65—70% массы конструкции (рис. 1.10); доля металла в конструкции снизилась до 25—35% (рис. 1.11). На рис. 1.12 показано изменение коэффициента массового совершенства РДТТ с увеличением доли композиционных материалов.

Рациональные параметры маршевых РДТТ существенно зависят от давления в камере сгорания двигателя, давления на срезе сопла, относительной глубины утопленности сопла в корпус двигателя и относительной длины сопла.

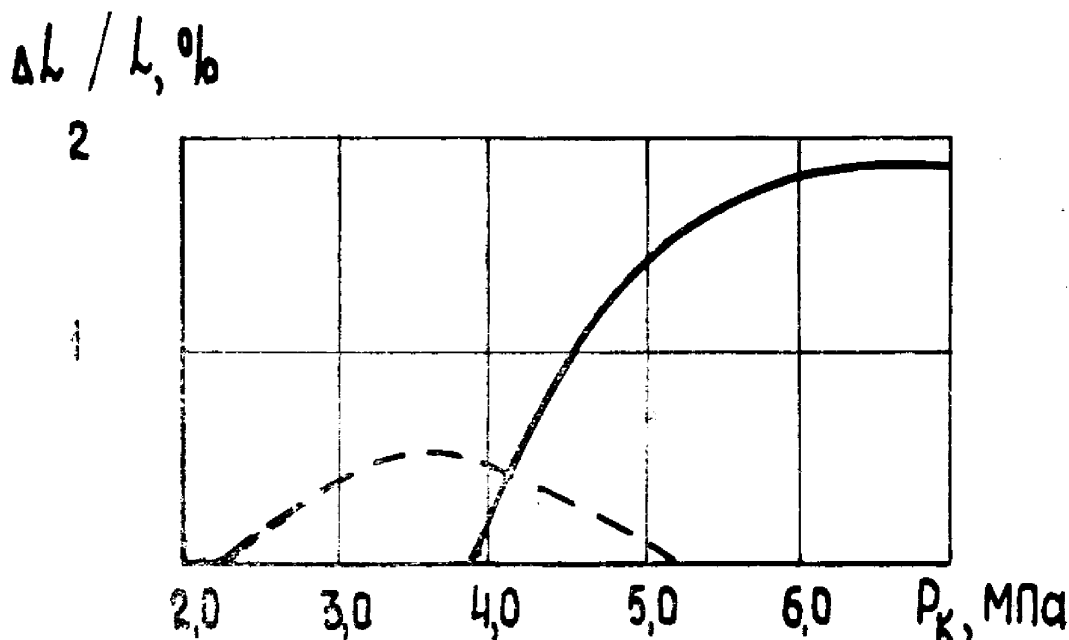


Рис. 1.13. Зависимость изменения относительной дальности стрельбы  $\Delta l/l$  от давления  $p_k$  в камере сгорания РДТТ верхних ступеней при ограничении по габаритам ( — ) и начальной массе ( — — — )

На рис. 1.13 показана зависимость изменения относительной дальности стрельбы баллистической ракеты от давления в камере сгорания двигателей односопловой конструкции с корпусами типа кокона (удельная прочность конструкционного материала корпуса  $\sigma_{уд}^k = 70 \cdot 10^4$  Дж/кг) и с утопленными в камеры сгорания соплами ( $\bar{l}_{ут} = 0,2 \div 0,5$ ). При габаритных ограничениях рациональные давления в камерах сгорания в 1,5—1,7 раза превышают давления при ограничениях на начальную массу РДТТ.

Зависимость рационального давления в камере сгорания РДТТ от удельной прочности материала корпуса показана на рис. 1.14. При разработке перспективных РДТТ с более компактными схе-



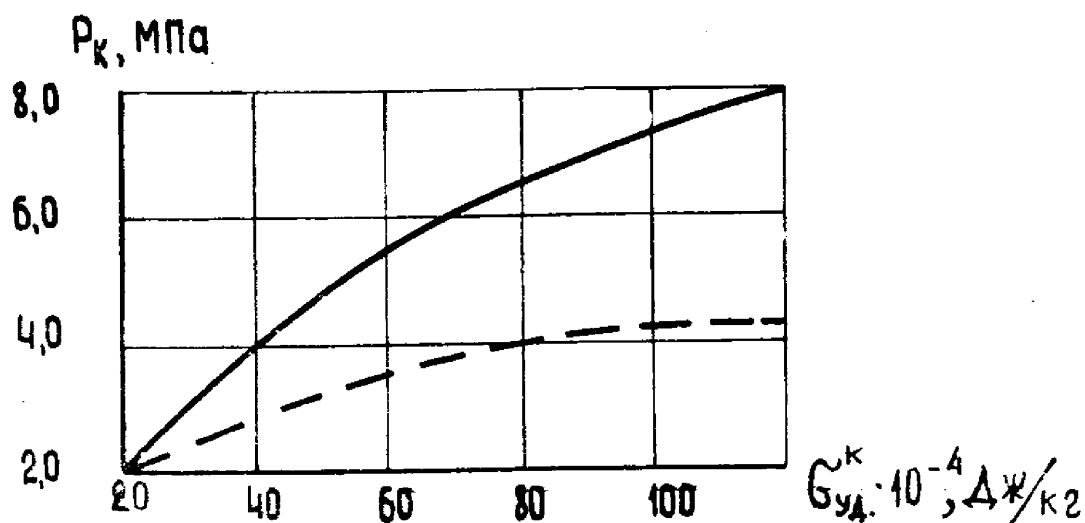


Рис. 1.14. Зависимость рационального давления  $p_k$  в камере сгорания РДТТ от удельной прочности  $\sigma_{уд}^k$  материала корпуса ( —————  $l_{dv} = \text{const}$ ; - - - - -  $m_{dv} = \text{const}$ ;) )

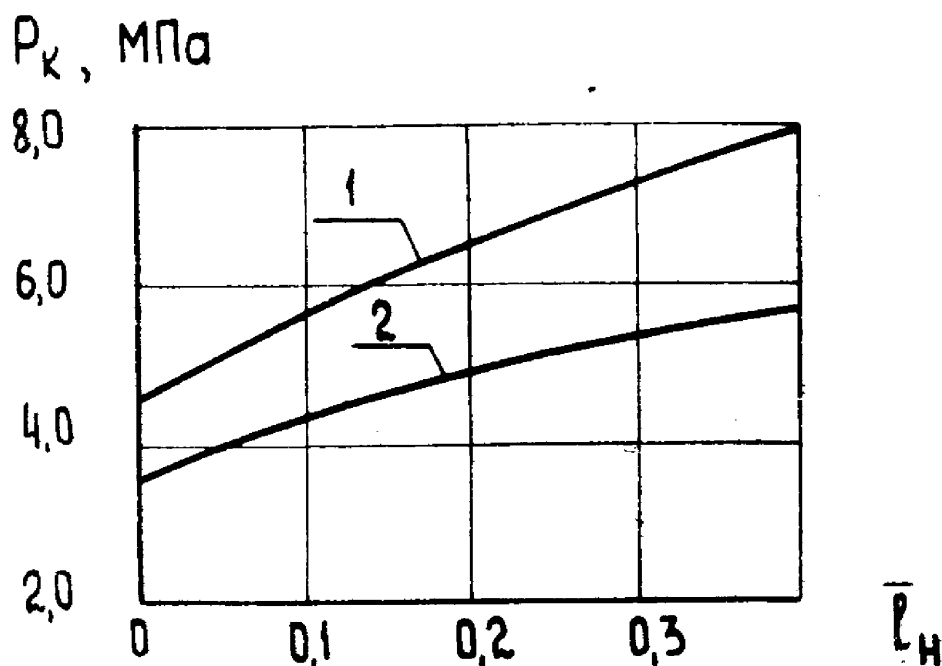


Рис. 1.15. Зависимость рационального давления  $p_k$  в камере сгорания РДТТ от относительной длины  $\bar{l}_n$  неутепленной части сопла ( $\bar{l}_n = l_n / l_c$ ) в сложенном положении:

1 — для  $\sigma_{уд}^k = 120 \cdot 10^4$  Дж/кг; 2 — для  $\sigma_{уд}^k = 80 \cdot 10^4$  Дж/кг

мами сопловых блоков (например, с двумя выдвижными телескопическими насадками) разница в уровне давлений, определенных при условии  $l_{дв} = \text{const}$  и  $m_{дв} = \text{const}$ , становится меньше, так как менее существенно влияние длины сопла, зависящей от давления, на габариты двигателя (рис. 1.15). Для раздвижного сопла длина неутопленной части в сложенном положении составляет примерно  $0,4 l_c$  (где  $l_c$  — длина сопла), а для сопла с двумя насадками —  $0,3 l_c$ ; в теоретическом случае бесконечной складки сопла уровень давлений составит  $\approx 4,0\text{—}4,5$  МПа.

Условия постоянства длины двигателя оказывает существенное влияние на оптимальное давление в выходном сечении сопла ( $p_a^{\text{опт}}$ ). Так, если условно  $m_{дв} = \text{const}$  для двигателя I ступени соответствует  $p_a^{\text{опт}} = 0,07 \div 0,08$  МПа, а для двигателя II ступени —  $p_a^{\text{опт}} = 0,015 \div 0,018$  МПа, то при условии  $l_{дв} = \text{const}$  оптимальные величины  $p_a$  для этих двигателей равны соответственно  $0,09\text{—}0,11$  и  $0,025\text{—}0,030$  МПа (рис. 1.16).

Степень утопленности сопла в камеру сгорания ( $l_{ут} = l_{ут}/l_c$  — относительная глубина утопленности сопла) зависит от требований по габаритным размерам РДТТ и может быть в пределах от минимальной (плоскость критического сечения сопла расположена

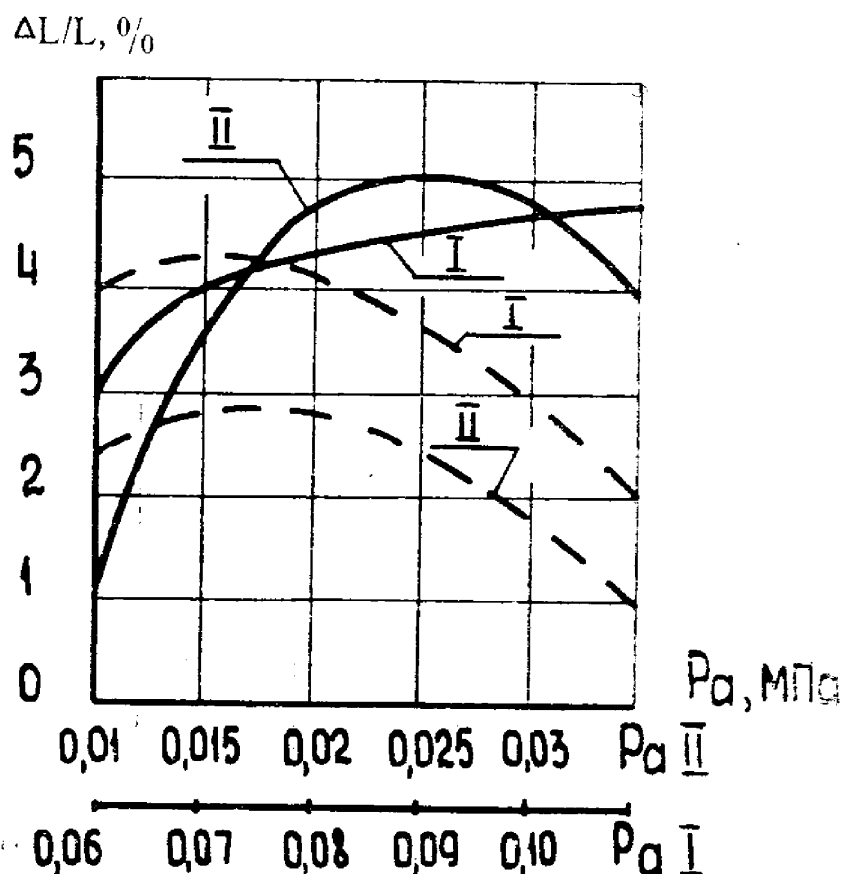


Рис. 1.16. Зависимость относительного изменения дальности стрельбы от давления на срезе сопла РДТТ:  
 — при  $l_{дв} = \text{const}$ ; ---- при  $m_{дв} = \text{const}$ ; I, II — ступени двигателя

вблизи плоскости стыковки сопла и двигателя) до максимальной (плоскость среза сопла совпадает с плоскостью стыковки сопла с двигателем). В зарубежных источниках нет однозначного толкования понятия степени утопленности сопла и наиболее часто встречаются два определения:

$$I_c = I_c^{\text{неут}} / I_c^{\text{п}}; \quad \bar{I}_c = I_c^{\text{неут}} / I_c,$$

где  $I_c^{\text{п}}$  — полная длина сопла;  $I_c$  — длина сверхзвуковой части

Изменение  $\bar{I}_{\text{ут}}$  при неизменной длине двигателя приводит к изменению массы топлива, удельного импульса тяги, а также теплоизоляции сопла, корпуса и двигателя в целом.

С увеличением степени утопленности сопел  $\bar{I}_{\text{ут}}$  в корпус двигателя I ступени при постоянной длине двигателя дальность стрельбы непрерывно растет, достигая максимальной величины при  $\bar{I}_{\text{ут}} \approx 1,0$  (рис. 1.17); для двигателей верхних ступеней достигается оптимальная величина степени утопленности сопла, соответствующая  $\bar{I}_{\text{ут}} \approx 0,5$ . Однако по условиям целесообразности работы органа управления РДТТ на оптимальном режиме и необходимости обеспечения требуемых управляющих усилий оптимальные величины  $\bar{I}_{\text{ут}}$  могут быть реализованы не в полной мере.

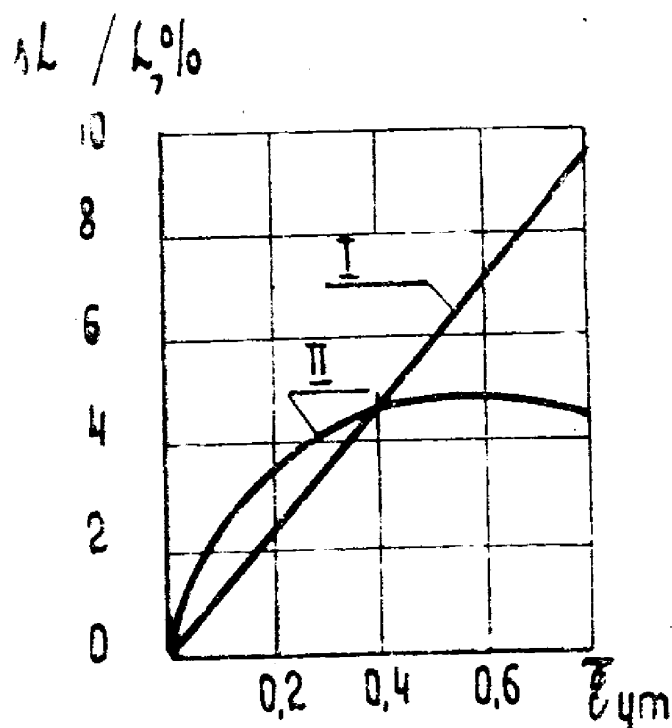


Рис. 1.17. Зависимость относительного изменения дальности стрельбы от степени утопленности сопла

При жестких габаритных ограничениях (рис. 1.18) при постоянных длинах двигателей оптимальная степень утопленности нераздвижного односоплового блока РДТТ верхних ступеней равна  $\sim 50\%$  длины сопла, а в случае раздвижного сопла — оптимальная степень утопленности составляет  $\sim 20\text{—}25\%$  длины сопла. Различные значения  $\bar{I}_{yt}$  для раздвижного и нераздвижного сопловых блоков можно объяснить тем, что при достижении одинаковых значений  $\bar{I}_{yt}$  прирост массы заряда твердого топлива в РДТТ с раздвижным соплом примерно в 2 раза меньше, чем для РДТТ с нераздвижным соплом. При незначительных габаритных ограничениях ( $\bar{I}_{yt} < 0,15$ ) более целесообразно применять нераздвижное сопло, а при более жестких габаритных ограничениях ( $\bar{I}_{yt} > 0,30$ ) — раздвижное сопло. В диапазоне незначительных ограничений  $0,15 < \bar{I}_{yt} < 0,30$  применение той или иной конструктивно-компоновочной схемы сопла определяется конкретными параметрами РДТТ.

$\Delta L/L, \%$

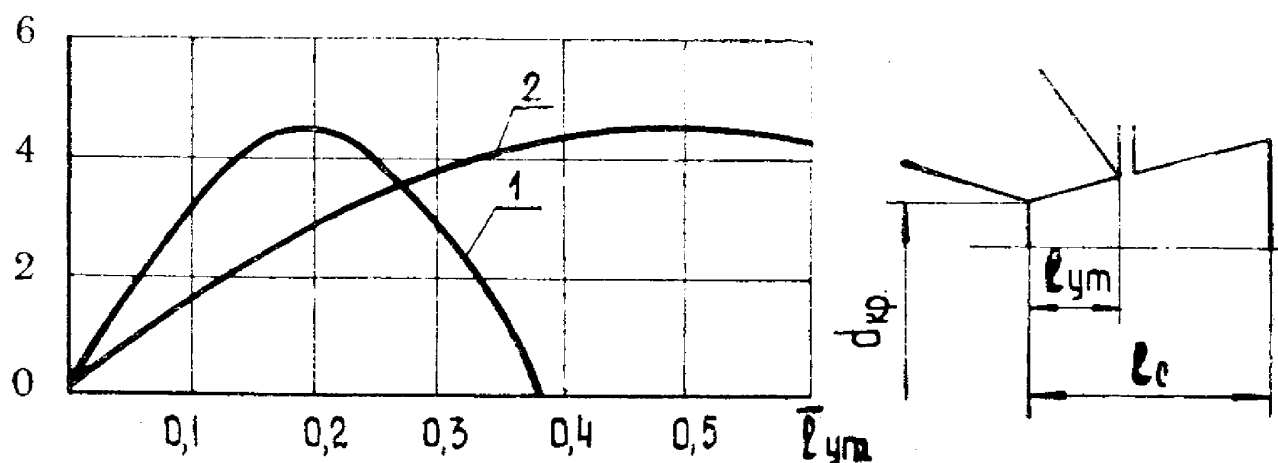


Рис. 1.18. Зависимость относительного изменения дальности стрельбы от степени утопленности раздвижного 1 и нераздвижного 2 сопел для верхних ступеней ракеты

Оптимальная длина сопла  $l_{c\text{опт}}$ , определенная на основании энергомассового анализа маршевых РДТТ при отсутствии ограничений по длине двигателя, может быть выражена зависимостью

$$l_{c\text{опт}} \approx \frac{3d_{кр}(\bar{r}_a - 1)}{\sqrt{\bar{r}_a}}$$

где  $d_{кр}$  — диаметр критического сечения сопла, см;  $\bar{r}_a$  — степень расширения сопла.

Длина сопла  $l_c$  при ограниченной длине двигателя на  $10\text{—}20\%$  меньше длины сопла, оптимальной при отсутствии ограничений по длине двигателя.

Относительные изменения дальности полета ракеты, соответствующие изменениям энергомассовых характеристик РДТТ высотных ступеней ( $\bar{r}_a \geq 6,0$ ) ракеты при неизменных габаритах дви-

гателей и  $\bar{\Gamma}_c = \text{var}$ , показаны на рис. 1.19. Значения относительной длины сопла, при которых изменение дальности полета достигает наибольшей величины в диапазоне изменений  $p_k = 6,0 \div 8,0$  МПа,  $\bar{r}_a = 6 \div 9$  и  $\tau = 70 \div 80$  с, составляют  $\bar{\Gamma}_c \approx 0,90 \div 1,10$ .

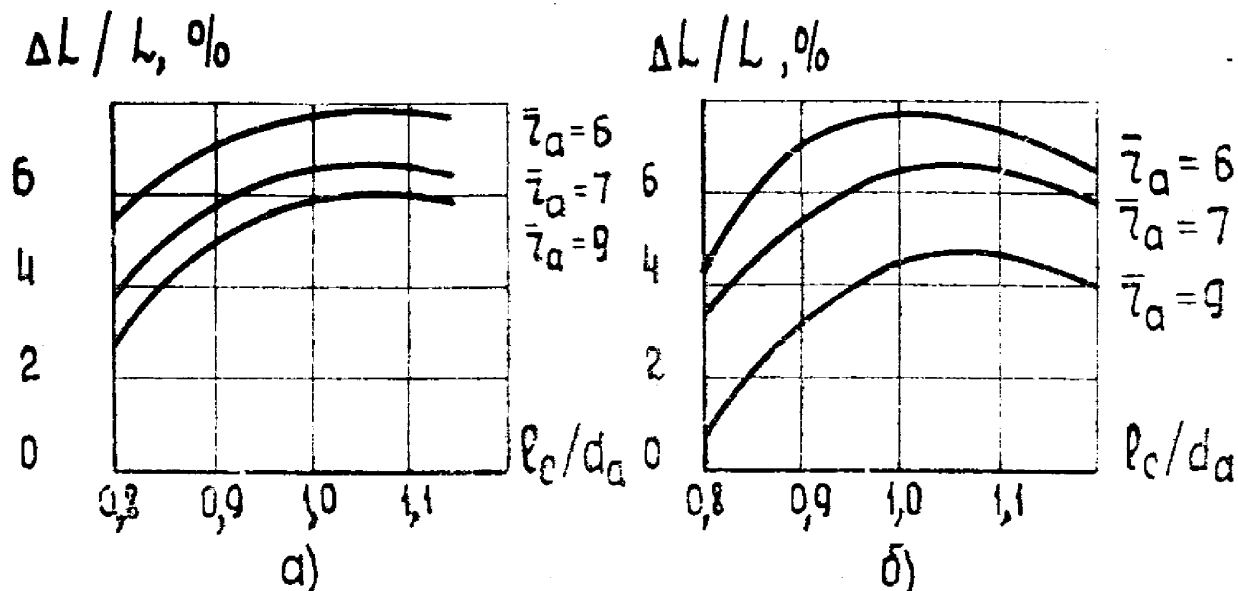


Рис. 1.19. Зависимость относительного изменения дальности стрельбы от относительной длины сопла ( $l_c/d_a$ ):  
а — при  $p_k = 6,0$  МПа и  $\tau = 80$  с; б — при  $p_k = 8,0$  МПа и  $\tau = 70$  с

Анализ тенденций развития баллистических ракет позволяет заключить, что их дальнейшее совершенствование будет проходить в условиях жестких габаритных ограничений. Возрастающее значение в связи с этим приобретает разработка высокоэнергетических топлив.

Твердые ракетные топлива, используемые в РДТТ, подразделяют на два класса: двухосновные и смесевые.

Исторически твердые ракетные топлива начали свое развитие с двухосновных (по терминологии, принятой в нашей стране, — баллиститных) топлив, представляющих собой гомогенный раствор нитроцеллюлозы в нитроглицерине (горючий термопласт). Удельный импульс этих топлив при стандартных условиях ( $p_k/p_a = 40/1,0$  и  $p_a = p_n$ ) в зависимости от химического состава находится в пределах 2000—2460 Н·с/кг, температура горения достигает 2000—3400 К, плотность топлив составляет 1600—1700 кг/м<sup>3</sup>, диапазон скорости горения — от 1,5 до 20 мм/с, показатель степени  $\nu$  в законе скорости горения  $\dot{u} = u_1 p_k^\nu$  находится в пределах 0,2—0,7, температурный диапазон хранения и эксплуатации —  $\pm 50^\circ\text{C}$ . Для двухосновных топлив характерна высокая зависимость скорости горения от давления и температуры. Современные двухосновные твердые ракетные топлива обладают запасом физико-химической и термической стабильности, что обеспечивает гарантийный срок эксплуатации не менее 10 лет. Заряды из двухоснов-

ных топлив применяют только вкладные. Коэффициент массового совершенства лучших РДТТ с зарядами из двухосновных топлив составляет 0,15—0,20.

Смесевые твердые ракетные топлива представляют собой механическую смесь из полимерного горючего — связующего (от 8 до 25%), твердого окислителя (60—80%), металлического горючего (5—25%) и комплекса технологических добавок, катализаторов и ингибиторов горения (1,0—5,0%). Реологические свойства (вязкость, живучесть, растекаемость) топливной массы позволяют изготавливать методом свободного литья и литья под небольшим давлением вкладные и прочноскрепленные с корпусом РДТТ заряды простых и сложных геометрических форм без последующей механической обработки, а также двухсоставные и многослойные заряды. Технология переработки СТРТ позволяет обеспечить коэффициент объемного заполнения на уровне 0,93—0,96. Коэффициенты массового совершенства современных РДТТ с зарядами из СТРТ, прочно скрепленными с корпусом, составляют 0,08—0,10.

В качестве полимерного горючего — связующего СТРТ используют низкомолекулярные полимеры с концевыми карбоксильными, гидроксильными и эпоксидными группами, отверждение которых осуществляется по схеме трехмерной полимеризации с образованием сетчатого полимера, и высокомолекулярные каучуки типа полибутадиена и другие с высокой степенью пластификации (соотношение полимера и пластификатора до 1:6).

В качестве окислителя применяют перхлораты аммония и легких металлов, нитраты аммония и легких металлов, нитроамины (гексоген, октоген и др.). Наиболее широко применяют перхлорат аммония и смесь перхлората аммония и октогена.

В качестве металлического горючего в основном используют мелкодисперсный порошкообразный алюминий.

Удельный импульс современных СТРТ в стандартных условиях находится в пределах 2000—2700 Н·с/кг, плотность 1500—2000 кг/м<sup>3</sup>, скорость горения 1,5—150 мм/с при малой зависимости ее от давления (показатель степени  $\gamma = 0,1 \div 0,45$ ) и температуры (температурный коэффициент скорости горения составляет 0,13—0,3%/K). Большинство современных СТРТ работоспособно в положительном диапазоне температур, ряд рецептур может быть использованы в широком температурном диапазоне  $\pm 50^\circ\text{C}$ . СТРТ обладают высокой физико-химической стабильностью, что обеспечивает большие гарантийные сроки хранения (до 20 лет.)

Продукты сгорания твердых ракетных топлив представляют собой высокотемпературные многокомпонентные химические реагирующие смеси. Определение состава и свойств таких смесей и параметров процессов горения и расширения, происходящих в РДТТ, составляет одну из важнейших задач современной термодинамики и теплофизики.

Использование топлив с высоким процентным содержанием порошкообразного алюминия (более 20%) приводит к существенному увеличению температур продуктов сгорания, обладающих повышенным содержанием (до 40%) конденсированной фазы (К-фазы) окиси алюминия. Наличие К-фазы не только существенно влияет на процессы тепломассообмена, но также в сочетании со спецификой газодинамики РДТТ приводит к возможности выпадания К-фазы в «заманжетные полости» корпусов РДТТ (см. гл. 2) и образованию довольно крупных агломератов окиси алюминия в виде расплавленных капель, способных вызвать местную деструкцию теплозащитного покрытия корпуса, вплоть до появления огневого свища и аварийной ситуации. Под агломератами понимают конденсированные частицы, размеры которых превышают размеры частиц металлического горючего, вводимого в СТРТ. Агломераты рассматривают как сложную структуру шаровой формы, состоящую из алюминия, окиси алюминия ( $Al_2O_3$ ) и органики. Движение агломератов в камере сгорания РДТТ происходит под действием сил двух видов — аэродинамических и массовых. Аэродинамические силы зависят от скоростных полей потока газа и профильного сопротивления частицы. Массовые силы определяются ускорением двигателя и самой массой частицы. Часть агломератов осаждается на переднем и заднем днищах, на утопленной части сопла двигателя, что является причиной накопления конденсированных продуктов сгорания — пассивной массы в камере двигателя. Области осаждения и масса осевших агломератов существенно различаются при работе РДТТ в условиях летных и наземных стендовых испытаний. При огневых стендовых испытаниях основная масса агломератов осаждается на утопленной части сопла; при летных испытаниях при продольных перегрузках ( $n_x > 2 \div 3$ ) основная масса агломератов осаждается на заднем дне. На процесс осаждения влияют параметры агломератов (абсолютные размеры и массовый спектр), скорости выгорания частиц в газовом потоке, особенности газового тракта (форма заряда, форма днищ, степень утопленности сопла), условия работы двигателя — наземные испытания (горизонтальное или вертикальное положение) или летные испытания при различных продольных перегрузках.

Промышленное производство зарядов из баллиститных топлив состоит из приготовления смесей (реализована непрерывная технологическая схема смешения компонентов, приготовления эмульсий и суспензий, взаимодействия нитроцеллюлозы и пластификатора) и переработки их в заряды (отжим смеси, вальцевание, сушка, таблетирование и формование зарядов методом проходного прессования). Все эти операции полностью механизированы и автоматизированы. Управление фазами технологического процесса осуществляется дистанционно.

Промышленное производство зарядов из СТРТ представляет собой комплекс с территориально-технологическим разрывом фаз, размещенных в отдельных производственных зданиях.

Производство зарядов включает следующие операции:

входной контроль сырья и комплектующих;

подготовку к смешению исходных компонентов, промежуточных смесей (полуфабрикатов);

подготовку корпуса двигателя (или пресс-формы) и формующей оснастки к заполнению;

смешение топливной массы;

формование заряда (заполнение, полимеризация и охлаждение);

распрессовку;

дефектоскопию.

Управление процессами смешения топливной массы и формования зарядов осуществляется дистанционно.

### 1.3. РДТТ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

РДТТ для космических аппаратов можно подразделить на две группы. К первой относят космические двигатели основного назначения: маршевые двигатели ракетносителей, ускорители разгонных блоков, так называемые космические буксиры, апогейные двигатели и др.

За рубежом РДТТ широко применяют в космических межорбитальных разгонных блоках, в качестве маршевых двигателей и ускорителей, что позволяет наращивать энергетические возможности ракет-носителей. В различных космических программах США используется свыше семидесяти типов ракетных двигателей твердого топлива. В нашей стране РДТТ в качестве маршевых энергетических установок ракет-носителей и ускорителей космического базирования не применялись.

Ко второй группе относят двигатели вспомогательного (специального) назначения, которые используют в ракетах-носителях, в составе космических аппаратов, искусственных спутников Земли и других системах.

Космические двигатели основного назначения используют для доставки полезного груза ракетами-носителями. Ракеты-носители, имеющие в своем составе РДТТ, разрабатываются в США, Франции, Великобритании, Японии, Индии, Бразилии, Китае. В США РДТТ нашли применение в ракетносителях различных классов на всех ступенях, особенно на верхних и нулевых. Ракета-носитель «Скаут» является полностью твердотопливной ракетой. На верхних ступенях РДТТ нашли применение в следующих ракетах-носителях: «Джуно-1», «Джуно-2», «Авангард», «Тор-Эйбл», «Тор-Альтаир», во всех моделях семейств «Тор-Дельта», «Тора-Дельта», «Конестога», «Титан» (модификации «С», «Д», «Е»), семейств «Атлас-Бернер-2», «Атлас SLV-3Н».



В качестве стартовых ускорителей (нулевых ступеней) РДТТ использовали в ракетах-носителях семейств «Титан» («Титан-3С, -3Д, -3Е, -34Д, -4 и -5»), «Торад-Дельта». Многие из перечисленных ракет-носителей прекратили свое существование, либо вошли в различных модификациях в состав других ракет-носителей. Характеристики твердотопливных двигателей США, используемые в маршевых ступенях и стартовых ускорителях, приведены в табл. 1.2 и 1.3.

С середины 70-х годов в США для ракет-носителей начали разрабатывать твердотопливные разгонные блоки и межорбитальные буксиры, которые переводят полезную нагрузку с низкой орбиты на более высокие или межпланетные траектории.

Космическая инерциальная ступень IUS выводится на околоземную орбиту носителями «Титан-34Д» или МТКК «Спейс Шаттл». Основными элементами двухступенчатого межорбитального транспортного аппарата-буксира IUS являются крупногабаритный РДТТ SRM-1 и малогабаритный двигатель SRM-2 [28, 31, 34]. С целью повышения надежности, снижения стоимости разработки и производства РДТТ SRM-1 и SRM-2 имеют одинаковые конструкции, материалы и состав смесового твердого ракетного топлива. Характеристики SRM-1 и SRM-2 приведены в табл. 1.4.

На рис. 1.20 представлена конструктивная схема SRM-1\*, выполненного в виде моноблока с центральным управляющим соплом [34].

Корпус 1 типа кокона изготовлен методом намотки композиционного материала на основе волокна «Кевлар» с пропиткой эпоксидной смолой. В корпус двигателя вмотаны торцовые шпангоуты из алюминиевого сплава. Закладные элементы 2 корпуса изготовлены также из алюминиевого сплава и присоединяются к корпусу в процессе его изготовления. К закладному элементу переднего полюсного отверстия корпуса крепится передняя крышка 5 с пиротехническим воспламенителем 6, а к заднему закладному фланцу — сопловой блок 4. Теплозащитное покрытие камеры сгорания выполнено из резины на основе этиленпропилендиенового мономера (ЕРДМ), наполненного кремнием.

В РДТТ использовано смесовое твердое ракетное топливо на основе полибутадиенового связующего с концевыми гидроксильными группами (НТРВ) (86%) твердого наполнителя — 18% алюминия и 68% перхлората аммония). С корпусом 1 прочно скреплен заряд 3, имеющий гладкий цилиндрический канал, а также разгрузочные компенсаторы (раскрепляющие манжеты) на обоих торцах заряда для снятия в нем напряжений.

Использование гладких канальных топливных зарядов обуславливает прогрессивно-регрессивный закон изменения тяги и давления от времени работы двигателя. Особенностью обоих РДТТ является возможностью неполного заполнения корпуса двигателя твердым топливом — до 50% массы заряда.

\* SRM (Solid Rocket Motor — твердотопливный ракетный двигатель.

## 1.2. Характеристики двигателей для маршевых ступеней ракет-носителей США

Характеристики	Наименование РДТТ (ракета-носитель)						
	«Алгол-3А» (Скаут)	«Кастор-2А» (Скаут)	«Антарес-2В» (Скаут)	«Алтаир-3А» (Скаут)	«Кастор-4Н» «Конестога»	«Стар-48» (Конестога)	«Стар-30» (Конестога)
	Маршевая ступень						
	первая	вторая	третья	четвертая	первая	третья	четвертая
Длина двигателя, мм	9070	6274	2890	1480	8984	1829	1438
Диаметр двигателя, мм	1140	787,4	760	510	1018,5	1246	762
Начальная масса двигателя, кг	14185	4408	1256	301	11511	2118	—
Масса заряда, кг	12684	3728,5	1161	275	10022	2008	466,8
Коэффициент массового совершенства $\alpha = m_k/\omega_z$	0,118	0,182	0,082	0,094	0,148	0,0548	—
Степень расширения сопла $\Gamma_a$	—	4,56	—	—	2,83	—	8,55
Время работы, с	56,3	37,0	25,2	28,0	57,6	85,0	54,5
Давление в двигателе, МПа	4,410	4,399	3,43	3,43	3,45	3,61	3,15
Тяга, кН	481,5 (на земле)	231,9 (на земле), 274,7 (в пустоте)	126,5 (в пустоте)	26,5 (в пустоте)	477,5	84,3	24,5
Суммарный импульс тяги, кН·с	—	8573 (на земле), 10168 (в пустоте)	—	—	26050 (на земле)	—	1339
Удельный импульс тяги, Н·с/кг	2618	—	2775 (в пустоте)	2775 (в пустоте)	—	2916,5	2889
Органы управления	—	Не управляется	—	Неподвижное сопло	ПУС с ЭОШ* (утопленное)	Стабилизируется вращением Титановый сплав	Стабилизируется вращением Титановый сплав
Материал корпуса	Сталь 4130	Сталь 4130	Стекло-пластик	Стекло-пластик	Сталь 4130	Титановый сплав	Титановый сплав

\* ПУС с ЭОШ — поворотное управляющее сопло на эластичном опорном шарнире.

### 1.3. Характеристики стартовых ускорителей ракет-носителей США [31—33]

Характеристики	Наименование РДТТ (ракета-носитель)					
	«Кастор-4» («Торад-Дельта-39—14»)	XSR-47 VA-1205 («Титан-3С»)	«Титан-34Д»)	SRM («Спейс Шаттл»)	HRM («Спейс Шаттл»)	FWS («Спейс Шаттл»)
Длина двигателя, мм	9758	25910	27000	38176	38400	38440
Диаметр двигателя, мм	1018,5	3050	3050	3708	3708	3810
Начальная масса двигателя, кг	10731	230900	246000	569200	570100	557409
Масса заряда, кг	9319	190000—192800	210000	502100	504000	502641
Коэффициент массового совершенства $\alpha = \frac{m_k}{\omega_3}$	0,151	0,197	0,171	0,1336	0,131	0,109
Степень расширения сопла $\Gamma_a$	2,76	2,83	2,83	2,68	2,78	2,78
Время работы, с	54,3	110,0	100,8	121	123	122
Давление в двигателе, МПа	—	3,76	4,17	—	4,3	4,3
Тяга, кН	3,795	5,12	5,90	10,53	13,1	13,1
Удельный импульс тяги, Н·с/кг	—	2606	2603	2590	2620	2620
Органы управления	Не управляется	Управляется впрыском азота	Управляется впрыском азота	ПУС с ЭОШ*	ПУС с ЭОШ*	ПУС с ЭОШ*
Материал корпуса	Сталь 4130	Сталь	Сталь	Сталь	Графитопластик	Графитопластик
Число секций	—	5	5 + 1/2	4	4	4

\* ПУС с ЭОШ — поворотное управляющее сопло на эластичном опорном шарнире.

#### 1.4. Характеристики SRM-1 и SRM-2 [28, 34]

Характеристики и параметры	SRM-1	SRM-2
Длина, мм	3150	1981 (насадки сложены)
Диаметр, мм	2337	1600
Начальная масса, кг	10360	2950
Масса заряда, кг	9700	2720
Степень расширения сопла $\Gamma_a$	7,99	13,46
Угол качания сопла, °	$\pm 4,0$	$\pm 7,0$
Время работы, с	146	104
Среднее давление, МПа	4,43	3,96
Удельный импульс тяги в пустоте, $\text{Н} \cdot \text{с}/\text{кг}$	2897	2985

Сопловой блок 4 двигателя частично утоплен в камеру сгорания. В качестве соплового блока используется жидкостной подшипник постоянного объема «Текролл». Газовый тракт сопла 4 выполнен из композиционного материала углерод-углерод двухмерной и трехмерной структур. В конструкции SRM-2 предусмотрено применение двух выдвижных телескопических насадок сверхзвуковой части соплового блока, увеличивающих удельный импульс тяги двигателя на  $\sim 150 \text{ Н} \cdot \text{кг}/\text{с}$ . Выдвижение насадок происходит в условиях невесомости и вакуума и длится 10 с.

Воспламенитель 6 представляет собой ракетный двигатель с тремя огневыми соплами, направляющими горячие газы к топливному заряду двигателя. В воспламенителе используется специально разработанное для этого смесевое твердое топливо с большой скоростью горения. Запуск и работа РДТТ осуществляется обычным способом.

Многие современные достижения в области твердотопливного двигателестроения реализованы в конструкции апогейного РДТТ совместной разработки фирм UTC (США) и SEP (Франция). Особенностью этого двигателя является почти полное отсутствие металлических элементов (все основные узлы и детали конструкции РДТТ изготовлены из композиционных материалов).

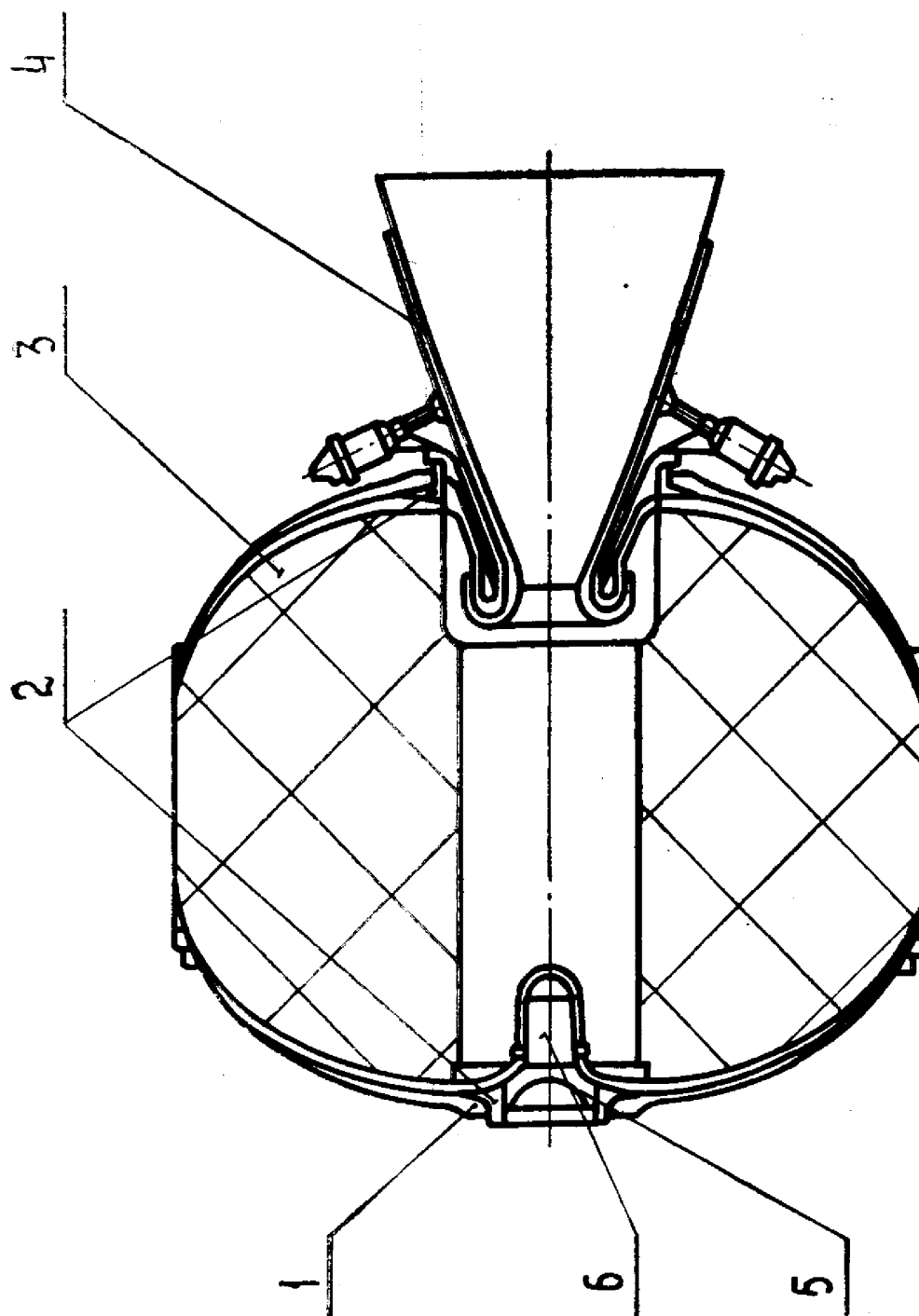
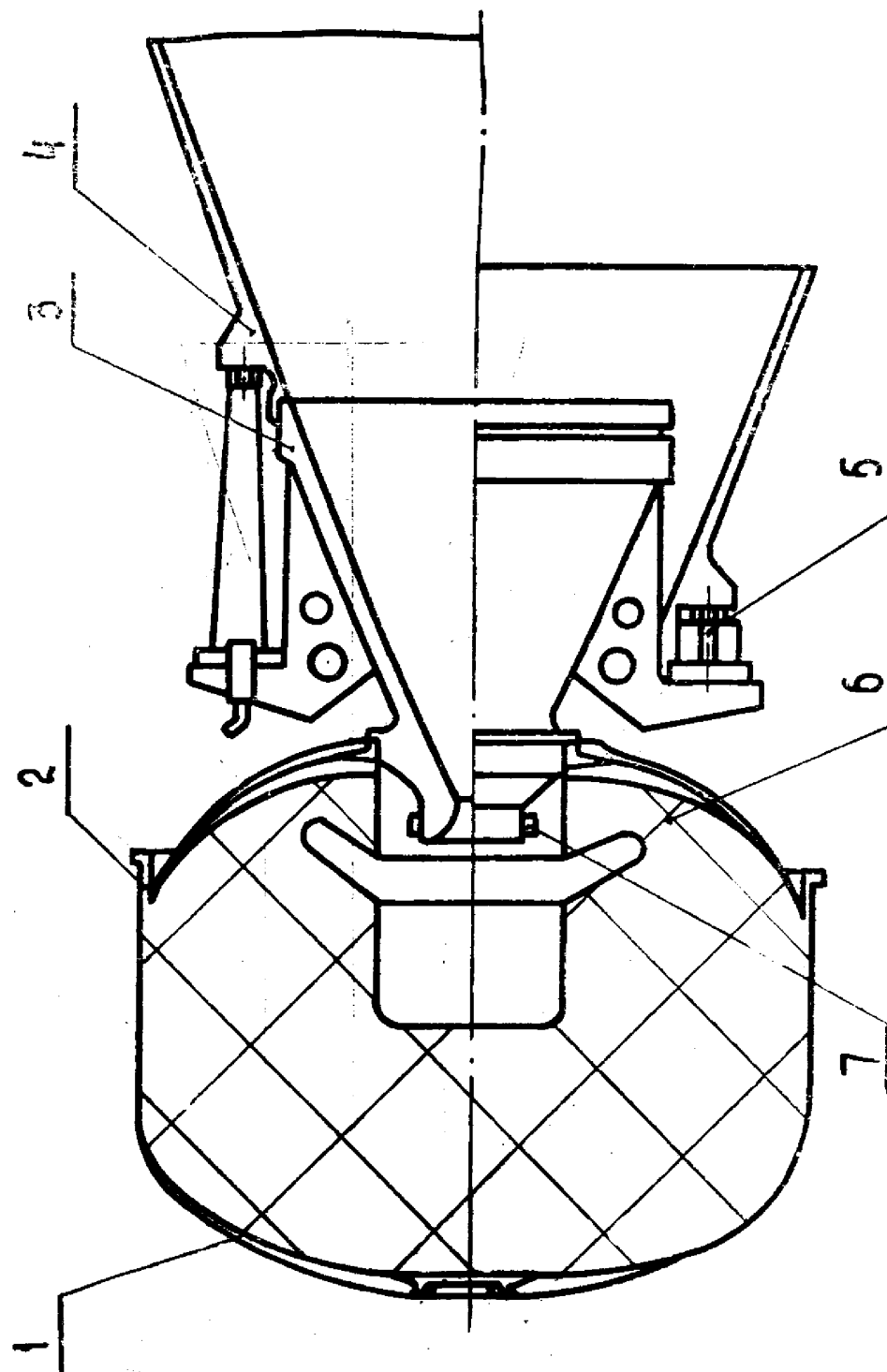


Рис. 1.20. Конструктивная схема РДТТ SPM-1



**Рис. 1.21. Схема апогейного РДТТ фирм UTS (США) и SEP (Франция)**

Двигатель (рис. 1.21) представляет собой моноблок с центральным стационарным соплом с выдвижным насадком. Корпус 1 типа кокона изготовлен методом намотки композиционного материала на основе волокна «Кевлар» и эпоксидного связующего. Корпус имеет юбку 2 из углепластика с фланцем из алюминиевого сплава. Стационарное сопло 3 с выдвижным насадком 4 имеет входную часть, выполненную из монодетали из углерод-

углеродного материала с четырехмерной ориентацией волокон. Выдвигаемый насадок также изготовлен из углерод-углеродного композиционного материала. Выдвижение насадка сопла осуществляется пневматической системой 5, а фиксация раструба (насадка) сопла в выдвинутом положении — штифтами из углерод-углеродного материала. Заряд 6 двигателя имеет «глухой» канал с наклонной кольцевой щелью в предсопловой части. Воспламенитель 7 установлен на утопленной в корпус части соплового блока.

Заряд изготавливают из высокоэнергетического смесового твердого топлива, содержащего 90% твердого наполнителя (в том числе 20% алюминия и 12% октогена) и 10% связки на основе полибутадиена с концевыми гидроксильными группами. Пуск и работа РДТТ осуществляются обычным способом.

Ниже приведены проектные характеристики апогейного двигателя, представленного на рис. 1.21.

#### Характеристика апогейного двигателя

Диаметр, мм . . . . .	762
Масса заряда, кг . . . . .	346,4
Время работы, с . . . . .	57,4
Давление в камере сгорания, МПа . . . . .	3,24
Тяга, кН . . . . .	17,78
Удельный импульс тяги в пустоте, Н·с/кг . . . . .	2951,8

Большой опыт разработки и эксплуатации твердотопливных двигателей позволил использовать их для многоразового транспортного космического корабля «Спейс Шаттл» (США). Транспортный космический корабль имеет два твердотопливных ускорителя (ТТУ). Характеристики приведены в табл. 1.4. Основные корпусные детали ТТУ рассчитаны на многократное (до 20 раз) использование, что является принципиально новым в практике разработки РДТТ подобного класса. ТТУ является одним из крупнейших двигателей среди современных РДТТ.

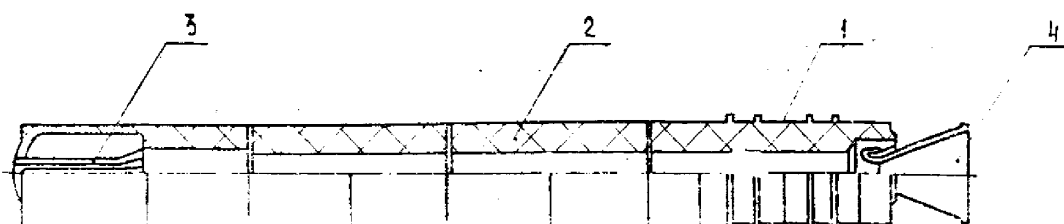


Рис. 1.22. Схема твердотопливного ускорителя транспортного космического корабля «Спейс Шаттл» (США)

ТТУ (рис. 1.22) включает в себя корпус 1, заряд твердого топлива 2, воспламенитель 3 и сопло 4 [32].

Корпус 1 ТТУ состоит из 11 элементов (одного верхнего, девяти средних и одного нижнего), которые изготовляют из стали Д6АС. Для защиты корпуса от воздействия морской воды на его внешнюю поверхность наносят покрытие на основе эпоксидного полиамида. Внутреннее теплозащитное покрытие поверхности корпуса изготовлено из бутадиеннитрильного каучука с асбестокварцевым наполнителем.

Для снаряжения топливом и транспортирования элементы каждого ТТУ komponуются в четыре секции: верхнюю, две средние и нижнюю. После снаряжения топливом верхняя секция оснащается системой воспламенения, нижняя — соплом. Для соединения элементов в секции и секций между собой используют механические герметичные стыки, каждый из которых имеет 180 штифтов и два кольцевых уплотнения.

В ТТУ используется прочно скрепленный с корпусом 1 четырехсекционный заряд 2. Топливный заряд верхней секции имеет в передней части канал в форме одиннадцатилучевой звезды, а в нижней секции — канал в форме усеченного конуса. Заряды двух средних секций имеют каналы с двойной конусностью. Торцы зарядов секции частично забронированы. Топливо, применяемое в ТТУ, по своему составу аналогично топливу, которым снаряжаются РДТТ МБР «Минитмен». Оно содержит в себе сополимер полибутадиена, акриловой кислоты и акрилонитрила (12%), перхлорат аммония (70%), порошок алюминия (16%) и другие добавки (окись железа, эпоксидную смолу).

ТТУ запускают с помощью воспламенительного устройства, расположенного в верхней секции двигателя и состоящего из предохранительно-пускового устройства, первичного воспламенителя в виде многосоплового РДТТ и основного воспламенителя в виде вспомогательного РДТТ. При запуске ТТУ команда поступает на предохранительно-пусковое устройство, в котором срабатывают два пиропатрона и воспламеняют переходный пиротехнический заряд, который в свою очередь воспламеняет заряд первичного воспламенителя. От продуктов сгорания первичного воспламенителя воспламеняется заряд основного воспламенителя, который затем воспламеняет твердотопливный заряд ТТУ.

Сопло 4 выполнено поворотным на упругом подвесе фирмы «Тиокол» с центром поворота, расположенным в сверхзвуковой части сопла. Конструкция сопла разработана по модульному принципу. Сопловой блок имеет диаметр критического сечения 1385 мм, диаметр среза сопла 3700 мм, длину свыше 4000 мм, массу 11 т. Сопло частично (около 20% длины сопла) утоплено в корпус задней секции двигателя и состоит из неподвижной части, узла упругой опоры и поворотной части сопла с раструбом.

Узел упругой опоры, обеспечивающей поворот сопла до  $\pm 8^\circ$ , состоит из десяти стальных пластин сферического профиля, скле-



енных с прокладками из натурального каучука. Раструб сопла в целях технологичности сборки и изготовления, а также удобства эксплуатации, состоит из двух секций.

Система управления вектором тяги ТТУ имеет два электрогидравлических привода, обеспечивающих отклонение сопла в двух взаимно перпендикулярных направлениях.

Ниже приведены основные особенности зарубежных РДТТ ракет-носителей космических объектов.

1. Характеристики РДТТ зарубежных ракет-носителей изменяются в широких пределах. Средняя за время работы тяга двигателей изменяется в пределах от 12—20 кН (верхние ступени) до 5900 кН (стартовые РДТТ ракеты-носителя «Титан-34Д»). Стартовые РДТТ многоразового космического корабля МТКК «Спейс Шаттл» развивают тягу до 13000 кН каждый. Время работы РДТТ достигает 120—145 с. Масса твердотопливных зарядов достигает порядка 500 т. В крупногабаритных РДТТ давление в камере сгорания не превышает 3,1—4,5 МПа. В относительно небольших двигателях давление несколько выше (до 7,0 МПа).

2. В РДТТ ракет-носителей применяют моноблочные и секционные заряды, прочно скрепленные с корпусом. Горение зарядов происходит по поверхности центрального канала, сечение которого может иметь форму звезды с тремя—шестью лучами. У ряда двигателей применяют заряды с каналами круглого сечения и двумя — пятью поперечными щелями. В РДТТ диаметром более 3,0 м сечение канала уменьшается к переднему днищу, а часть торцовых поверхностей секций имеет бронирующее, уносимое в процессе работы двигателя покрытие, что снижает эффект эрозийного горения. Секционность корпуса РДТТ и заряда характерна только для больших ускорителей ракет-носителей («Титан», «Спейс Шаттл» и др.).

3. В РДТТ ракет-носителей применяют заряды из полибутадиеновых, полиизобутиленовых, полиуретановых смесевых твердых ракетных топлив. Во всех твердых ракетных топливах, из которых изготавливают заряды для РДТТ космического назначения, используют перхлорат аммония (иногда с октогеном), алюминиевый порошок и горючее связующее. Содержание алюминия в топливе составляет 15—20%, содержание твердых веществ (перхлората аммония и алюминия) около 88%. В наиболее совершенных РДТТ верхних ступеней ракет-носителей используют высокоэнергетические СТРТ на основе связующего НТРВ. Плотность этих топлив достигает примерно 1,90—1,92 г/см<sup>3</sup>. Теоретический удельный импульс тяги современных высокоэнергетических СТРТ, используемых в РДТТ ракет-носителей, составляет ~2670 Н·с/кг (при  $p_k/p_a = 70/1$ ). Использование таких СТРТ в наиболее совершенных РДТТ ракет-носителей позволило достичь проектной величины реального удельного импульса тяги в пустоте более 2900 Н·с/кг.

4. На верхних ступенях ракет-носителей и в разгонных блоках корпус РДТТ обычно малого удлинения (отношение длины корпу-

са к его диаметру составляет  $\sim 1-2$ ) со сферической формой переднего и заднего днищ. Сопловые блоки стартовых ускорителей неизменяемой геометрии, на верхних ступенях и разгонных блоках может быть до двух раздвигаемых перед запуском РДТТ телескопических насадок (например, на двигателе SRM-2 разгонного блока IUS), увеличивающих степень расширения сопла и удельный импульс двигателя. Крепление соплового блока к корпусу РДТТ осуществляется с помощью болтов или шпилек, крепление двигателя к корпусу летательного аппарата — через шпангоуты, расположенные на корпусе.

Воспламенение осуществляется пиротехническими воспламенителями, обеспечивающими время выхода двигателя на режим до 60—80% средней тяги для большинства РДТТ в пределах 100—300 мс. Секционные РДТТ ракет-носителей «Титан» однократного использования. ТТУ МТКК «Спейс Шаттл» спроектированы многоразовыми (металлические детали могут использоваться до 20 раз).

Верхние ступени ракет-носителей, а также большинство космических летательных аппаратов, во время работы РДТТ стабилизируются вращением вдоль продольной оси со скоростью до 120 мин<sup>-1</sup>.

5. Корпуса РДТТ изготавливают из трех основных материалов: стали Д6АС с пределом прочности 1500 МПа и пределом текучести 1300 МПа для секционных РДТТ;

титанового сплава Ti—6Al—4V с пределом прочности 1343 МПа и пределом текучести 1206 МПа для сферических двигателей серии «Старт»;

стекловолокна с пределом прочности 3795 МПа и плотностью 2,49 г/см<sup>3</sup>, органо-волокна с пределом прочности 4105 МПа и плотностью 1,44 г/см<sup>3</sup>, углеродного волокна с пределом прочности 3530—5520 МПа и плотностью 1,74—1,81 г/см<sup>3</sup>. В США разработана единая практически для всех РДТТ система теплозащиты корпуса. Теплозащитный материал ЕРДМ — мономер этиленпропилендиена с наполнителем окисью кремния.

6. Сопловые блоки РДТТ ракет-носителей в большинстве представлены односопловыми конструкциями. Сопла наиболее совершенных двигателей частично (на 20—25%) выдвинуты в камеру сгорания, имеют выдвижные телескопические насадки, позволяющие сократить общую длину двигателя. С помощью раздвижных сопел достигнута степень расширения сопла  $\bar{r}_a = 12 \div 13$  (SRM-2 буксира IUS, апогейный РДТТ фирм SER и UTS).

Сопловые блоки выполняют в четырех основных вариантах: неподвижное сопло; неподвижное сопло с впрыском жидкости; поворотное сопло на эластичном опорном шарнире (Флексилл); поворотное сопло на жидкостном подшипнике (Текролл). В современных РДТТ космического назначения наблюдается практически единое оформление проточной части сопловых блоков. Докритическая и критическая области газового тракта сопловых

блоков состоят из одной — двух деталей на основе трехмерного углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ), выходной конус изготавливают из двухмерного УУКМ, телескопические насадки — из углефенольного пластика.

7. Температурный диапазон хранения применяемых и перспективных РДТТ для использования в космическом пространстве составляет 223—323 К, температура двигателей перед пуском 258—323 К. Гарантийный срок двигателей на момент поставки их в состав ракеты-носителя определяется примерно 10—14 лет. Двигатели в течение гарантийного срока хранятся в наземных условиях до 6—10 лет, в условиях применения на орбите — до 1—3 лет (предполагается срок до 7—10 лет). Они должны быть работоспособными при воздействии механических нагрузок (ударных, вибрационных и др.) и после них, а также при воздействии факторов космического пространства (высокий вакуум, магнитные и гравитационные поля, ионизирующее излучение, резкие колебания температур).

#### 1.4. РДТТ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

К РДТТ вспомогательного назначения принято относить энергетические установки, обеспечивающие функционирование маршевых двигателей баллистических ракет, а также отдельных систем боевых и ракетно-космических комплексов.

РДТТ вспомогательного назначения подразделяют на следующие основные группы: систем отделения и разделения; торможения и мягкой посадки; разведения; управления; систем аварийного спасения и др.

Из всего многообразия РДТТ вспомогательного назначения можно выделить две обобщенные группы двигателей: импульсные двигатели, предназначенные для создания импульса тяги и работающие сравнительно малое время (примерно 5 с); двигатели, сопровождающие работу маршевого двигателя, время работы которых соизмеримо с временем работы основного (маршевого) РДТТ (примерно 60—100 с).

Двигатели этих групп имеют свои специфические особенности, которые необходимо учитывать конструктору при проектировании и отработке.

Характерной особенностью импульсных РДТТ является, как правило, реализация достаточно высокого внутрикамерного давления при работе (примерно 10—30 МПа). Для двигателей второй группы характерным является применение твердотопливного заряда торцового горения при уровне номинального давления в камере сгорания приблизительно 4—10 МПа.

Конструктивно РДТТ вспомогательного назначения отличаются сложным пространственным расположением отдельных агрегатов и узлов: сопловые блоки скомпонованы под различными углами к оси корпуса двигателя, корпус и заряд двигателя могут состоять из

нескольких частей, расположенных под углом друг к другу и т. д. Это обусловлено тем, что зона размещения таких РДТТ весьма ограничена. Вместе с тем, масса вспомогательных двигателей составляет обычно незначительную часть общей массы технической системы или агрегата, что позволяет конструктору использовать нетрадиционные решения при выборе конструктивно-компоновочной схемы двигателя.

В вспомогательных РДТТ, используемых в сравнительно несложных системах или эксплуатируемых в широком температурном диапазоне ( $\pm 50^\circ\text{C}$ ), применяют вкладки из баллистических ракетных твердых топлив. В более совершенных системах используют двигатели с прочно скрепленными зарядами из СТРТ.

Конструктивно-компоновочные схемы РДТТ вспомогательного назначения разнообразны и в основном определяются назначением РДТТ и условиями компоновки их в составе ракеты, ступени, отсека и двигательной установки. К современным вспомогательным двигателям предъявляют достаточно высокие требования по энергомассовым характеристикам, что обуславливает необходимость при выборе конструктивно-компоновочной схемы ориентироваться на использование наиболее прогрессивных технических решений и материалов. Как правило, вспомогательные двигатели имеют минимальное число разъемных соединений, в них широко используются конструктивные узлы и элементы (крышки, переходники и т. п.) сложной пространственной формы, получаемые литьем и сваркой.

В импульсных двигателях применяют в основном заряды твердого топлива с центральным каналом круглого, цилиндрикоконического или звездообразного сечения. В двигателях с большим временем работы используют заряды торцового горения, которые по наружной поверхности выполнены коническими. В двигателях с прочно скрепленными зарядами для компенсации напряжений, возникающих в процессе эксплуатации на границе корпус — заряд, применяют конструктивное раскрепление заряда с помощью специальных манжет, являющихся частью конструкции корпуса двигателя.

В системах воспламенения вспомогательных РДТТ используют те же конструктивные элементы и решения, что и в крупногабаритных маршевых двигателях (пиротехнические воспламенители, пиропатроны, механизмы предохранения и др.). Запуск малогабаритных РДТТ осуществляют непосредственно от пиропатрона.

При выборе конструктивной схемы и разработке конструкции импульсных двигателей конструктору приходится решать вопрос о необходимости и целесообразности применения теплозащитных покрытий. Многие двигатели этой группы не имеют специального теплозащитного покрытия.

При разработке конструктивных схем двигателей массой более 50 кг необходимо предусматривать места опор и захвата двигателей грузоподъемными средствами и механизмами.

В ракетно-космических системах обычно используют несколько одинаковых или незначительно отличающихся друг от друга вспомогательных двигателей. В связи с этим при разработке должны быть предусмотрены конструктивные элементы (установочные штифты, шпонки и т. п.), исключающие возможность неправильной установки двигателя в систему или агрегат ракеты.

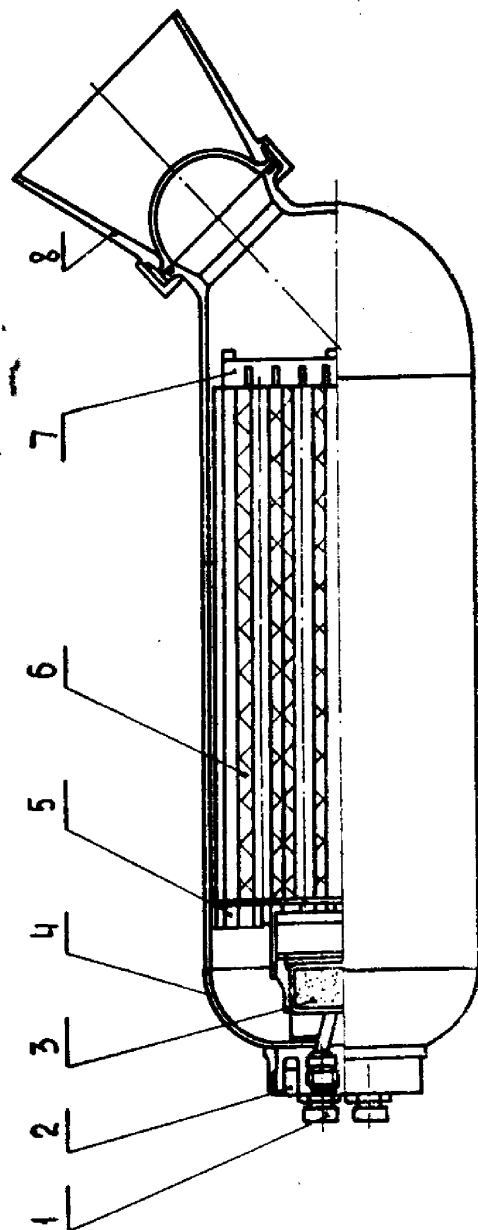
Иногда при выборе конструктивно-компоновочной схемы РДТТ определяющими становятся вопросы унификации. Использование трудоемких и отработанных ранее конструктивных элементов не только экономически выгодно, но и позволяет существенно сократить сроки отработки.

Рассмотрим более подробно шесть наиболее типичных конструктивно-компоновочных схем РДТТ вспомогательного назначения.

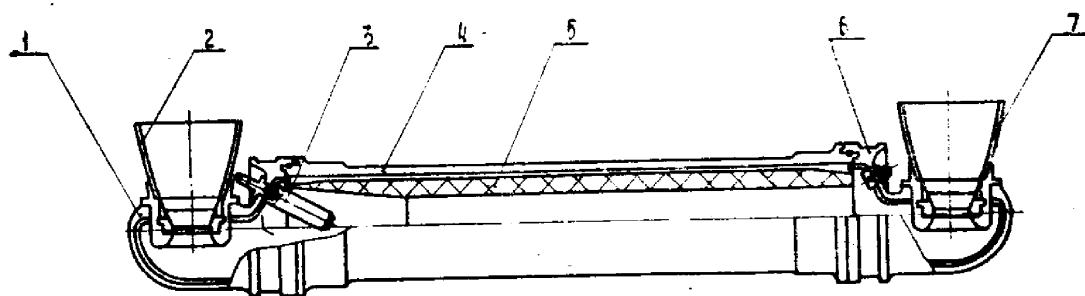
Двигатели отделения по конструктивному исполнению делят на два типа: с соплом, соосным или наклонным к оси двигателя, и с соплом, перпендикулярным к оси двигателя.

Двигатель, показанный на рис. 1.23, моноблочной схемы, обеспечивающей максимальную простоту конструкции, ее технологичность и минимальную массу. При этом с учетом условий компоновки стационарное сопло расположено под углом  $45^\circ$  к базовой оси двигателя. Корпус 4 двигателя представляет собой металлическую неразъемную конструкцию, изготовленную сваркой раскатной обечайки с передним и задним днищами. Переднее днище — штампосварной конструкции, имеющей торосферическую форму, заднее днище корпуса — сферическое с боковым входом в сопловой блок. Заряд 6 вкладной, состоит из небронированных шашек баллистического топлива, свободно помещенных внутри корпуса и ограниченных с двух сторон решетками 5 и 7. Для внутренней тепловой защиты корпуса и решеток используют лакокрасочное покрытие. Передняя крышка 2 крепится с помощью резьбового соединения с корпусом двигателя и служит для расположения узла воспламенения (два пиропатрона 1 и воспламенитель 3 из навески крупнозернистого дымного пороха, помещенной в герметичный алюминиевый футляр). Конструкция раструба сопла 8 (сварная из стали) крепится с корпусом при помощи накидной гайки.

Двухсопловой двигатель (рис. 1.24) предназначен для отделения и увода части ракетной системы. Это моноблочный РДТТ с двумя стационарными одинаковыми соплами, установленными перпендикулярно оси двигателя, на двух отъемных днищах. Двигатель состоит из корпуса 4 с зарядом 5, передней крышки 1 с соплом 2, задней крышки 6 с соплом 7, воспламенителя 3 и пиропатронов. Корпус 4 двигателя представляет собой металлическую сварную



**Рис. 1.23. Конструкция односоплового РДТТ отделения**



**Рис. 1.24. Конструкция двухсоплового РДТТ отделения**

конструкцию, состоящую из цилиндрической сварной обечайки и двух одинаковых шпангоутов, к которым при помощи шпоночных соединений крепят переднее и заднее днища с соплами. Заряд 5, прочно скрепленный с корпусом 4, изготавливают методом литья под давлением непосредственно в корпус с последующей полимеризацией. Цилиндрическая форма заряда обеспечивает прогрессивный характер кривой изменения тяги (давления) в функции времени на начальном участке работы двигателя и постоянный — на установившемся режиме работы. Передняя и задняя крышки представляют собой сферическое днище с патрубком, который имеет форму полуконуса, переходящего в полусферу. Конструкции сопел 2, 7 выполнены по классической схеме и состоят из традиционных частей: вход, вкладыш критического сечения, раструб. Сопла крепят к крышкам при помощи шпонок.

Запуск РДТТ проводится двумя пиропатронами по команде от системы управления. При срабатывании пиропатронов происходит зажигание воспламенителя 3. Форс пламени от воспламенителя распространяется вдоль канала заряда 5 и зажигает его. Горение заряда происходит по поверхности центрального круглого канала и по торцам заряда.

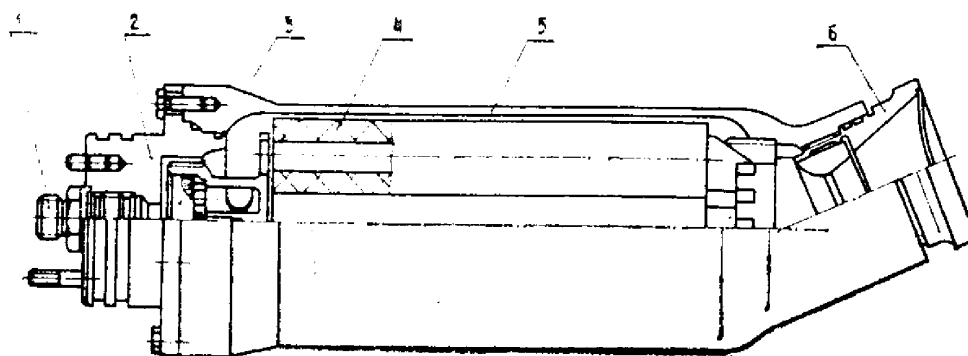
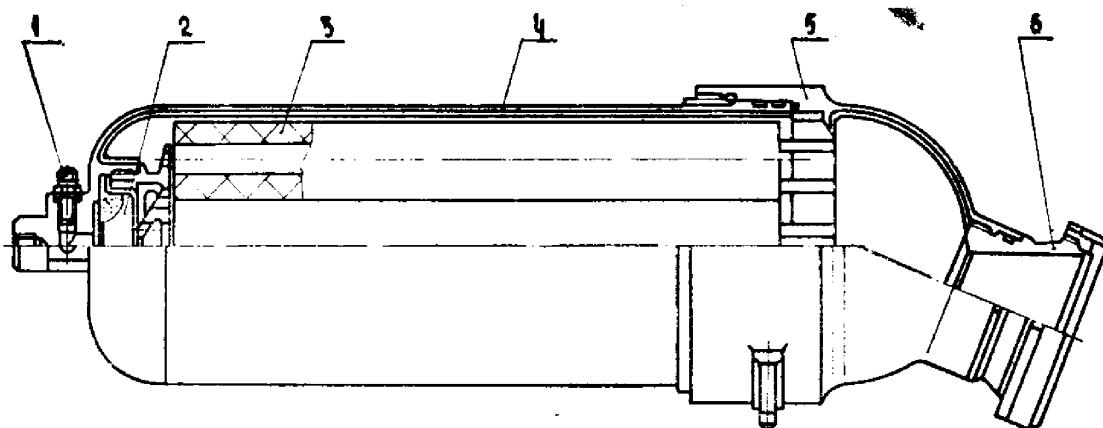


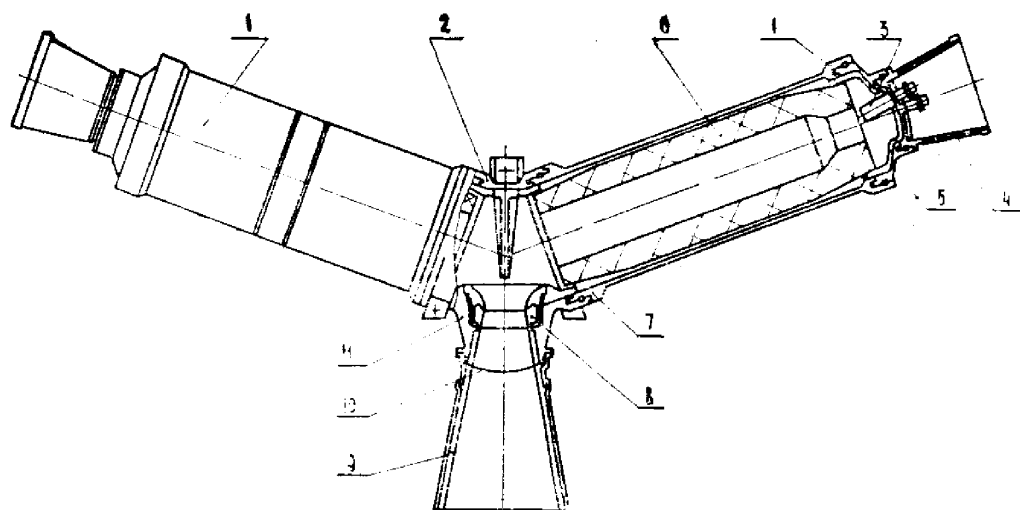
Рис. 1.25. Конструкция малогабаритного РДТТ отделения

В конструкции малогабаритного двигателя отделения (рис. 1.25) камера сгорания состоит из корпуса 5 и крышки 2, являющихся нетеплоизолированными конструкциями. Сопло 6 установлено в корпус 5 под углом к оси двигателя. Конструкционный материал корпуса двигателя — титановый сплав. Сопло 6 состоит из вкладыша критического сечения (молибденовый сплав) и раструба (коррозионно-стойкая сталь). Заряд 4 — набор трубчато-цилиндрических шашек из баллиститного топлива. Система запуска — два пиропатрона 1, воспламенитель 3, представляющий собой навеску крупнозернистого дымного пороха в алюминиевом футляре, матрицу и рассекатель.



**Рис. 1.26. Конструкция РДТТ торможения и увода различных систем ракеты**

Малогобаритный двигатель специального назначения (рис. 1.26) используют для торможения и увода различных систем ракеты. Камера сгорания РДТТ состоит из корпуса 4 и крышки 5, представляющих собой сварные теплоизолированные конструкции. Сопло 6 установлено в крышке 5 под углом (угол выбирают конструктивно из условий компоновки) к оси двигателя. Заряд 3 — набор трубчато-цилиндрических шашек из баллистического топлива. Система запуска включает в себя электровоспламенитель 1 и воспламенитель 2 из навески дымного пороха.



**Рис. 1.27. Конструкция РДТТ торможения части ракеты-носителя**

Конструкция двигателя для торможения части ракеты-носителя на участке его приземления представлена на рис. 1.27. Двигатель состоит из двух секций 1, которые соединяются друг с другом через переходник 2 с соплом 8. Секции расположены под углом  $70^\circ$  к оси сопла. Пуск двигателя производится с двух сторон от воспламенительных устройств 3, расположенных на днищах секций 5. Для обеспечения тяго-временной диаграммы работы двигателя (ступенчатое уменьшение результирующей тяги) в кон-



струкции РДТТ предусмотрены узлы отсечки тяги 4. Заряд 6 состоит из двух секций; его изготавливают из смесового твердого топлива методом литья под давлением непосредственно в полукорпуса с последующей полимеризацией. Каждая секция заряда представляет собой моноблок со ступенчатым цилиндрическим каналом. Полукорпус 7 представляет собой металлическую сварную конструкцию, усиленную стеклопластиком, с нанесенным на внутреннюю поверхность теплозащитным покрытием. Полукорпуса соединяются с переходником с помощью шпоночного соединения. Днища секций 5 — металлические сферические оболочки с двумя фланцами для стыковки с полукорпусом и узлом отсечки тяги 4. Для защиты днищ от теплового и эрозионного воздействия продуктов сгорания на внутреннюю поверхность их нанесено теплозащитное покрытие. Узел отсечки тяги 4 включает в себя отсекку с покрытием и раструб, состыкованные с помощью байонетного соединения. Переходник 2 состоит из собственно переходника и сопла. Внутренняя поверхность переходника теплоизолирована. Сопло 8 состоит из корпуса 11, раструба 9 и заглушки 10. Корпус 11 — металлический, является силовым элементом раструба 9, который изготавливают из углепластика. Заглушка 10 из алюминиевого сплава служит для герметизации внутренней полости двигателя. Система пуска двигателя включает в себя пиропатроны предохранительного типа и пиротехнические воспламенители. Срабатывание узлов отсечки тяги 4 происходит по команде от системы управления на электродетонаторы и от них задействуют детонирующие удлиненные заряды и вскрываются отверстия в полусфере отсечки тяги.

Моноблочный малогабаритный двигатель вспомогательного назначения (рис. 1.28) используют для управления по каналу вращения (крена) верхней ступени баллистической ракеты. Двигатель состоит из корпуса 1 с зарядом твердого топлива 2 и заднего дна 3 с соплом 4. Корпус 1 — металлическая сварная конструкция из конической обечайки, переднего днища и фланца, имеющая внутреннюю и наружную теплозащиту. Заднее дно 3 — металлическая полусфера с фланцем для стыковки с корпусом 1 при помощи шпоночного соединения. На заднем дне также предусмотрена внутренняя и наружная теплозащита. В конструкции заднего дна имеются посадочные места для крепления соплового раструба, подшипника и средств запуска. Раструб сопла 4 — конический, изготовлен из титанового сплава, к заднему дну крепится с помощью резьбового соединения. Вкладыш критического сечения раструба сопла облицован молибденовым сплавом. Заряд твердого топлива 2 — моноблок, изготовленный из СТРТ методом литья под давлением непосредственно в корпус двигателя. Для обеспечения заданного закона изменения поверхности горения во время работы заряд имеет коническо-цилиндрическую форму. Горение заряда происходит по заднему торцу. Средства запуска двигателя — два пиропатрона предохранительного типа.

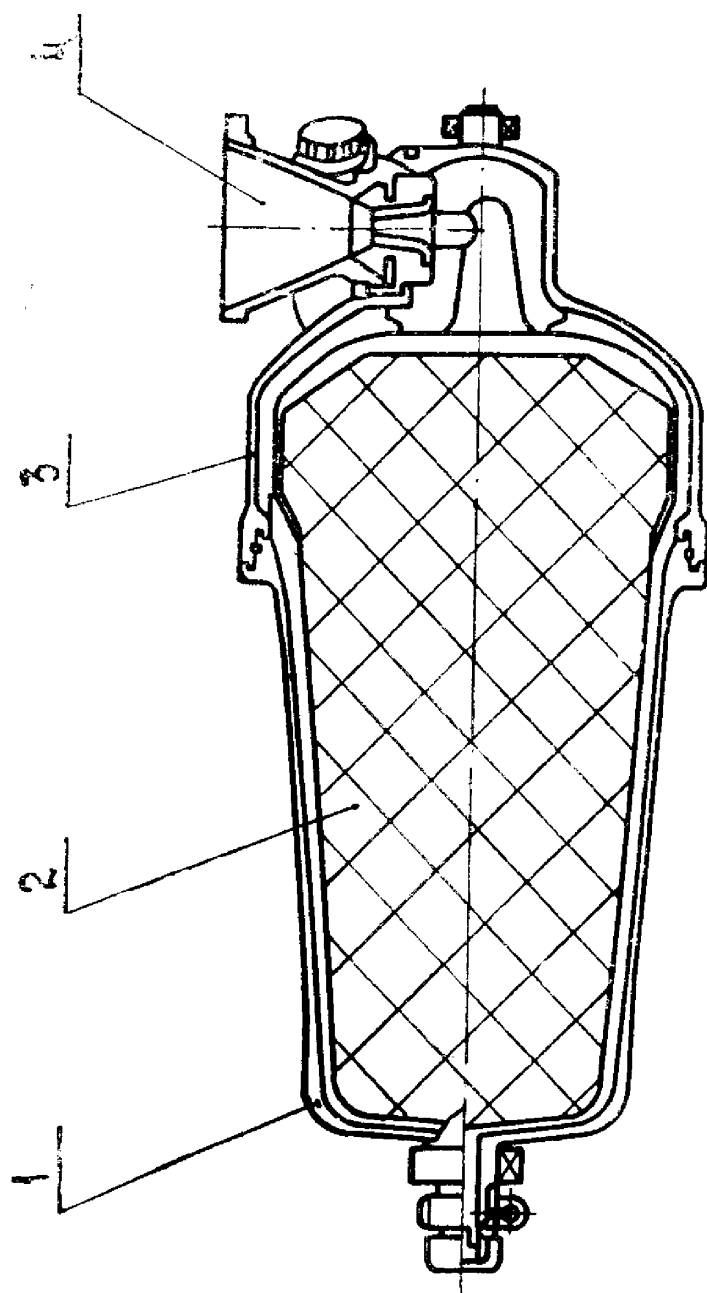


Рис. 1.28. Конструкция РДТТ управления по каналу крена

## ГЛАВА 2

### КОРПУСА РДТТ

#### 2.1. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ КОРПУСОВ РДТТ

В зависимости от назначения двигателя корпус имеет крепежные стыки со смежными двигателями или отсеками либо узлы крепления к ракете. К корпусу крепят сопла, крышки для размещения воспламенителей, пиротехнических средств, датчиков и другой аппаратуры. На корпусе можно размещать средства аварийного выключения двигателя, кабели систем управления и телеметрии, бобышки для их крепления, узлы отделения ступеней ракеты, крепежные элементы рулевых приводов, различные приборы, двигатели управления, узлы отсечки тяги двигателя и др.

Основные требования, предъявляемые к конструкции корпусов: минимальная масса при заданном внутреннем свободном объеме для размещения зарядов и достаточная прочность при всех видах нагружения;

надежная тепловая защита от воздействия продуктов сгорания заряда;

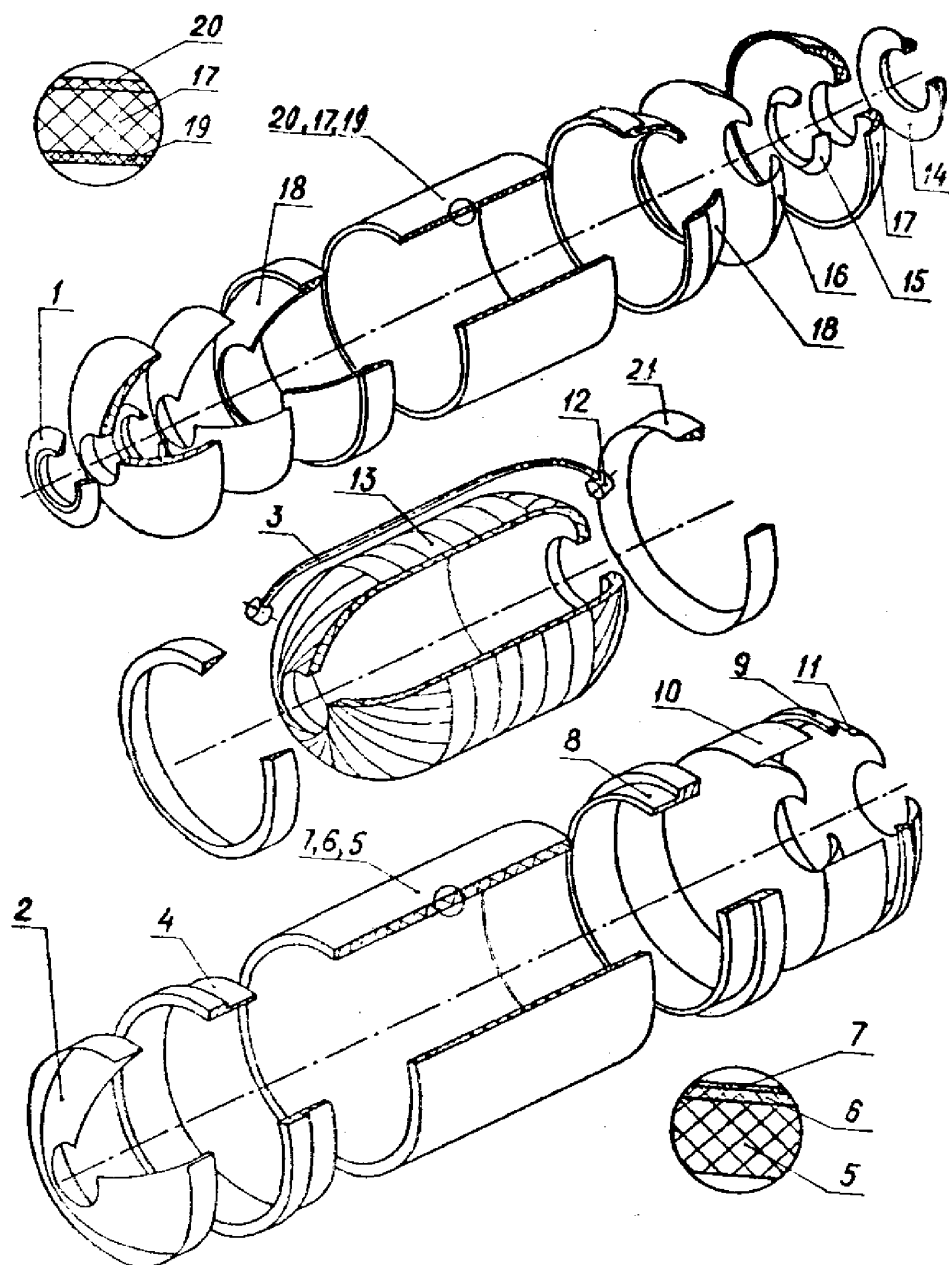
герметичность корпуса;

обеспечение требуемой деформативности корпуса.

Элементы конструкции корпуса двигателя приведены на рис. 2.1.

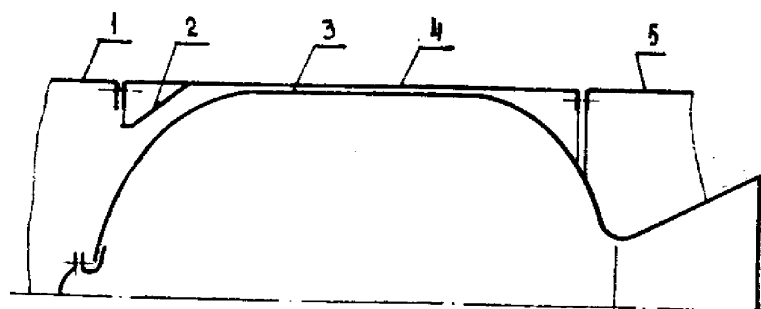
Способ крепления двигателя в ракете определяет конструкцию узлов стыка. На корпусе могут быть размещены два стыка и более, расположенных в передней и задней частях корпуса (рис. 2.2) (элементы теплозащиты, герметизации на рисунке не показаны, узлы корпуса показаны схематично). К передним узлам крепятся верхняя ступень, отсек или обтекатель ракеты, к заднему — нижняя ступень ракеты, либо ее отсек (межступенчатый, либо хвостовой).

При выполнении только двигательных функций двигатель можно крепить к ракете одним узлом стыка (рис. 2.3). Узлы стыка на двигателях с корпусами типа кокона можно размещать либо на втором коконе, намотанном поверх силовой оболочки, либо на обечайках, примотанных к силовой оболочке консольно (рис. 2.4). Кроме того, один (рис. 2.5) или несколько периферийных узлов крепления могут быть расположены на боковой поверхности корпуса.

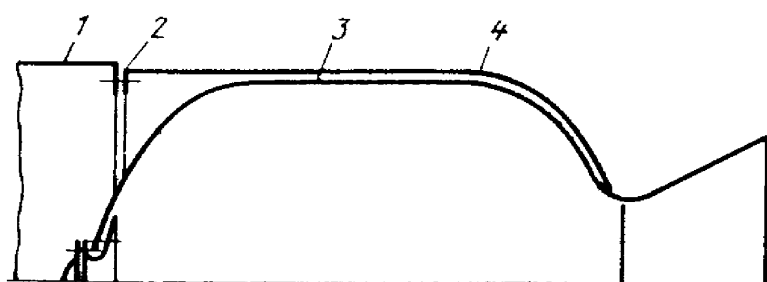


**Рис. 2.1. Элементы конструкции корпуса двигателя:**

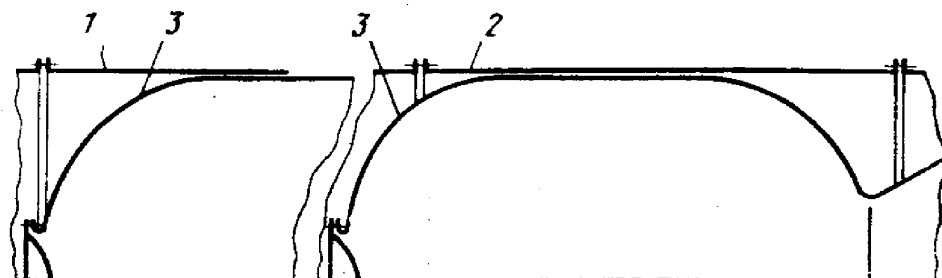
1 — передний фланец (верхний); 2 — наружный герметизирующий слой верхнего (переднего) днища; 3 — бортовая кабельная сеть; 4 — верхний шпангоут (передний); 5 — второй кокон; 6 — слой для защиты от влаги и других внешних воздействий; 7 — лакокрасочное покрытие, токопроводящий слой; 8 — нижний шпангоут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



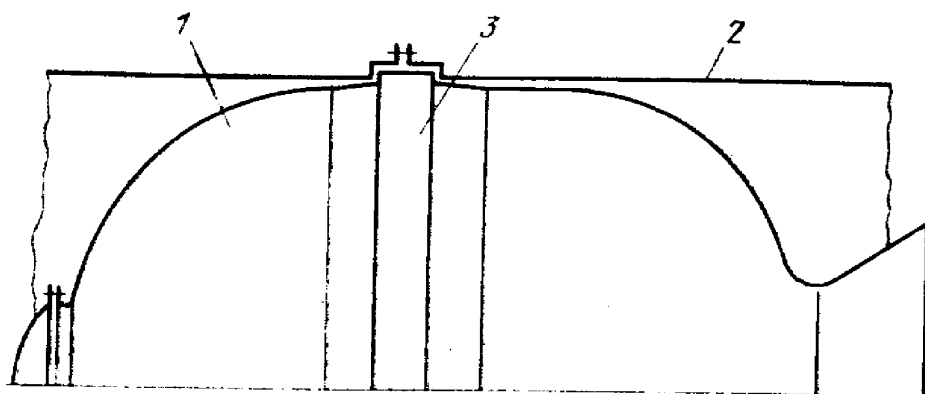
**Рис. 2.2. Схема стыков несущей конструкции корпуса:**  
**1** — верхняя ступень ракеты; **2** — передний шпангоут корпуса; **3** — силовая оболочка корпуса (первый кокон); **4** — оболочка корпуса (второй кокон); **5** — нижняя ступень ракеты



**Рис. 2.3. Схема консольного стыковочного узла:**  
**1** — верхняя ступень ракеты; **2** — передний шпангоут корпуса; **3** — силовая оболочка корпуса (первый кокон); **4** — оболочка корпуса (второй кокон)

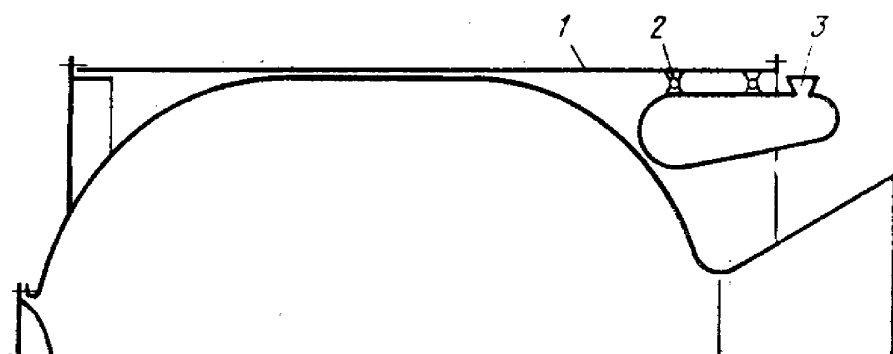


**Рис. 2.4. Способы выполнения узлов стыка на силовой оболочке:**  
**1** — примотанная к силовой оболочке консольная обечайка корпуса; **2** — оболочка корпуса (второй кокон); **3** — силовая оболочка (первый кокон)

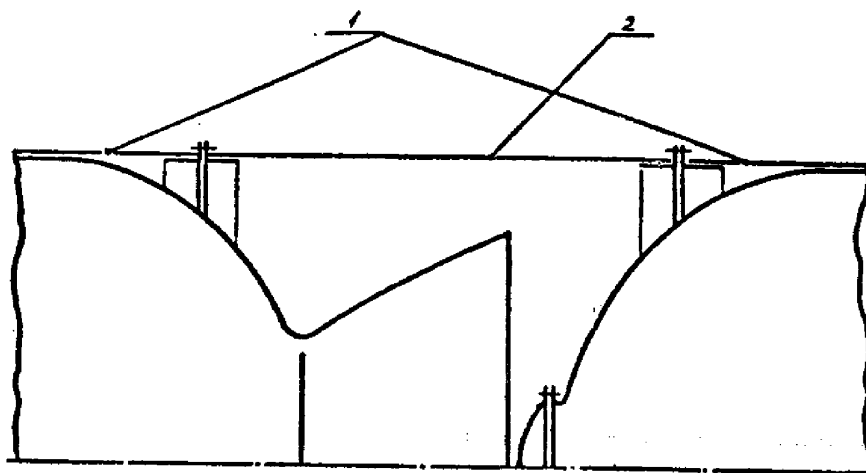


**Рис. 2.5. Периферийный узел стыка корпуса:**  
**1** — корпус двигателя; **2** — ракетный отсек; **3** — периферийный центральный шпангоут корпуса

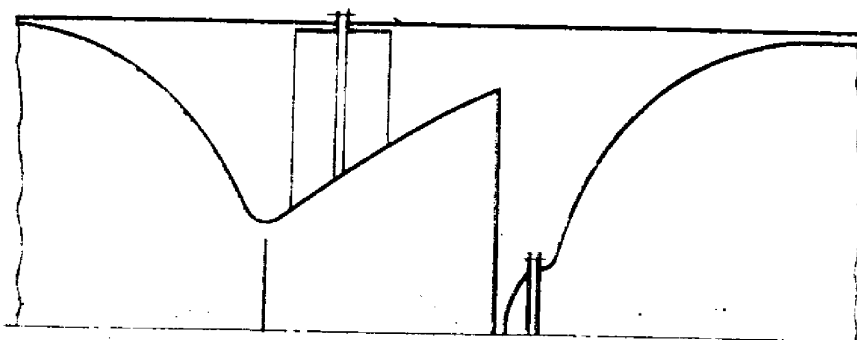
На рис. 2.6 приведена схема крепления вспомогательного двигателя внутри ракетного отсека. Длина узлов стыка определяется конструкцией ракеты. Корпус может стыковаться с ракетным отсеком (рис. 2.7) и иметь короткий узел стыка, либо выполнять его функции, если отсека нет. В этом случае смежные двигатели стыкуются непосредственно между собой (рис. 2.8), а на корпусе выполняется удлиненный узел стыка (УУС).



**Рис. 2.6. Схема крепления вспомогательного двигателя:**  
1 — нижний удлиненный узел стыка корпуса; 2 — узлы крепления вспомогательного двигателя; 3 — вспомогательный двигатель

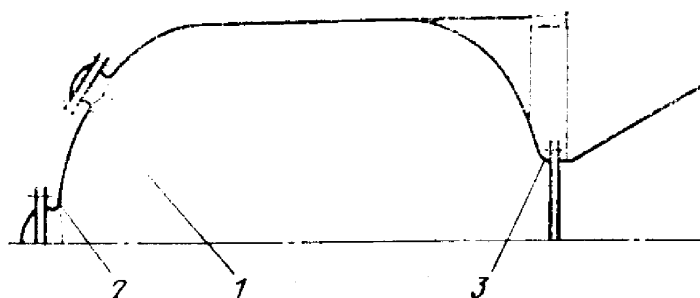


**Рис. 2.7. Схема стыковки двигателей через ракетный отсек:**  
1 — укороченные узлы стыков корпусов двигателей верхней и нижней ступеней ракеты; 2 — ракетный отсек



**Рис. 2.8. Схема стыковки двигателей**

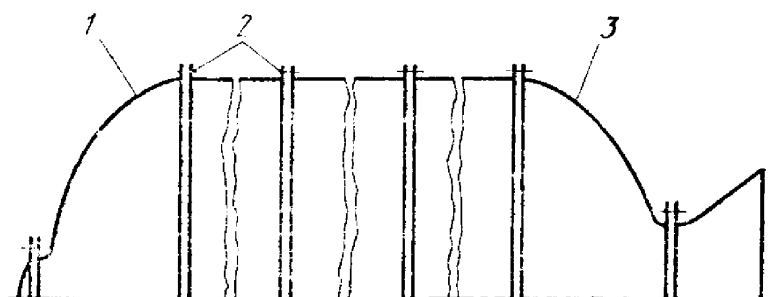
Силовая оболочка корпуса может быть выполнена в виде кокона с центральным или периферийными отверстиями (рис. 2.9), либо в виде цилиндрической или конической оболочки, имеющей разъемное соединение с днищем (одним или двумя). При этом силовая оболочка корпуса может иметь несколько разъемов на цилиндри-



**Рис. 2.9. Схема силовой оболочки корпуса:**

**1** — периферийное отверстие в корпусе с крышкой; **2** — верхнее центральное (полюсное) отверстие в корпусе с крышкой; **3** — нижнее центральное (полюсное) отверстие в корпусе (сопловое)

ческой или конической части (рис. 2.10). Днища корпуса могут быть неразъемно соединены с концевыми частями такой оболочки. Необходимость разъемов на оболочке определяют исходя из габаритных, массовых ограничений, возможностей транспортного, перегрузочного и формующего заряд в корпусе оборудования.

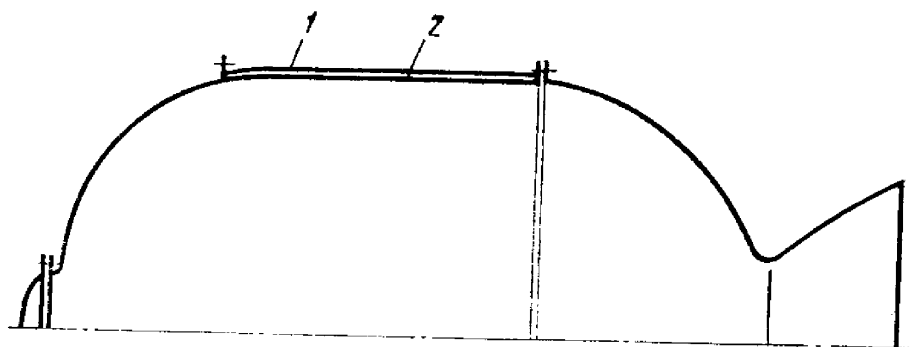


**Рис. 2.10. Схема секционного корпуса:**

**1** — верхнее днище корпуса; **2** — разъемы на цилиндрической (конической) части корпуса; **3** — нижнее днище корпуса

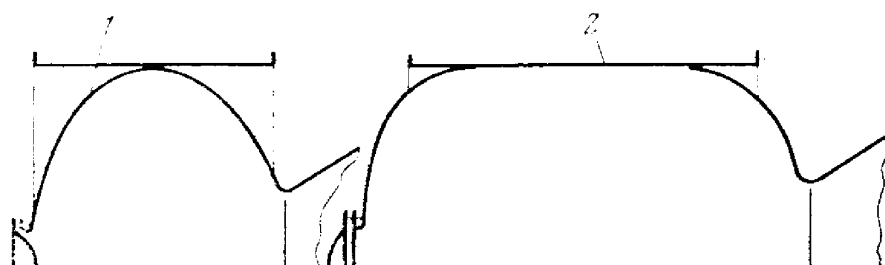
Применение разъемных конструкций обечайки с днищами обусловлено либо особенностями конструкции заряда (например, вкладной заряд), либо сложностью конструкции самого днища; в этом случае корпус может быть изготовлен в виде оболочки из композиционного материала, а днище — из металла.

Цилиндрическая часть корпуса может быть также комбинированной, с подмоткой по наружной поверхности металлической оболочки кольцевых слоев композиционного материала (рис. 2.11).



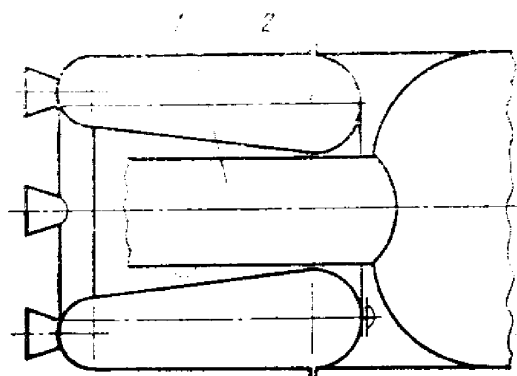
**Рис. 2.11. Схема комбинированного корпуса:**  
**1** — слой композиционного материала; **2** — цилиндрическая часть корпуса из металла

Силовая оболочка корпуса в виде кокона может иметь форму овалоида вращения, шара, оболочки с цилиндрической (конической) частью и днищами различной формы (рис. 2.12).



**Рис. 2.12. Форма силовой оболочки корпуса:**  
**1** — силовая оболочка в форме овалоида вращения; **2** — силовая оболочка с цилиндрической частью

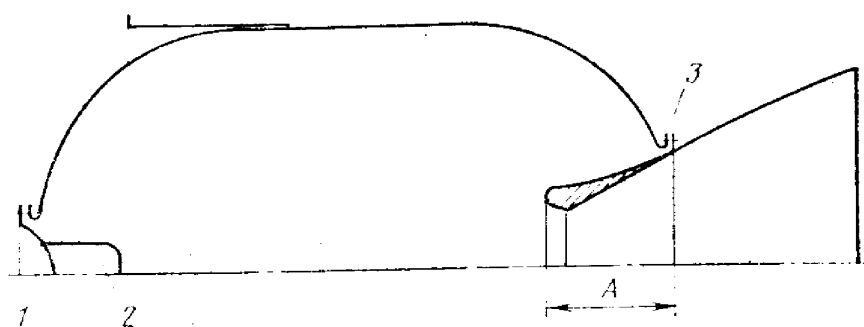
По условиям размещения в ракете корпус выполняют иногда в форме тора либо тороцилиндрической формы (рис. 2.13), при этом днища имеют торообразную форму, а наружную или внутреннюю обечайку выполняют цилиндрической или конической формы.



**Рис. 2.13. Тороцилиндрическая схема корпуса:**  
**1** — двигатель верхней ступени ракеты; **2** — торообразный корпус двигателя

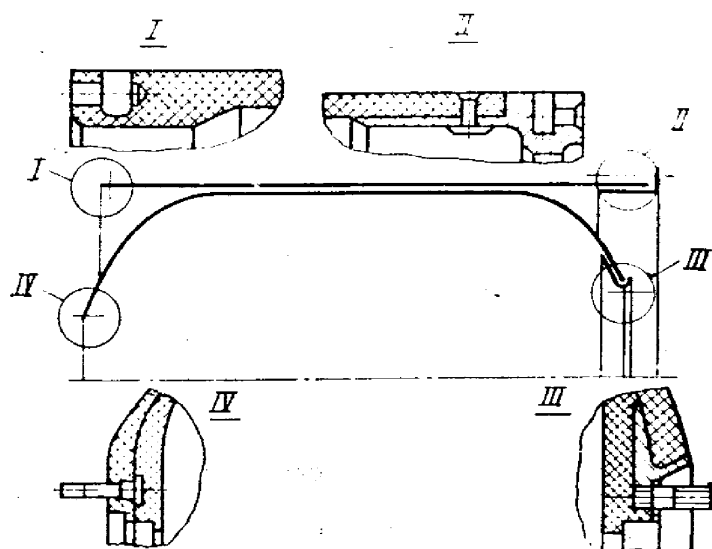


Диаметр переднего полюсного отверстия оболочки корпуса в виде кокона определяют исходя из необходимости размещения узлов воспламенителя, аварийного выключения, телеметрии и т. д. Диаметр заднего полюсного отверстия определяется условиями компоновки соплового блока и корпуса (рис. 2.14).



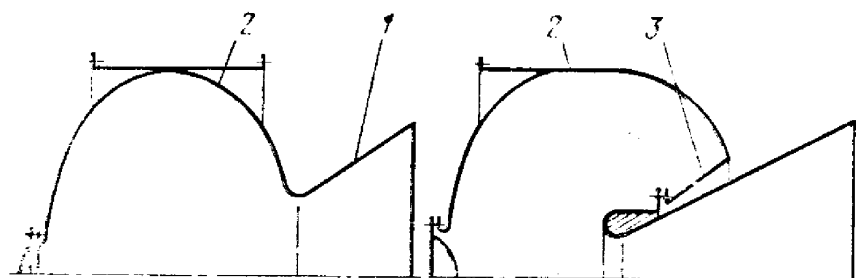
**Рис. 2.14. Схема стыковки корпуса с соплом и крышкой:**  
1 — верхняя крышка корпуса двигателя; 2 — воспламенитель; 3 — нижнее (сопловое) отверстие корпуса; А — длина выдвинутой части сопла

Крепежные элементы узлов стыка корпуса конструкции в виде кокона можно размещать либо в конструкции из композиционных материалов, либо в металлических закладных элементах различного типа (рис. 2.15); при этом типы соединений аналогичны.



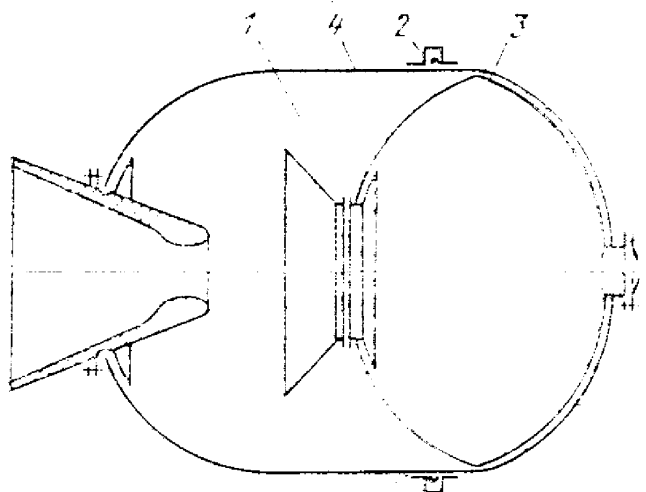
**Рис. 2.15. Варианты узлов стыка корпуса:**  
I — узел стыка корпуса, выполненный в композиционном материале; II — узел стыка, выполненный на шпангоуте, соединенном с композиционной оболочкой; III — стыковочный фланец в отверстии корпуса; IV — элементы крепления с крышкой (вариант)

Возможно совмещение силовой оболочки корпуса с соплом или его частью, например вдвинутой (рис. 2.16).



**Рис. 2.16. Схемы корпуса, совмещенные с соплом:**  
**1** — сопло, выполненное заодно с корпусом; **2** — корпус; **3** — вдвинутая в корпус часть сопла, выполненная заодно с корпусом

Перспективной является совмещенная схема корпуса, когда днище предыдущей ступени одновременно выполняет функции сопла или днища последующей. Соединение корпусов может иметь разъем или быть неразъемным. В этом случае осуществляют принудительное разделение ступеней, например, с помощью детонирующих зарядов по окончании работы заряда РДТТ предыдущей ступени (рис. 2.17).



**Рис. 2.17. Совмещенная схема корпусов:**  
**1** — внутренняя полость корпуса двигателя нижней ступени; **2** — детонирующий удлиненный заряд; **3** — корпус двигателя верхней ступени; **4** — корпус двигателя нижней ступени

Кроме приведенных выше схем корпусов РДТТ, предусматривающих последовательное расположение ступеней в ракете, применяют также схемы с параллельным расположением газосвязанных между собой корпусов РДТТ.

## 2.2. КОРПУСА РДТТ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

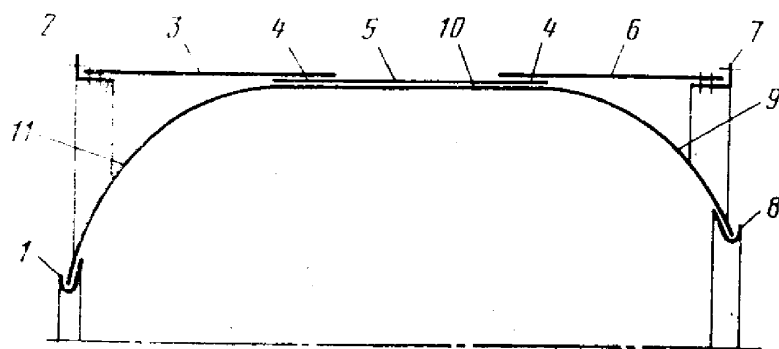
Конструкции корпусов типа кокона образуются в процессе их намотки из композиционных материалов. Варьируя соотношением кольцевых и спиральных слоев, усиливая (армируя) тканями, металлической фольгой, специально намотанными салфетками, изменяя ширину ленты, угол намотки, натяжение ленты, степень армирования (рисунок намотки, крепления слоев), конструктор может придавать конструкции требуемые свойства в широком диапазоне.

При создании таких корпусов необходимо учитывать зависимость характеристик композиционного материала от физико-механических свойств теплозащитного и герметизирующего покрытий внутренней поверхности корпуса, конструкции и материала оправки (оснастки) для изготовления корпуса.

При проектировании корпуса следует учитывать усадочные характеристики материала силовой оболочки и теплозащитных покрытий, так как в процессе длительного (до 30 суток) теплового ( $50-70^{\circ}\text{C}$ ) и силового ( $2,0-3,00\text{ МПа}$ ) воздействия при изготовлении заряда происходит их усадка.

Основными особенностями корпусов РДТТ из полимерных композиционных материалов являются негерметичность материала силовой оболочки корпуса при действии внутреннего давления, что требует специальных мер по обеспечению герметичности, а также повышенная деформативность силовой оболочки корпуса, что обуславливает применение для ее тепловой защиты эластичных резиноподобных материалов.

**Общее описание конструкции корпуса.** Силовая оболочка простейших корпусов типа кокона (рис. 2.18) является несущим элементом конструкции и представляет собой тело вращения (с

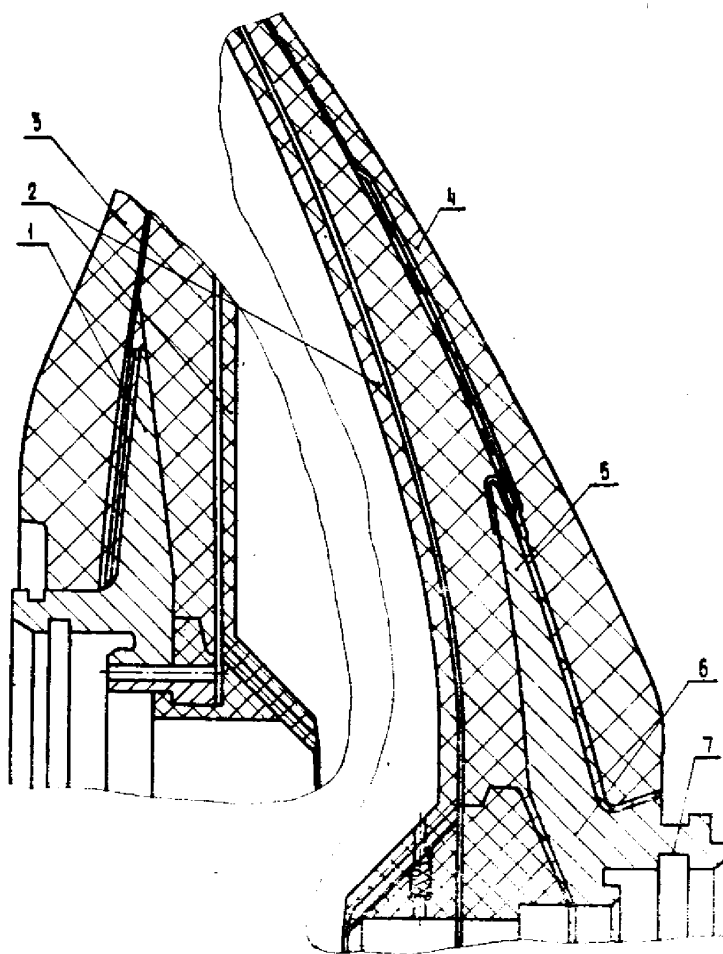


**Рис. 2.18. Конструктивная схема корпуса:**

1 — верхний стыковочный фланец; 2 — верхний шпангоут; 3 — верхний узел стыка; 4 — зона соединения (намотки) узлов стыка с силовой оболочкой; 5 — кольцевые слои силовой оболочки; 6 — нижний стыковочный узел; 7 — нижний шпангоут; 8 — нижний (сопловой) стыковочный фланец; 9 — нижнее днище силовой оболочки; 10 — цилиндрическая часть силовой оболочки; 11 — верхнее днище силовой оболочки

днищами и цилиндрической частью), получаемое методом намотки на специально подготовленную оправку армирующего материала в виде нитей, жгутов или лент, пропитанных связующим с последующей термообработкой.

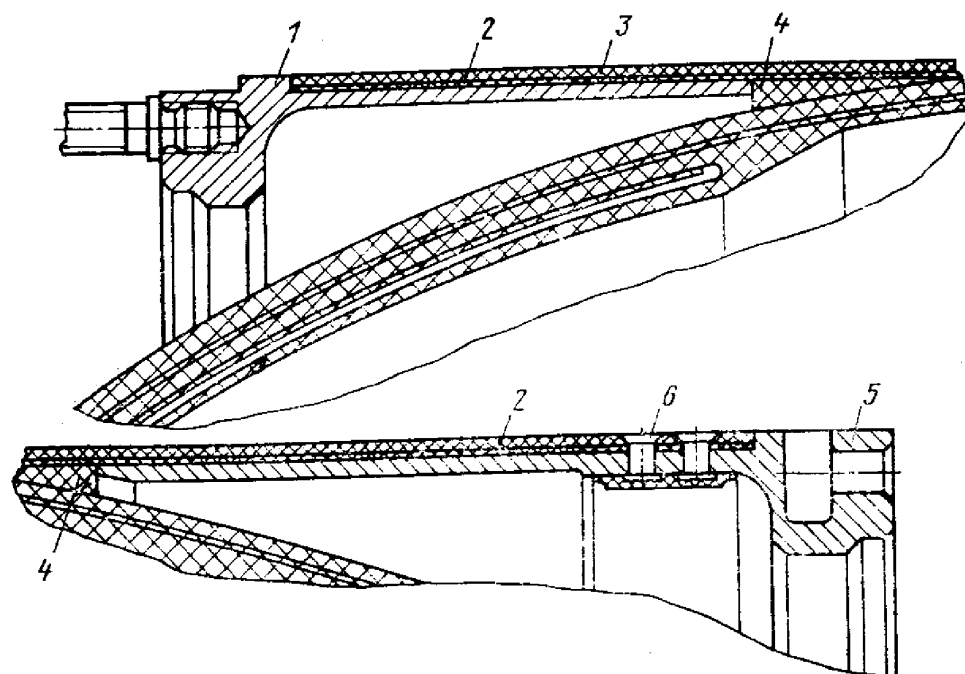
Оболочка формируется спиральной намоткой, цилиндрическая часть ее усиливается тангенциальными слоями. В полярных отверстиях силовой оболочки крепятся (за счет адгезионной прочности пар металл — резина и резина — пластик) закладные фланцы, выполняемые обычно из высокопрочных титановых или алюминиевых сплавов, имеющие замковые части и опорные хвостовики (рис. 2.19).



**Рис. 2.19. Конструкция корпуса типа кокона в зоне полярных отверстий:**  
 1 — верхний стыковочный фланец; 2 — манжета; 3 — переднее днище силовой оболочки; 4 — заднее днище силовой оболочки; 5 — нижний стыковочный фланец (опорный-большой хвостовик); 6 — малый хвостовик стыковочного фланца; 7 — замковая часть стыковочного фланца

Для соединения со смежными отсеками ракеты служат передний и задний узлы стыка (рис. 2.20), представляющие собой двухслойную металлопластиковую оболочку. Для формирования пластикового слоя используют стеклоткань. Сверху стеклоткань примотана слоями стеклонити, пропитанными связующим. Стыко-

вочные шпангоуты изготовляют обычно из алюминиевых сплавов. Стыковочные шпангоуты с узлами стыка, узлы стыка с силовой оболочкой, горловина и фланец в полярных отверстиях с силовой оболочкой крепятся (для снижения напряжений сдвига) через слой резины.



**Рис. 2.20. Конструкция узлов стыка:**

1 — верхний шпангоут; 2 — слой резины; 3 — верхний стыковочный узел;  
4 — эластичный клин; 5 — нижний шпангоут; 6 — заклепки

Для надежной передачи нагрузки на пластиковый узел стыка задний шпангоут корпуса дополнительно скреплен с ним заклепками. С целью плавного перехода жесткостей в районе сопряжения днища и оболочки узла стыка установлен эластичный клин из резины, армированный тканью. На внутреннюю поверхность корпуса нанесен герметизирующий слой, обеспечивающий герметичность корпуса при воздействии внутреннего давления, надежное крепление теплозащитного покрытия к корпусу на днищах и тепловую защиту силовой оболочки корпуса на цилиндрической части. Герметизирующий слой выполняют из легких эластичных теплозащитных материалов, как правило, тех же марок, что и основное теплозащитное покрытие (ТЗП).

Внутренние ТЗП днищ корпуса служат для защиты силовой оболочки корпуса от воздействия продуктов сгорания СТРТ. Они имеют переменный профиль толщин, определяемый условиями теплового воздействия. Обычно толщина ТЗП максимальная у полюсных отверстий корпуса и уменьшается к периферии днищ с уменьшением времени воздействия и скоростей обтекания газовым потоком.

ТЗП переднего днища корпуса работает, как правило, при небольших скоростях потока продуктов сгорания топлива (до 10 м/с). На ТЗП заднего днища корпуса действуют газовые потоки со скоростью до 50 м/с, а в некоторых РДТТ и более, поэтому с целью снижения массы их изготавливают двухслойными: из эрозионно-стойких теплозащитных материалов, обеспечивающих низкую скорость уноса, и эластичных материалов с низкой теплопроводностью.

Для раскрепления торцов заряда от днищ корпуса на участках, где напряжения в системе корпус — заряд превышают предельно допустимые в ТЗП днищ вклеены раскрепляющие манжеты из эластичных теплозащитных материалов, повторяющие профиль днищ и соединяющиеся с ТЗП с помощью замка манжеты. Исключение склеивания манжет с ТЗП обеспечивается установкой на их контактирующих поверхностях материалов, не обладающих адгезией между собой в условиях изготовления и эксплуатации корпусов. На внутреннюю поверхность ТЗП, контактирующую с зарядом, нанесен защитно-крепящий слой (ЗКС). ЗКС должен обладать хорошей адгезией к материалам ТЗП, манжет и к топливу. Для ЗКС используют ткани с объемной структурой.

На наружную поверхность корпуса РДТТ нанесена влагозащитная пленка и наружное ТЗП, обеспечивающее защиту силовой оболочки корпуса от внешних тепловых воздействий, к которым относятся тепловой поток от продуктов сгорания, истекающих через сопло, аэродинамический нагрев боковой поверхности корпуса на атмосферном участке траектории полета ракеты и воздействие струй газов при старте ракеты. Для наружной защиты наиболее эффективны материалы сублимирующего типа на основе хлорсульфированного полиэтилена, основными преимуществами которых являются низкие плотности и теплопроводность. В более теплонапряженных зонах такие материалы быстро уносятся, поэтому в качестве наружного теплозащитного покрытия можно использовать более прочные материалы, например дополнительные слои композиционного материала силовой оболочки корпуса, листовые резиновые материалы и др. На наружное теплозащитное покрытие корпуса нанесено декоративное лакокрасочное покрытие и тонкий токопроводящий слой специальной эмали для снятия статического электричества, накопление которого возможно в процессе изготовления и эксплуатации корпуса и РДТТ в целом (см. рис. 2.1).

Масса крупногабаритных корпусов РДТТ типа кокона из стекло- или органопластика распределяется по элементам следующим образом: металлические материалы — 7—10%; полимерные композиционные материалы — 50—60%; полимерные материалы (резины и пр.) — 30—40%.

Оптимальная схема армирования корпусов типа кокона обеспечивается геодезической намоткой (по линиям, определяющим кратчайшие расстояния между точками поверхности) при равен-

стве диаметров переднего и заднего полюсных отверстий. При этом угол намотки

$$\varphi = \arcsin \frac{d_0}{D_k}$$

где  $d_0$  — диаметр полюсного отверстия по пластику;  $D_k$  — диаметр корпуса (на экваторе).

Однако на практике равенство полюсных отверстий, как правило, не выполняется из-за различных конструктивных ограничений (жесткие габаритные ограничения по длине, степень утолщения сопла в камеру сгорания и т. д.). Поэтому при проектировании и производстве корпусов типа кокона применяют методы негеодезической намотки (см. параграф 2.3 настоящей главы).

В общем случае конструктор, приступая к проектированию корпуса, должен учитывать комплекс разноплановых факторов, влияющих на конструкцию:

степень разнополюсности ( $r_{01}/r_{02}$ );

относительное удлинение ( $l/D_k$ , где  $l$  — полная длина силовой оболочки корпуса по торцам стыковочных фланцев);

относительную величину заднего (соплового) полюсного отверстия корпуса ( $d_{02}/D_k$ ), а также конструктивные особенности, определяемые назначением двигателя и его компоновкой в ракете. Одновременно следует учитывать деформационные характеристики корпуса, влияющие на работоспособность системы корпус — твердотопливный заряд.

Для сравнения степени совершенства конструкций корпусов РДТТ типа кокона обычно применяют критерий конструктивного совершенства силовой оболочки корпуса  $W = p_p V / G_{co}$ , где  $p_p$  — разрушающее давление корпуса;  $V$  — внутренний объем корпуса;  $G_{co}$  — масса силовой оболочки корпуса (без стыковочных фланцев шпангоутов и крепежных элементов). Этот критерий, включающий в себя как воспринимаемую нагрузку, так и массу силовой части корпуса, наиболее эффективен для сравнения конструкций, воспринимающих внутреннее давление. Использование критерия (параметра) конструктивного совершенства корпусов  $W$  целесообразно для однотипных конструкций при равнозначных условиях их работы (одинаковые условия внешнего и внутреннего нагрева, однотипные конструкции узлов стыка и т. д.).

Если корпус РДТТ наряду с внутренним давлением воспринимает значительную осевую нагрузку, то для повышения несущей способности стыковочных узлов (шпангоутов) со смежными переходными отсеками ракеты, воспринимающих осевое усилие, их связывают дополнительным спиральным слоем, укладываемым на корпус (схема «двойной» кокон). Этот слой неодинаково влияет на несущую способность силовой оболочки (при нагружении внутренним давлением) и увеличение ее массы. При расчете критерия  $W$  для схемы «двойной» кокон массу силовой оболочки подсчитывают с учетом кольцевых слоев второго кокона.

Параметры конструктивного совершенства силовой оболочки корпусов маршевых РДТТ ракеты США «Трайидент-1 и МХ имеют значение на уровне  $\sim 30\text{—}34$  км.

Основными путями совершенствования конструкции корпусов являются:

замена металлических шпангоутов пластиковыми и переход к одному шпангоуту со снижением массовой доли металла в корпусе до  $5\text{—}7\%$ ;

выполнение узлов стыка на втором коконе, намотанном поверх силовой оболочки;

замена металлических закладных фланцев в полюсных отверстиях силовой оболочки пластиковыми;

введение элементов сопла, изготавливаемых непосредственно при намотке корпуса;

введение удлиненных узлов стыка, заменяющих межступенчатые отсеки.

**Обеспечение герметичности корпусов.** Композиционные материалы, используемые в конструкции корпусов РДТТ, представляют собой гетерогенные среды, жесткость и прочность которых определяется армирующими элементами (волокнами, нитями, жгутами, тканями и т. д.), а совместная работа этих элементов обеспечивается изотропным связующим. Вследствие такой внутренней структуры газопроницаемость композиционных материалов весьма высока.

Газопроницаемость композиционных материалов носит диффузионный или капиллярный характер. Механизм диффузионной проницаемости связан со способностью композиционных материалов растворять в себе газы и заключается в сорбции газа поверхностью композита, растворением его в толще материала и в десорбции с обратной стороны стенки. Однако, как показывают опыт и практика, доля диффузионной проницаемости в общей проницаемости композита незначительна.

Композиционные материалы, полученные методом намотки, имеют в своей структуре несплошности в виде пор, трещин, расслоений и др. Несплошности имеют место внутри нитей и прядей армирующего материала, а также по границе органоволокно — смола. В связи с этим проницаемость композиционного материала в трансверсальном направлении (поперек волокон армирующего материала) значительно меньше, чем их проницаемость вдоль волокон армирующего материала.

Несплошности композиционного материала по характеру течения в них газа могут быть классифицированы в зависимости от эквивалентного диаметра на микрокапилляры (с  $d_{\text{экв}} < 0,0002$  мм), макрокапилляры (с  $d_{\text{экв}} = 0,0002 \div 0,5$  мм) и сверхкапилляры (с  $d_{\text{экв}} > 0,5$  мм). Проницаемость композиционных материалов носит преимущественно макрокапиллярный характер.



Установлено, что проницаемость пластиков резко возрастает при некоторых нагрузках, определяемых как предел трещиностойкости материала, который характеризует момент начала растрескивания полимерной матрицы и связанного с этим образования значительного количества новых микротрещин. Этот момент может быть принят за начало разгерметизации конструкции из композиционных материалов, так как потеря герметичности происходит вследствие образования и прорастания трещин в прослойках связующего между волокнами или на границах раздела волокно — связующее. Предел трещиностойкости композиционного материала имеет довольно широкий диапазон, составляющий  $(0,15 \div 0,5) \sigma_{\text{раст}}$ , причем нижний предел относится к структурам, армированным однонаправленными нитями, лентами и жгутами.

Таким образом, очевидно, что герметичность оболочки из композиционного материала может быть обеспечена либо повышением монолитности и трещиностойкости композиционного материала в результате улучшения его микроструктуры, либо нанесением на поверхность оболочки герметизирующего слоя из эластичного материала с низкой газопроницаемостью.

К материалам, используемым для герметизации корпусов РДТТ, предъявляют требования по газопроницаемости, плотности, эластичности, жизнеспособности, адгезии к композиционному материалу, резине, металлам и другие, которые обусловлены условиями работы этих материалов в конструкции, а также технологией их переработки. Перечисленным требованиям в той или иной мере удовлетворяют герметизирующие материалы, резины. В качестве материала герметизирующего слоя можно использовать металлизированные пленочные материалы и алюминиевую фольгу.

**Конструкции стыковочных фланцев.** В полярных отверстиях силовой оболочки корпусов (см. рис. 2.1, 2.19) традиционной конструкции устанавливают металлические фланцы, связанные с композиционным материалом адгезионным швом. Варианты конструкций металлических фланцев представлены на рис. 2.21. Традиционный металлический фланец (рис. 2.21, а) для крепления к корпусу, например, сопла, имеет большой хвостовик (см. рис. 2.19), предназначенный для опоры на силовую оболочку. Высоту пера большого хвостовика рассчитывают с учетом радиального перемещения оболочки в районе полярного отверстия. Малый хвостовик служит для оформления отверстия в силовой оболочке и не позволяет перемещать фланец внутрь силовой оболочки. В горловине фланца формируется узел соединения (например, с соплом).

Масса металлических фланцев полярных отверстий силовой оболочки составляет 6—10% массы последней.

Совершенствование традиционной конструкции металлического фланца характеризуется:

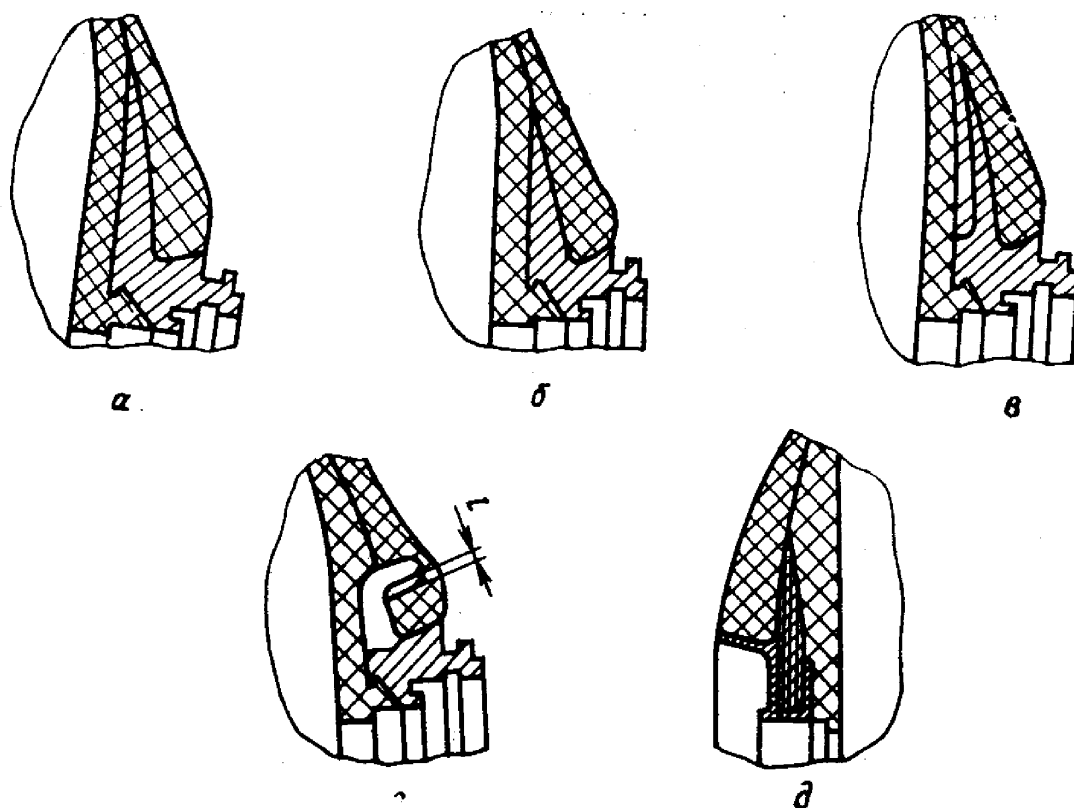


Рис. 2.21. Схемы металлических фланцев корпусов РДТТ

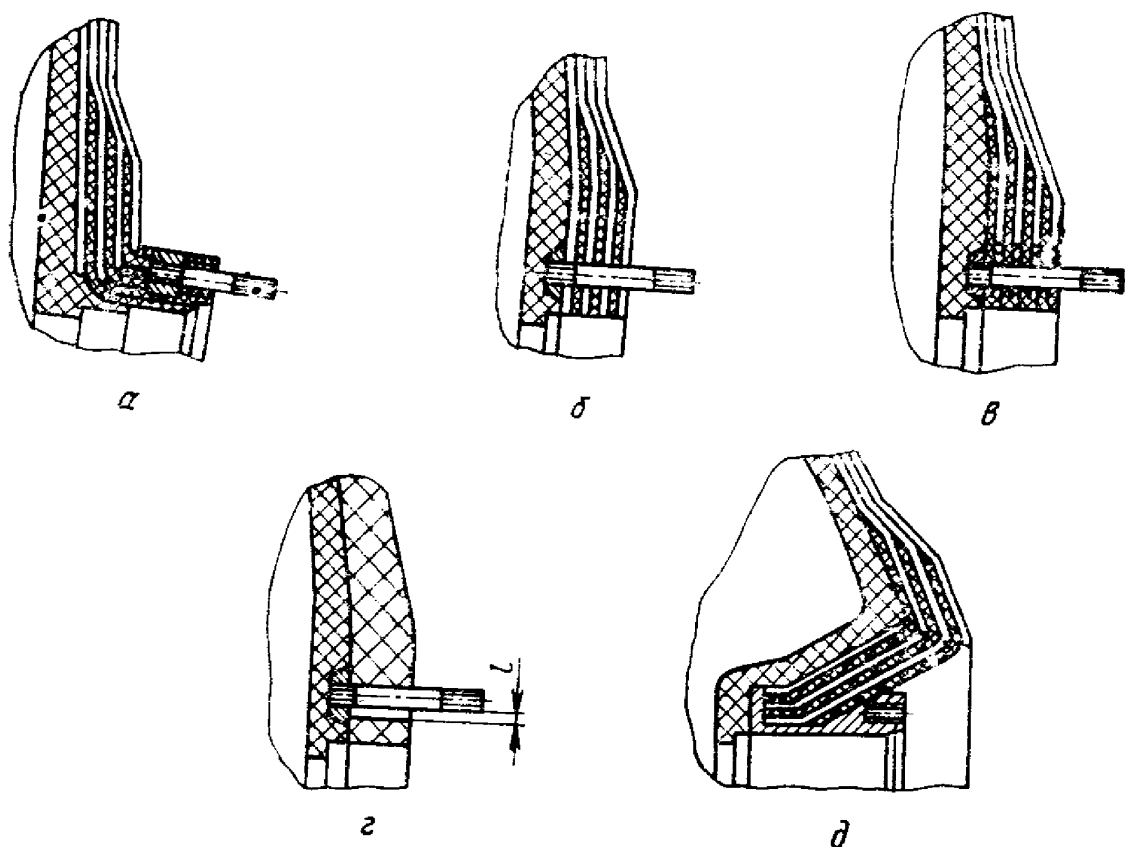
смещением узла крепления с соплом на меньший диаметр вследствие изготовления вдвинутой в корпус части сопла заодно с фланцем;

уменьшением массы фланца в результате применения материала с высокой удельной прочностью и жесткостью, например металлокомпозита бороалюминия (рис. 2.21, д).

Совершенствование металлических фланцев возможно также путем оптимизации конструкции большого хвостовика, масса которого достигает 70% массы фланца (введение ребер жесткости, поиск наиболее оптимальной поверхности хвостовика, контактирующей с силовой оболочкой (рис. 2.21, б, в).

Экспериментально проверены конструкции фланцев, имеющих зацепы, вматываемые в силовую оболочку при ее изготовлении (рис. 2.21, г). В радиальном направлении в зоне каждого зацепа может быть выполнен зазор  $l$ , равный перемещению оболочки при рабочем давлении.

Представляют интерес и могут найти применение конструкции узла стыка в отверстиях силовой оболочки, в которых нет традиционного фланца (рис. 2.22). В таких конструкциях крепление смежных узлов (сопла, крышки) к силовой оболочке осуществляют через шпильки, опирающиеся непосредственно на силовую оболочку в зоне отверстия. В конструкции фланца (рис. 2.22, а) традиционное для соединения композиционных оболочек штиф-



**Рис. 2.22. Схемы фланцев, изготавливаемых совместно с оболочкой корпуса РДТТ**

тошпилечное соединение размещено в цилиндрической отбортовке силовой оболочки, армированной тканевыми салфетками и кольцевыми слоями.

Фланцы, представленные на рис. 2.22, б, в, имеют шпильки, установленные в отверстия, выполненные в силовой оболочке после ее намотки. Для исключения «травмирования» спиральных слоев оболочки при открытии отверстия во фланце спиральные слои разворачивают выше шпилек (на большем диаметре), а отверстия выполняют в консольной части салфеток, замотанных между кольцевыми слоями.

Шпильки фланцев при нагружении корпуса рабочим давлением перемещаются радиально, отслеживая перемещение силовой оболочки относительно радиальных пазов фланца, скрепленного с оболочкой узла (сопла, крышки). Герметизация такого соединения затруднена.

Можно обеспечить свободное перемещение шпилек относительно силовой оболочки, разместив их в пазах силовой оболочки, имеющих длину, равную радиальному перемещению точек силовой оболочки (рис. 2.22, г). Конструкция фланца на рис. 2.22, д обеспечивает перенос стыка, например с соплом, на меньший диаметр и изготовление вдвинутой в корпус части сопла вместе с силовой оболочкой корпуса. Вдвинутая в корпус часть сопла крепится к днищу силовой оболочки через консольные части салфеток, заматываемые между спиральными слоями днища силовой оболочки.

Конструкция фланцев (см. рис. 2.22) обеспечивает достаточную несущую способность и легче традиционной конструкции закладного фланца с опорным хвостовиком.

Соединение фланцев корпуса с соплом или крышкой может осуществляться с помощью шпилечного, клинового, пруткового, шпоночного, резьбового, штифтового узлов (рис. 2.23, а — е).

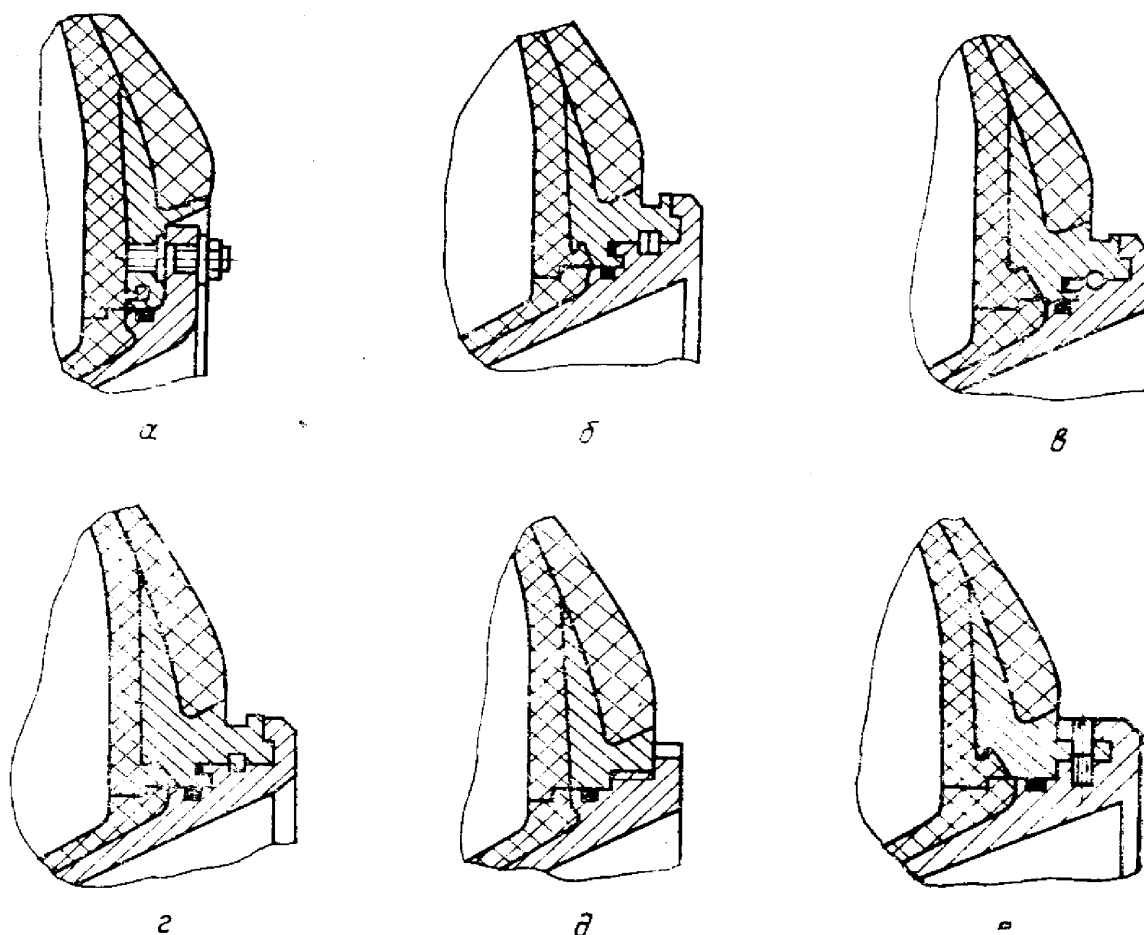


Рис. 2.23. Схемы узлов соединения корпуса с соплом или крышкой

**Конструкции узлов стыков корпуса с отсеками.** Одним из важных вопросов конструирования корпусов РДТТ из композиционных материалов является разработка конструкций стыков корпусов РДТТ с переходными отсеками ракеты. Стыки корпусов в зависимости от назначения двигателя работают в условиях больших растягивающих сил, изгибающих моментов, подвергаются циклическим нагрузкам. Выбор конструкции стыка в первую очередь обусловлен требованиями прочности, минимальной массы, герметичности и технологичности.

Узлы стыка корпуса с отсеками включают в себя стыковочные шпангоуты (см. рис. 2.20), обечайку и узел соединения обечайки с силовой оболочкой; кроме того, в случае изготовления стыковочных шпангоутов на отдельной детали имеется узел соединения ее с обечайкой.

Обечайку соединяют с силовой оболочкой либо примоткой кольцевыми слоями к силовой оболочке (см. рис. 2.18) слоев ткани, армирующей обечайку узла стыка, либо намоткой поверх силовой оболочки спиральных слоев второго кокона (см. рис. 2.3), формирующего одновременно и обечайку узла стыка.

Обечайки узлов стыка корпусов РДТТ первых поколений были сравнительно короткими, формировались в виде послойно намотанных гладких оболочек (см. рис. 2.7). Длина их определялась только возможностью размещения и изготовления собственно узла стыка в виде отдельной металлической детали, соединения ее с оболочкой и размещения резинового клина переменной жесткости в месте перехода обечайки в зоне соединения с силовой оболочкой (см. рис. 2.20).

Длина обечайки узла стыка существенно возрастает при выполнении ею функции отсека. Конструкцию обечайки выбирают при проектировании корпуса с учетом требований по нагрузкам, герметичности, а также массовых и габаритных ограничений. Наиболее характерные конструкции обечаек узлов стыка приведены на рис. 2.24. Это могут быть: отдельно изготавливаемые металлические или металлокомпозитные обечайки (рис. 2.24, а, б), соединяемые с силовой оболочкой традиционным способом; изготовленные в виде второго кокона гладкие обечайки из композиционного материала (рис. 2.24, в); аналогичные обечайки, подкрепленные отдельно изготовленным и установленным перед намоткой силовым набором (рис. 2.24, г, д). Силовой набор обечайки (рис. 2.24, е) выполняют

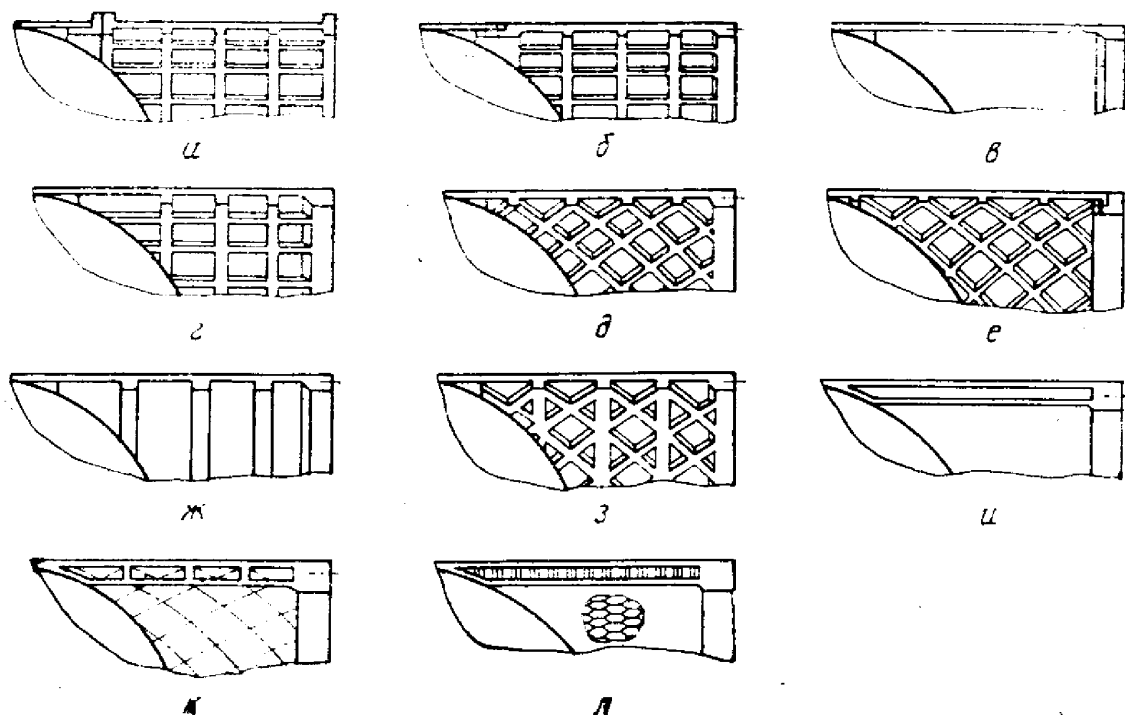
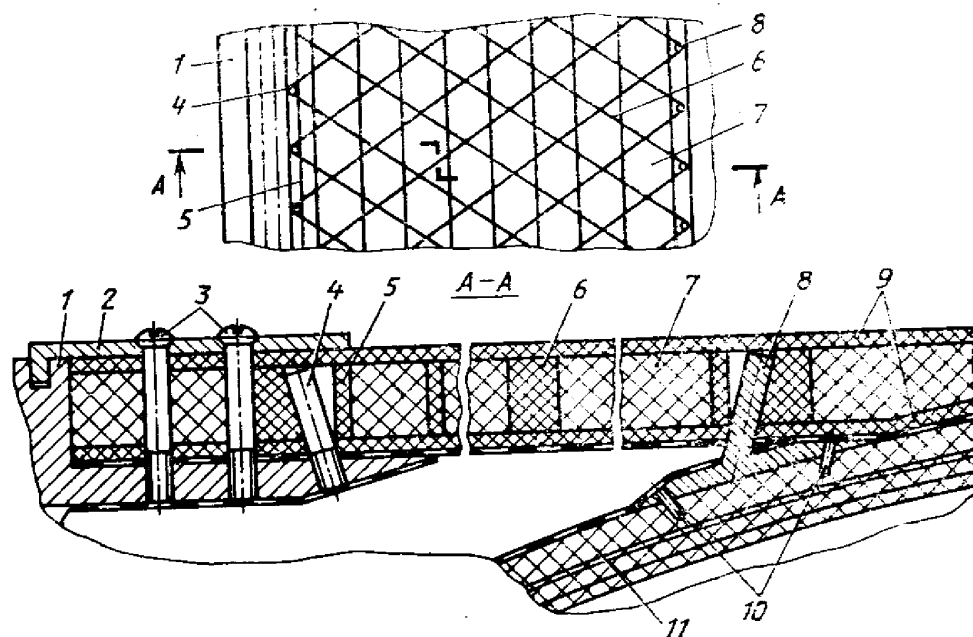


Рис. 2.24. Конструкции обечаек узла стыка корпуса

по технологии изготовления отдельных отсеков из композиционного материала, а направляющие штифты для его формирования могут быть установлены на силовой оболочке и шпангоуте. Данная конструкция может быть выполнена в виде трехслойной оболочки, элементы которой приведены на рис. 2.25. При изготовлении такой оболочки наматывают внутреннюю гладкую оболочку кокона, затем ребра в пазах легкого заполнителя (например, из пеноматериалов) на длине между штифтами, и наконец, наружную гладкую оболочку второго кокона.



**Рис. 2.25. Вариант конструкции узла стыка:**

1 — металлический шпангоут; 2 — накладки, прижимающие КМ к шпангоуту; 3 — винты, стягивающие накладки КМ узла стыка и шпангоута; 4, 8 — штифты для намотки ребер узла стыка, закрепленные на шпангоуте и днище силовой оболочки; 5 — кольцевые ребра; 6 — ребра тетраструктуры; 7 — легкий заполнитель типа пенопласта; 9 — наружная и внутренняя обечайки; 10 — иглы крепления штифтов для намотки ребер на днище; 11 — днище силовой оболочки

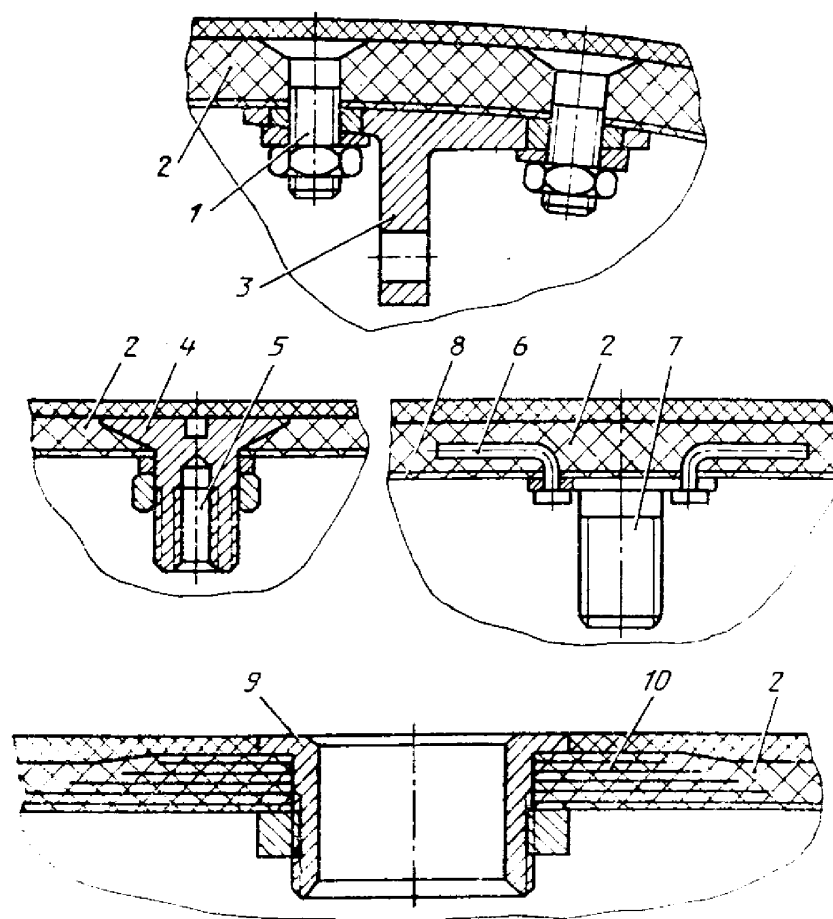
Обечайки, подкрепленные силовым набором различной конструкции (рис. 2.24, д, з), изготавливают непосредственно при намотке второго кокона; при этом ребра силового набора при переходе на цилиндрическую часть силовой оболочки должны быть видоизменены и превращены в гладкую обечайку, составляющую часть второго кокона.

На рис. 2.24 и — л представлены двухслойные обечайки с заполнителем в виде алюминиевых или композитных сот, пеноматериалов, силового набора. При конструировании двухслойных обечайек возможно использование заполнителей и других типов (трубчатых, ферменных и т. п.).

При изготовлении двухслойных обечаек на гладкую внутреннюю обечайку выкладывается наполнитель и заматывается наружной оболочкой из композиционного материала. Наполнитель может быть выполнен в виде, например, сотопанелей. Силовой набор в таких конструкциях выполняется в пазах, образованных наполнителем из пеноматериалов.

Недостатками двухслойных обечаек с наполнителем для сотовых конструкций являются трудности сохранения при изготовлении геометрии сотонаполнителей, например из алюминиевой фольги толщиной 0,1—0,3 мм. Пенопластовые наполнители имеют недостаточную термическую стойкость при режимах изготовления корпуса (сохранение прочности, структуры, отсутствие газовыделений).

Представляет интерес конструкция, приведенная на рис. 2.24, ж, имеющая кольцевые ребра, подкрепляющие оболочку при действии внешнего давления.



**Рис. 2.26. Конструкции крепления деталей двигателя на узлах стыка:**  
 1 — винты крепления кронштейна; 2 — оболочка узла стыка; 3 — кронштейн для крепления узлов двигателя; 4 — винт; 5 — отверстие в винте для крепления узлов двигателя; 6 — игла крепления бобышки; 7 — бобышка для крепления узлов двигателя; 8 — герметизирующий слой; 9 — втулка, соединяющая межступенчатый отсек с наружной поверхностью для введения внутрь отсека бортовых кабельных сетей; 10 — «салфетки» оболочки корпуса

Примеры выполнения на узлах стыка крепежных деталей двигателя приведены на рис. 2.26.

**Конструкционные и теплозащитные материалы.** Использование новых материалов и связанных с ними конструктивно-схемных решений позволяет обеспечить непрерывное совершенствование характеристик РДТТ. Значительное улучшение функциональных характеристик РДТТ достигается благодаря использованию композиционных материалов. Интенсивные исследования и разработки в области композиционных материалов привели к созданию нового поколения волокон с повышенными характеристиками и к существенному повышению возможностей их использования при проектировании конструкций корпусов РДТТ типа кокона. Прогресс в исследованиях и технологии производства армирующих волокон особенно заметен в последние 15 лет.

Основными критериями при выборе армирующих волокон и связующих композиционных материалов для корпусов РДТТ являются:

- механические (предел прочности и модуль упругости при испытаниях на растяжение, сжатие, сдвиг, изгиб) и физические (коэффициент линейного расширения, теплопроводность и др.) свойства материалов, а также механические свойства при повышенных температурах;

- геометрические параметры (диаметр волокна, объемное содержание волокон и связующих в композите);

- свойства материалов, характеризующие их технологические особенности (температуру стеклования, вязкость связующих и др.);

- условия эксплуатации.

Так как при конструировании корпусов РДТТ одним из основных параметров является давление разрушения, то в первую очередь должны быть выполнены требования по достижению высоких значений механических свойств композита, которые определяются тремя параметрами: высокой прочностью армирующих волокон, жесткостью матрицы и прочностью связи на границе матрица — волокно. Работоспособность композиционного материала обеспечивается как правильным выбором исходных компонентов, так и рациональной технологией изготовления, обеспечивающей прочную связь между компонентами при **сохранении исходных** первоначальных свойств.

В качестве армирующих волокон, применяемых в конструкционных композиционных материалах для изготовления корпусов РДТТ, используют высокопрочные стеклянные, органические и углеродные волокна. Армирующие компоненты в полимерных композитах применяют в виде моноволокон, нитей, жгутов, тканей и лент. Механические свойства стекловолокон, выпускаемых отечественной промышленностью и за рубежом, приведены в табл. 2.1.



### 2.1. Механические свойства стекловолокон [16]

Стекловолокно	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Модуль упругости Е	Прочность $\sigma$	Предельная деформация $\epsilon$ , %
		ГПа		
Отечественное:				
ВМ-1	2,58	95	4,20	4,8
ВМП	2,58	93	—	—
Зарубежное (США)				
алюмоборосиликатное:				
Е-стекло	2,54	73,5	3,50	4,8
М-стекло	2,89	110	3,50	3,2
S-994	2,49	52,5	2,45	4,7

Для получения высокопрочных и высокомодульных композиционных материалов с полимерной матрицей (органопластиков) применяют волокна на основе ароматических полиамидов (арамидов). Эти волокна обладают уникальным комплексом свойств: высокими прочностью при растяжении и модулем упругости, термостабильностью, позволяющей эксплуатировать изделия из них в широком температурном диапазоне. Механические свойства органических арамидных волокон приведены в табл. 2.2.

### 2.2. Механические свойства органических арамидных волокон [16]

Арамидное волокно	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Модуль упругости Е	Прочность $\sigma$	Предельная деформация $\epsilon$ , %
		ГПа		
Отечественное:				
ВНИИВЛОН	1,43	110—130	2,1—2,6	3—5
СВМ	1,43	125—135	3,8—4,2	3—4
Зарубежное (США)				
Кевлар-29	1,45	60—70	2,8—3,3	4,5
Кевлар-49	1,45	130—140	3,6—3,8	2,7—3,5

Углеродные волокна, применяемые для армирования конструкционных материалов, условно делят на две группы: высокомодульные ( $E=300 \div 700$  ГПа,  $\sigma=2 \div 2,5$  ГПа) и высокопрочные ( $E=200 \div 250$  ГПа;  $\sigma=2,5 \div 3,2$  ГПа). Разработаны также волокна,

в которых сочетаются высокая прочность и высокий модуль упругости. Углеродным волокнам присущи высокая теплостойкость, прочность и модуль упругости.

Механические свойства высокопрочных высокомодульных углеродных волокон (отечественных и зарубежных) приведены в табл. 2.3.

2.3. Механические свойства углеродных волокон [16]

Углеродное волокно	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Модуль упругости Е	Прочность $\delta$	Предельная деформация $\epsilon$ , %
		ГПа		
Отечественное:				
ВМН-3	1,71	250	1,43	0,6
ВМН-4	1,71	270	2,21	0,8
ЛУ-2	1,70	230	2,0—2,5	1,0
ЛУ-3	1,70	250	2,5—3,5	1,1
ЛУ-4	1,70	250	3,0—3,5	1,3
Зарубежное (США)				
Торнел-300	1,77	238	3,15	1,3
Торнел-500	1,80	245	3,78	1,5
Торнел-600	1,80	245	4,20	1,7
Торнел-700	1,80	259	4,62	1,8
Торнел-800	1,80	273	5,46	2,0

Дальнейшее повышение прочности армирующих волокон, разрабатываемых для корпусов РДТТ, может оказаться малоэффективным, поскольку с увеличением прочности волокон происходит уменьшение толщины стенки корпуса, которое не может быть беспредельным. Минимальная толщина стенки будет определяться из условий устойчивости тонкостенных оболочек при воздействии нагрузок при ударах, продольных изгибах, погрузочно-разгрузочных операциях, обеспечения работоспособности системы корпус — прочностнокрепленный заряд при работе двигателя. Использование высокопрочных армирующих волокон само по себе не дает гарантии достижения требуемых характеристик корпусов РДТТ. Важной характеристикой является степень реализации прочностных характеристик армирующих волокон в композиционном материале, которая весьма чувствительна к технологии и зависит от самих нитей, связующего, геометрических параметров корпуса и технологии его изготовления.

В конструкционных композиционных материалах важным компонентом является матрица (отвержденное связующее), основной

функцией которой является соединение волокон для эффективного распределения действующих напряжений по объему материала (обеспечивается равномерная нагрузка на волокна). Выбор связующего является одним из определяющих факторов при проектировании и оптимизации производства корпусов РДТТ.

В качестве связующих композиционных материалов, армированных стекло- и органоволокном, наибольшее распространение получили термореактивные эпоксидные смолы. Их основными преимуществами являются малая вязкость и достаточно продолжительная жизнеспособность. Плотность эпоксидных связующих 1230—1300 кг/м<sup>3</sup>, модуль упругости при растяжении 2000—4000 МПа. Физико-механические свойства эпоксидных матриц на основе эпоксидных связующих приведены в табл. 2.4.

**2.4. Физико-механические свойства эпоксидных матриц [16]**

Марка связующего	Теплостойкость по Мартенсу, К	Прочность, МПа	
		при растяжении	при сжатии
ЭД-16	363—368	59—88	127—157
ЭД-20	373—383	—	147—167
УП-612	503—513	34—49	137—147
УП-632	513—523	46—48	157—182

Некоторые физико-механические свойства однонаправленных стеклопластиков, органопластиков и углепластиков представлены в табл. 2.5.

**2.5. Физико-механические свойства однонаправленных образцов композиционных материалов с полимерной матрицей [16]**

Композиционный материал	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Прочность при растяжении $\sigma_p$ , МПа	Модуль упругости Е, ГПа
Стеклопластик на основе волокна ВМ-1 и эпоксид- ного связующего	2,2	2100	70
Органоэпоксикомпозит	1,39—1,38	1400—2200	78—95
Углепластик на основе: жгута ВМН-4 и			
эпокситрифенольного	1,50	1020	180
связующего	1,55	1400	142,8
волокна Торнелл-300			
и эпоксидного связующе- го РР 313			

В качестве конструкционных материалов стыковочных фланцев (закладных элементов) и шпангоутов силовой оболочки корпусов РДТТ из полимерных композиционных материалов применяют, как правило, металлические сплавы. В зарубежных ракетах «Трай-дент-1» и МХ в качестве материала этих узлов используют в основном сплав 7049 системы алюминий — цинк — магний — медь. В отечественных РДТТ применяют сплавы на основе титана ВТЗ-1, ВТ-23 и алюминиевый сплав АМг6 (табл. 2.6).

**2.6. Сравнительные характеристики материалов стыковочных фланцев и шпангоутов корпусов РДТТ**

Деталь корпуса	Материал	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Временное сопротивление $\sigma_a$ , МПа	Удельная прочность, км
Стыковочные фланцы (закладные элементы)	ВТЗ-1	4,5	100—110	22,22—24,44
	ВТ-23	4,57	105—125	22,98—27,85
	7049	2,74	50	18,2
Стыковочные шпангоуты	АМг6	2,64	29	11,0
	7049	2,74	50	18,2

Для стыковочных фланцев корпуса в перспективе могут найти применение металлокомпозиты и полимерные композиционные материалы, а для стыковочных узлов — неметаллические шпангоуты из комбинации различных композиционных материалов.

Основными характеристиками теплозащитных материалов для внутренних поверхностей корпусов РДТТ являются их эрозионная стойкость к высокотемпературным газовым потокам, плотность, теплофизические и физико-механические показатели. Выбор теплозащитных материалов для конкретного двигателя определяется особенностями предъявляемых требований к таким материалам по теплозащитным и эрозионным свойствам, технологичности, относительной деформации при разрыве, стабильности контрольных показателей и др. Помимо своей основной функции — защиты внутренних поверхностей РДТТ от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания топлива, теплозащитные материалы выполняют в современных РДТТ ряд других функций:

обеспечивают герметичность пластиковых корпусов РДТТ;

обеспечивают надежное крепление теплозащитного покрытия с зарядом и исключают миграционные процессы на границе теплозащитное покрытие — заряд;

компенсируют напряжения, воздействующие на корпус двигателя со стороны заряда.

Для крупногабаритных РДТТ применяют комбинированные многослойные теплозащитные покрытия, в состав которых входят:

защитно-крепящий слой (ЗКС) — для прочного скрепления ТЗП корпуса с зарядом;

барьерный слой (БС) — для предотвращения диффузии на границе ТЗП — заряд;

основной ТЗМ;

герметизирующий слой (ГС) — для герметизации внутренней поверхности корпуса.

Для теплозащиты внутренних поверхностей отечественных и зарубежных корпусов РДТТ применяют материалы на основе бутадиеннитрильного, этиленпропилендиенового каучуков с добавками минеральных или полимерных наполнителей. В табл. 2.7 приведены основные характеристики отечественных и зарубежных ТЗП.

**2.7. Основные характеристики зарубежных и отечественных ТЗП**

Характеристики	Марка покрытия			
	NBP (США)	SBP (США)	ЕРДМ (США)	P-864, P-998, РД-18 (СССР)
Плотность, $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	1,22—1,27	1,17	0,94—0,97	1,04—1,16
Относительное удлинение при разрыве, %	450—600	550—800	600—900	300—650
Предел прочности при разрыве, МПа	14,0	13,0—28,0	7,0	6,0—13,0
Коэффициент теплопроводности $\lambda$ , Вт/(м · К)	0,24—0,27	0,2—0,22	0,21—0,23	0,21—0,27
Удельная теплоемкость $C_p$ , кДж/(кг · К)	1,72	1,42	1,68	1,68

Для защиты наружных поверхностей корпусов РДТТ применяют теплозащитные покрытия абляционного типа, которые представляют собой сублимирующие композиции на основе хлорсульфированного полиэтилена и наполнителей.

Физико-механические характеристики материалов внешней защиты корпусов РДТТ приведены в табл. 2.8.

## 2.8 Характеристики материалов внешней защиты корпусов РДТТ

Характеристики	Отечественные материалы	Зарубежные материалы
Плотность, $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	0,32—0,8	0,24—0,89
Удельная теплоемкость $C_p$ , кДж/(кг · К)	0,4	0,1—0,3
Разрушающее напряжение при растяжении, МПа	0,5	0,4—1,0
Относительное удлинение при разрыве, %	5—10	2,5—36

### 2.3. ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

**Нагрузки, действующие на корпус.** Современные корпуса испытывают механические, тепловые и многие другие нагрузки. Основными из них являются (рис. 2.27):

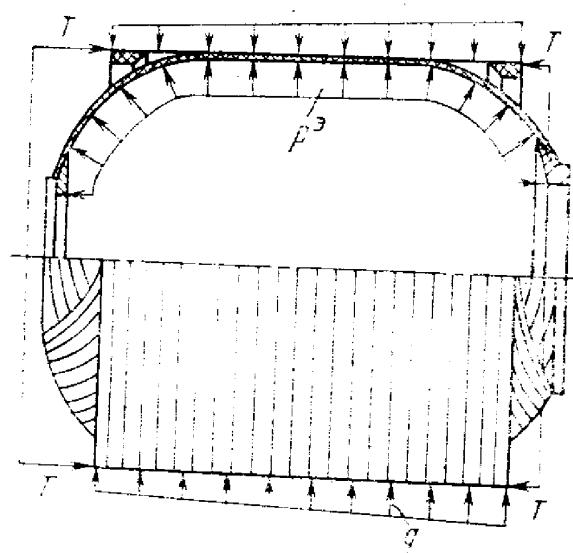


Рис. 2.27. Схема действия на корпус механических нагрузок

внутреннее давление  $p^э$ , действующее в процессе работы двигателя;

осевые сжимающие и растягивающие силы  $T$ ; при этом вместе с осевыми сжимающими силами может действовать наружное избыточное давление  $q$ , действующее как на цилиндрическую часть, так и (в отдельных случаях) на днища корпуса;

наружный и внутренний прогрев стенки корпуса, приводящий к снижению физико-механических характеристик материалов силовых элементов корпуса.

Кроме того, корпус испытывает действие перерезывающих и локальных сил, изгибающих моментов, контактных давлений, которые, в основном, не определяют массовые характеристики корпуса, однако обуславливают некоторые его конструктивные особенности.

**Расчет геометрических параметров силовой оболочки корпуса.** Силовая оболочка корпуса обычно представляет собой цилиндрический баллон с днищами, изготовленными методом непрерывной намотки. При этом спиральной намоткой образуется цилиндрическая часть с днищами, которая затем усиливается кольцевой намоткой (рис. 2.28).

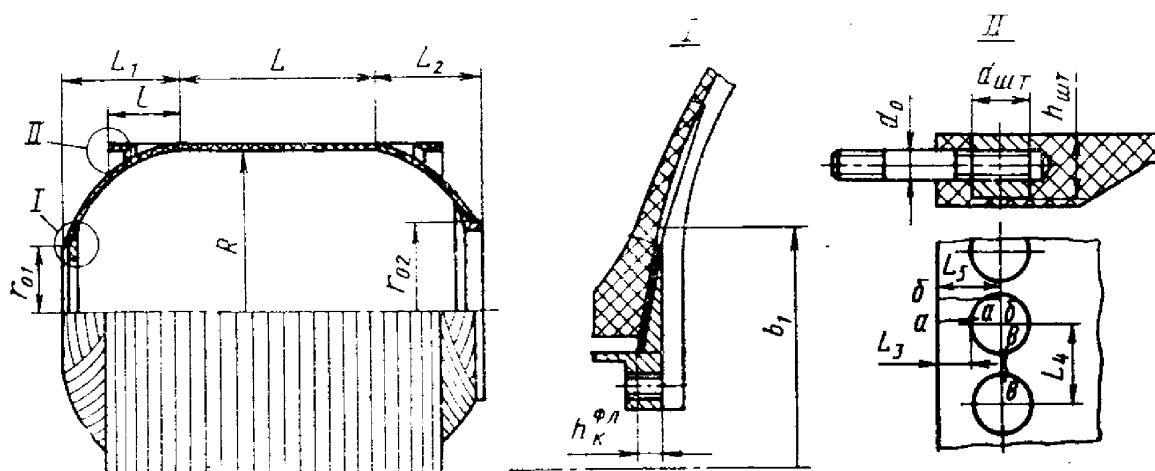


Рис. 2.28. Конструкция корпуса типа кокона с узлами стыка (схема)

Толщины спиральных слоев на экваторах переднего и заднего днищ определяют по формулам [13, 21]:

$$\delta_1^c = \frac{p^p R}{2\sigma_b \cos^2 \varphi_{a1} k_k k_{ct}} ; \quad \delta_2^c = \frac{p^p R}{2\sigma_b \cos^2 \varphi_{a2} k_k k_{ct}} .$$

Толщина кольцевых слоев цилиндрической части корпуса соответственно на переднем и заднем торцах:

$$\delta_1^k = \frac{p^p R}{\sigma_b k_k k_{ct}} (1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg}^2 \varphi_{a1}),$$

$$\delta_2^k = \frac{p^p R}{\sigma_b k_k k_{ct}} (1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg}^2 \varphi_{a2}),$$

где  $p^p = f \cdot p^p$  — расчетное внутреннее давление в баллоне;  $f$  — коэффициент безопасности;  $p^p$  — максимальное рабочее давление;  $R$  — радиус цилиндрической части корпуса;  $\varphi_{a1}$  — угол армирова-

ния на экваторе переднего днища;  $\varphi_{a2}$  — угол армирования на экваторе заднего днища;  $\sigma_b$  — предел прочности материала при растяжении (в направлении армирования для однонаправленного материала силовой оболочки корпуса);  $k_c, k_k$  — коэффициенты, учитывающие реализацию исходной прочности материала силовой оболочки корпуса в спиральных и кольцевых слоях конструкции;  $k_{ст}$  — коэффициент учитывающий снижение прочностных свойств материала силовой оболочки корпуса вследствие старения. Обычно принимают:  $k_c = 0,6 \div 0,8$ ;  $k_{ст} = 0,9 \div 0,97$ ;  $k_k = 0,8 \div 0,9$ . Индекс «1» соответствует переднему днищу, индекс «2» — заднему.

Если на корпус действует поле температур, толщины спиральных и кольцевых слоев следует уточнять с учетом снижения прочностных характеристик материала при нагреве.

**Оценка деформативности корпуса.** Деформативность корпуса из композиционного материала при действии внутреннего давления оценивают через средние упругие постоянные материала [13]:

$$\epsilon_x = \frac{1}{E_x} (\sigma_x - \mu_{xy} \sigma_y);$$

$$\epsilon_y = \frac{1}{E_y} (\sigma_y - \mu_{yx} \sigma_x);$$

$$\Delta R = \epsilon_y / R;$$

$$\Delta L = \epsilon_x / L,$$

где  $\epsilon_x, \epsilon_y$  — деформации в конструкции в осевом (x) и кольцевом (y) направлениях;  $\sigma_x, \sigma_y$  — напряжения в конструкции в осевом (x) и кольцевом (y) направлениях;  $E_x, E_y$  — модули упругости стенки корпуса в соответствующих направлениях;  $\mu_{xy}, \mu_{yx}$  — коэффициенты Пуассона стенки корпуса;  $\Delta R$  — увеличение радиуса цилиндрической части корпуса;  $L$  — длина цилиндрической части корпуса;  $\Delta L$  — удлинение цилиндрической части корпуса.

Средние упругие постоянные стенки корпуса можно выразить через обобщенные жесткости  $B_{ij}$ :

$$E_x = \frac{1}{\delta} \left( B_{xx} - \frac{B_{xy}^2}{B_{yy}} \right);$$

$$G_{xy} = \frac{B_{xy}}{\delta};$$

$$E_y = \frac{1}{\delta} \left( B_{yy} - \frac{B_{xy}^2}{B_{xx}} \right); \quad (2,1)$$

$$\mu_{xy} = \frac{B_{xy}}{B_{yy}};$$

$$\mu_{yx} = \frac{B_{xy}}{B_{xx}};$$

где  $\delta$  — толщина многослойной оболочки;  $G_{xy}$  — модуль сдвига стенки корпуса.



Обобщенные жесткости  $B_i$  имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} B_{xx} &= \sum_{i=1}^n [B_{11}^i \cos^4 \varphi_i + B_{22}^i \sin^4 \varphi_i + (2B_{12}^i + 4G_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \delta_i; \\ B_{yy} &= \sum_{i=1}^n [B_{11}^i \sin^4 \varphi_i + B_{22}^i \cos^4 \varphi_i + (2B_{12}^i + 4G_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \delta_i; \\ B_{xy} &= \sum_{i=1}^n [(B_{11}^i + B_{22}^i - 4G_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + B_{12}^i (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i)] \delta_i; \\ B_{ss} &= \sum_{i=1}^n [(B_{11}^i + B_{22}^i - 2B_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12}^i \cos^2 2\varphi_i] \delta_i, \end{aligned} \quad (2.2)$$

где  $B_{11}^i$ ,  $B_{22}^i$ ,  $B_{12}^i$  — параметры  $i$ -го слоя ( $i=1; n$ ), определяемые по результатам испытаний однонаправленных образцов материала, идущего на изготовление корпуса;  $\varphi_i$  — угол армирования  $i$ -го слоя;

$$\begin{aligned} B_{11, 22}^i &= \frac{E_{1, 2}^i}{1 - \mu_{12}^i \mu_{21}^i}; \\ B_{12}^i &= \mu_{12}^i B_{22}^i = \mu_{21}^i B_{11}^i, \end{aligned}$$

где  $E_1^i$ ,  $E_2^i$  — модули упругости  $i$ -го слоя соответственно вдоль и поперек армирования.

Коэффициент Пуассона  $\mu_{12}^i$  и  $\mu_{21}^i$  связаны зависимостью

$$E_1^i \mu_{12}^i = E_2^i \mu_{21}^i.$$

Приближенная оценка увеличения радиуса цилиндрической части корпуса  $\Delta R$  может быть проведена по формуле

$$\Delta R = \frac{p^2 R^2}{E_1 h_k} (1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg}^2 \varphi),$$

где  $h_k$  — толщина стенки корпуса.

**Расчет профилей днищ корпусов.** В разнополюсной оболочке корпуса для обеспечения ее максимальной массовой эффективности днище с меньшим полюсным отверстием (переднее) обычно армируют комбинированной намоткой [по линиям предельного отклонения (ЛПО) и геодезическим линиям, причем участок ЛПО примыкает к цилиндру), а днище с большим полюсным отверстием (заднее) армируют геодезической намоткой. В днище с меньшим полюсным отверстием напряжения в армируемом материале достигают максимального значения на экваторе.

Под геодезической понимают намотку по геодезическим линиям на поверхности оправки. Угол геодезического отклонения  $\Theta$  — угол между нормалью к поверхности и главной нормалью к траектории намотки. Линии постоянного отклонения — траектории намотки, для которых  $\Theta = \text{const}$ .

В общем случае комбинированной намотки днище состоит из трех участков I—III (рис. 2,29):

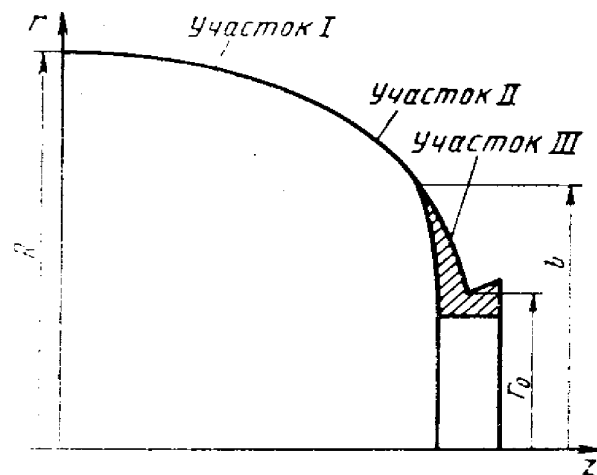


Рис. 2.29. Профиль днища, выполненного комбинированной намоткой (общий случай)

Участок I прилегает к экватору и определяется условием:

$$\left| \frac{dr}{dz} \right| < 1;$$

участок II — до пера фланца  $b$  — определяется условием:

$$\left| \frac{dz}{dr} \right| < 1;$$

участок III — зона контакта с пером фланца ( $r_0 \leq r \leq b$ ); здесь  $r$  и  $z$  — текущие радиальная и осевая координаты профиля днища.

Система дифференциальных уравнений, определяющая профиль днища, имеет вид:

на участке I:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d^2 r}{dz^2} &= \left[ \left( \frac{\zeta^2}{r^2 - \zeta^2} - \frac{2r^2}{r^2 - \rho^2} \right) \left( 1 + \left( \frac{dr}{dz} \right)^2 \right) \right] / r; \\ \frac{d\zeta}{dz} &= \pm 2k_r \frac{r^2 - \zeta^2}{r^2 - \rho^2}; \end{aligned} \right\} (2.3)$$

на участке II:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d^2 z}{dr^2} &= \left[ \left( \frac{2r^2}{r^2 - \rho^2} - \frac{\zeta^2}{r^2 - \zeta^2} \right) \frac{dz}{dr} \left( 1 + \left( \frac{dz}{dr} \right)^2 \right) \right] / r; \\ \frac{d\zeta}{dr} &= \pm 2k_r \frac{dz}{dr} \frac{r^2 - \zeta^2}{r^2 - \rho^2}; \end{aligned} \right\} (2.4)$$

на участке III:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d^2 z}{dr^2} &= \left[ \left( \frac{2r^2}{r^2 - \rho^2} - \frac{r_0^2}{r^2 - r_0^2} \right) \frac{dz}{dr} - \left( 1 + \left( \frac{dz}{dr} \right)^2 \right) \right] r; \\ \frac{ds}{dr} &= 0, \text{ так как } s = r_0 = \text{const.} \end{aligned} \right\} (2.5)$$

Здесь  $b$  — радиус вершины пера фланца;  $r_0$  — радиус полюсного отверстия;  $\rho=0$  — радиус разгрузки (для заглушенного в полюсе днища);  $k_r$  — коэффициент трения ленты по поверхности оправки (в случае геодезической намотки  $k=0$ );  $s=r \sin \varphi$  — функция Клеро.

Радиус разгрузки  $\rho$  характеризует уменьшение нагрузки на фланец заднего днища при действии внутреннего давления на осевую силу, создаваемую сопловым блоком. Для переднего днища радиус разгрузки  $\rho=0$ .

Угол армирования на экваторе заднего днища, намотанного по геодезическим линиям [21].

$$\varphi_{a2} = \arcsin \frac{r_{02}}{R};$$

угол армирования на экваторе переднего днища, намотанного по линиям предельного отклонения [19],

$$\varphi_{a1} = \arcsin \frac{R \sin \varphi_{a2}}{L k_r \sin \varphi_{a2} + R}.$$

Радиус  $r_{01}$  полюсного отверстия днища при негеодезической намотке определяют по номограмме (рис. 2.30), построенной по результатам расчетов.

Для обоих днищ при  $r=r_0$  угол армирования  $\varphi=\pi/2$ .

Системы уравнений (2.3), (2.4), (2.5) решают численным интегрированием.

В табл. 2.9 приведены результаты численного интегрирования уравнений профиля днища в случае геодезической намотки с различными радиусами полюсного отверстия  $r_0$  и радиусами разгрузки  $\rho$  ( $\bar{r}=r/R$ ;  $\bar{r}_0=r_0/R$ ;  $\bar{z}=z/R$ ).

В табл. 2.10 представлены координаты точек образующих оболочек, полученных комбинированной намоткой, для коэффициента трения  $k_r=0,2$  и различных значений угла намотки на экваторе  $\varphi_a$  и радиуса полюсного отверстия  $r_0$ ; при этом принято  $\rho=0$ .

Большая разнополюсность днищ корпуса иногда не позволяет выполнить геодезическую намотку днища с большим полюсным отверстием. Тогда используют комбинированную намотку, которая несколько снижает массовую эффективность корпуса. Диапазон отклонений от геодезических траекторий в случае, когда угол арми-

рования на экваторе меньше соответствующего геодезического угла, может быть определен по номограмме для области с  $k_T < 0$  (см. рис. 2.30).

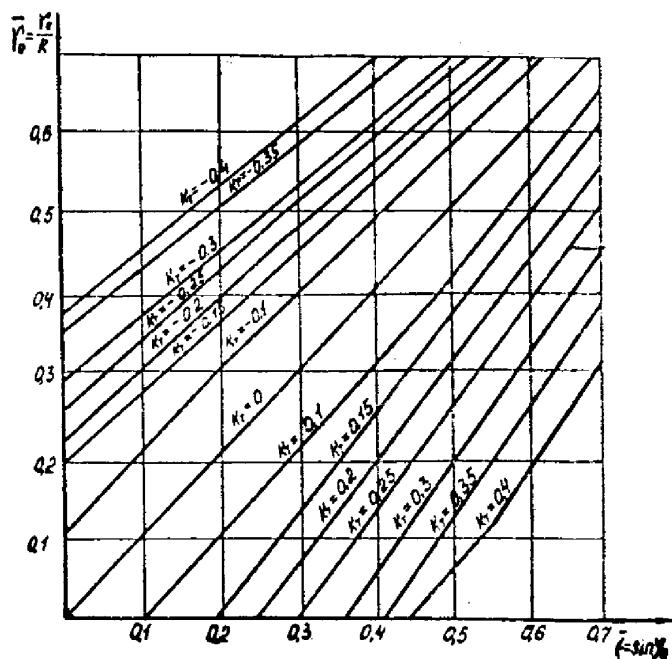


Рис. 2.30. Номограмма предельного отклонения траектории укладки ленты от геодезической траектории:

$k_T$  — коэффициент трения ленты на оправке (для правостороннего отклонения  $k_T > 0$ , для левостороннего отклонения  $k_T < 0$ )

Выбор конструктивных параметров стыковочных фланцев корпуса. Конструкция и основные геометрические параметры фланца корпуса приведены на рис. 2.28.

Основным расчетным случаем, определяющим геометрические параметры фланца, является действие внутреннего давления.

Радиус вершины пера фланца  $b$  (см. рис. 2.28) определяют по формуле

$$b = 1,225 (r_0 + \Delta r),$$

где  $\Delta r$  — смещение пластика относительно фланца;

$$\Delta r = r_0 \epsilon$$

Из опыта отработки изделий-аналогов рекомендуется принимать  $\epsilon = 1,5 \div 2,5\%$ .

Толщина корневого сечения фланца  $h_{\text{к.фл}}$  определяется величиной напряжений изгиба, рассчитываемых во фланце, как в пластине, защемленной по корневому сечению и нагруженной контактным давлением  $q_k$ . Между днищем и фланцем контактное давление  $q_k$  распределено по сложному закону. Для приближенной оценки

## 2.9. Образующие оболочек с геодезической траекторией армирования

$\rho=0$						$\rho=r_0$					
$\bar{r}_0=0,2$		$\bar{r}_0=0,3$		$\bar{r}_0=0,4$		$\bar{r}_0=0,2$		$\bar{r}_0=0,3$		$\bar{r}_0=0,4$	
$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$
1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000
0,99908	0,03056	0,99909	0,03090	0,99913	0,03094	0,99914	0,02894	0,99920	0,02760	0,99928	0,02560
0,99633	0,06112	0,99636	0,06180	0,99653	0,06187	0,99657	0,05789	0,99679	0,05520	0,99712	0,05120
0,99171	0,09169	0,99178	0,09270	0,99216	0,09281	0,99225	0,08683	0,99276	0,08280	0,99350	0,07680
0,98519	0,12225	0,98531	0,12360	0,98600	0,12375	0,98615	0,11578	0,98706	0,11040	0,98839	0,10240
0,97670	0,15281	0,97689	0,15450	0,97800	0,15468	0,97822	0,14472	0,97965	0,13800	0,98175	0,12800
0,96615	0,18337	0,96645	0,18540	0,96809	0,18562	0,96836	0,17366	0,97045	0,16560	0,97351	0,15360
0,95343	0,21394	0,95388	0,21630	0,95618	0,21656	0,95649	0,20260	0,95938	0,19320	0,96360	0,17920
0,93841	0,24450	0,93904	0,24720	0,94217	0,24750	0,94246	0,23155	0,94631	0,22080	0,95192	0,20480
0,92089	0,27506	0,92176	0,27810	0,92591	0,27844	0,92611	0,26049	0,93109	0,24840	0,93835	0,23040
0,90064	0,30562	0,90182	0,30900	0,90724	0,30375	0,88550	0,31838	0,89337	0,30360	0,90481	0,28160
0,87733	0,33619	0,87894	0,33990	0,88594	0,34031	0,86057	0,34733	0,87028	0,33120	0,88438	0,30720
0,85056	0,36675	0,85275	0,37080	0,86173	0,37125	0,83192	0,37627	0,84381	0,35880	0,86104	0,33280
0,81977	0,39731	0,82276	0,40170	0,83427	0,40219	0,79883	0,40521	0,81335	0,38640	0,83431	0,35840
0,78415	0,42788	0,78829	0,43260	0,80311	0,43312	0,76024	0,43416	0,77798	0,41400	0,80349	0,38400
0,74257	0,45844	0,74839	0,46350	0,76764	0,46406	0,71451	0,46310	0,73632	0,44160	0,76753	0,40960
0,69320	0,48900	0,70163	0,49440	0,72708	0,49500	0,65880	0,49204	0,68607	0,46920	0,72473	0,43520
0,63299	0,51956	0,64580	0,52530	0,68038	0,52594	0,58753	0,52099	0,62280	0,49680	0,67203	0,46080
0,55591	0,55012	0,57708	0,55620	0,62612	0,55687	0,48605	0,54993	0,53568	0,52440	0,60259	0,48640
0,44696	0,58069	0,48831	0,58710	0,56274	0,58781	0,24509	0,57887	0,36835	0,55200	0,49132	0,51200

0,24391	0,61125	0,36790	0,61800	0,49030	0,61875	0,22988	0,57935	0,34530	0,55367	0,46054	0,51615
0,22907	0,61256	0,34500	0,62256	0,45984	0,62954	0,21731	0,57963	0,32626	0,55468	0,43509	0,51866
0,21683	0,61335	0,32608	0,62530	0,43467	0,63591	0,20787	0,57978	0,31194	0,55520	0,41596	0,51994
0,20765	0,61375	0,31186	0,62670	0,41577	0,63912	0,20200	0,57983	0,30303	0,55539	0,40405	0,52042
0,20194	0,61390	0,30301	0,62722	0,40400	0,64029	0,20000	0,57984	0,30000	0,55542	0,40000	0,52048
0,20000	0,61392	0,30000	0,62729	0,40000	0,64046						

**2.10. Образующие оболочек с комбинированной траекторией армирования  
(радиус полюсного отверстия  $\rho=0$ , коэффициент трения  $k_T=0,2$ )**

$\zeta = 0,5$				$\zeta = 0,4$				$\zeta = 0,3$	
$\bar{\Gamma}_0 = 0,4$		$\bar{\Gamma}_0 = 0,3$		$\bar{\Gamma}_0 = 0,3$		$\bar{\Gamma}_0 = 0,2$		$\bar{\Gamma}_0 = 0,2$	
$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$	$\bar{r}$	$\bar{z}$
1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	0,00000
0,99914	0,03210	0,99911	0,03263	0,99909	0,03160	0,99909	0,03160	0,99895	0,03325
0,99653	0,06421	0,99642	0,06526	0,99636	0,06319	0,99636	0,06319	0,99577	0,06650
0,99215	0,09632	0,99189	0,09788	0,99177	0,09479	0,99177	0,09479	0,99943	0,09975
0,98594	0,12842	0,98548	0,13051	0,98526	0,12638	0,98526	0,12638	0,98582	0,13301
0,97785	0,16053	0,97710	0,16314	0,97678	0,15798	0,97678	0,15798	0,97296	0,16626
0,96778	0,19263	0,96669	0,19577	0,96622	0,18957	0,96622	0,18957	0,96061	0,19951
0,95564	0,22473	0,95411	0,22840	0,95348	0,22117	0,95348	0,22117	0,94565	0,23276
0,94129	0,25684	0,93925	0,26102	0,93839	0,25276	0,93839	0,25276	0,92786	0,26601
0,92457	0,28895	0,92191	0,29365	0,92078	0,28436	0,92078	0,28436	0,90801	0,29771

Продолжение табл. 2.10

0,90528	0,32105	0,90188	0,32628	0,89872	0,31835	0,90038	0,31596	0,88502	0,32940
0,88152	0,35537	0,87886	0,35891	0,87306	0,35233	0,87689	0,34755	0,85847	0,36109
0,85413	0,38969	0,85249	0,39154	0,84330	0,38632	0,84982	0,37915	0,82779	0,39279
0,82263	0,42400	0,82227	0,42417	0,80871	0,42031	0,81874	0,41074	0,79217	0,42448
0,78634	0,45832	0,78753	0,45679	0,76829	0,45429	0,78269	0,44234	0,75046	0,45627
0,74435	0,49264	0,74731	0,48942	0,72053	0,48828	0,74053	0,47393	0,70082	0,48787
0,69541	0,52696	0,70022	0,52205	0,66302	0,55227	0,69036	0,50553	0,64013	0,51956
0,63780	0,56128	0,64405	0,55468	0,59159	0,55626	0,62896	0,53712	0,56229	0,55125
0,56938	0,59560	0,57509	0,58731	0,49812	0,59024	0,54985	0,56872	0,45202	0,58294
0,48968	0,62991	0,48642	0,61994	0,36836	0,62423	0,24363	0,62914	0,24500	0,61464
0,45942	0,64061	0,36751	0,65256	0,34531	0,62886	0,22888	0,63045	0,22982	0,61601
0,43442	0,64692	0,34473	0,65745	0,32626	0,63165	0,21672	0,63125	0,21728	0,61684
0,41565	0,65010	0,32592	0,66039	0,31195	0,63307	0,20760	0,63166	0,20786	0,61726
0,40397	0,65126	0,31179	0,66189	0,30303	0,63359	0,20193	0,63181	0,20199	0,61742
0,40000	0,65143	0,30299	0,66244	0,30000	0,63366	0,20000	0,63183	0,20000	0,61744
		0,30000	0,66251						

действие контактного давления на фланец заменяют распределенной силой  $N$ , приложенной на  $1/3$  высоты пера фланца, что соответствует треугольному закону распределения контактного давления по высоте пера фланца:

$$N = \frac{p^p (r_0^2 - \rho^2)}{2 (r_0 + H)} \quad (2.6)$$

где  $H \approx 1/3 \cdot (b - r_0)$ .

С учетом формулы (2.6) толщина корневого сечения

$$h_{\kappa\phi\lambda} = 1,732 \sqrt{\frac{p^p (r_0^2 - \rho^2) H}{(r_0 + H) \sigma_{\kappa\phi\lambda}}}.$$

Толщину фланца в корневом сечении, предварительно выбранную в соответствии с данной формулой, можно уточнить после проведения проверочного расчета. Минимальную толщину фланца на радиусе  $b$  выбирают из конструктивных соображений (0,8—2,5 мм).

**Несущая способность корпуса при действии внутреннего давления и нагрева.** Прочностные характеристики материала силовой оболочки корпуса существенно зависят от температуры, поэтому необходимо обеспечить прочность корпуса в условиях неравномерного по толщине стенки прогрева.

**Основные положения.** Напряжения и деформации растяжения материала корпуса в направлении армирования в функции от температуры нагрева  $\sigma = f(\epsilon, T)$  заданы. Функцию считают монотонно возрастающей по  $\epsilon$  вплоть до разрушения материала, происходящего при достижении предельного значения деформации  $\epsilon_b(T)$ . При определении напряжения при любой деформации ( $0 \leq \epsilon < \infty$ ) для общности предполагают

$$\sigma = f(\epsilon, T) h[\epsilon_b(T) - \epsilon],$$

где  $h(x)$  — единичная функция Хэвисайда;

$$h(x) = \begin{cases} 1 & \text{при } x \geq 0; \\ 0 & \text{при } x < 0. \end{cases}$$

Диаграмма растяжения материала приведена на рис. 2.31.

Корпус в цилиндрической части состоит из пакета произвольным образом чередующихся спиральных (под углом  $\phi$  к образующей) и кольцевых слоев; материал любого слоя воспринимает нагрузку только в направлении армирования.



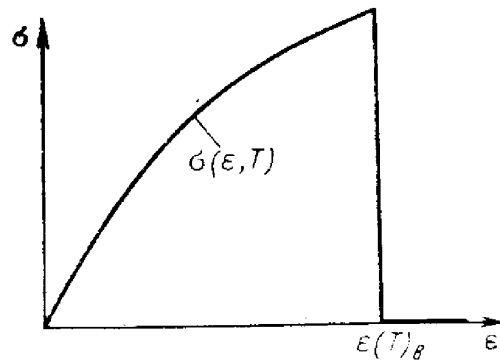


Рис. 2.31. Диаграмма растяжения материала в направлении армирования

Все спиральные и кольцевые слои пакета имеют одинаковую действительную деформацию.

Температура в пределах толщины одного слоя постоянна.

Для конструкции цилиндрической части корпуса, состоящей из  $n_c$  спиральных и  $n_k$  кольцевых слоев, из условия равновесия в осевом и кольцевом направлениях следует:

$$\sum_{i=1}^{n_c} \delta_i^c \sigma_i^c = \frac{p^p R}{2 \cos^2 \varphi}; \quad (2.7)$$

$$\sum_{i=1}^{n_k} \delta_i^k \sigma_i^k = p^p R (1 - \frac{1}{2} \tan^2 \varphi),$$

где  $\delta_i^c$ ,  $\delta_i^k$  — толщины  $i$ -го спирального и кольцевого слоев;  $\sigma_i^c$ ,  $\sigma_i^k$  — напряжения в  $i$ -м спиральном и кольцевом слоях.

На практике, как правило, все кольцевые слои так же, как и спиральные, имеют одинаковую толщину. С учетом этого и соотношений (2.7) средние напряжения в спиральных и кольцевых слоях

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_c (\epsilon_c) &= \frac{p^p R}{\sum \delta_i^c \cos^2 \varphi}; \\ \bar{\sigma}_k (\epsilon_k) &= \frac{p^p R}{\delta_\Sigma^k} (1 - \frac{1}{2} \tan^2 \varphi), \end{aligned} \quad (2.8)$$

или иначе

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_c (\epsilon_c) &= \frac{l}{n_c} \sum_{i=1}^{n_c} f (\epsilon_c, T_i^c) h [\epsilon_B (T_i^c) - \epsilon_c]; \\ \bar{\sigma}_k (\epsilon_k) &= \frac{l}{n_k} \sum_{i=1}^{n_k} f (\epsilon_k, T_i^k) h [\epsilon_B (T_i^k) - \epsilon_k], \end{aligned}$$

где  $\delta_\Sigma^c$ ,  $\delta_\Sigma^k$  — суммарные толщины спиральных и кольцевых слоев;  $T_i^c$ ,  $T_i^k$  — деформации спирального и кольцевого слоев.

Соотношения (2.8) определяют однозначно зависимости между давлением и деформацией в спиральных и кольцевых слоях.

$$\begin{aligned} p_c(\epsilon_c) &= d_c \bar{\sigma}_c(\epsilon_c); \\ p_k(\epsilon_k) &= d_k \bar{\sigma}_k(\epsilon_k), \end{aligned} \quad (2.9)$$

где

$$\begin{aligned} d_c &= \frac{2\delta_{\Sigma}^c \cos^2 \varphi}{R}; \\ d_k &= \frac{\delta_{\Sigma}^k}{R(1 - 0,5 \operatorname{tg}^2 \varphi)} \end{aligned}$$

Несущую способность корпуса (разрушающее давление) определяют как максимальное давление, при котором удовлетворяются оба соотношения (2.8). Исходя из этого, определив максимальное значение каждой из функций соотношения (2.9) и взяв из них минимальное, получим несущую способность

$$p_{\text{разр}} = \min \{ \max p_c(\epsilon_c), \max p_k(\epsilon_k) \}. \quad (2.10)$$

Для определения  $p_{\text{разр}}$  используют метод средних диаграмм растяжения  $\bar{\sigma}(\epsilon)$ , которые строят отдельно для кольцевых и спиральных слоев (рис. 2.32). Далее путем изменения масштаба диаграмм с коэффициентами  $d_c$  и  $d_k$  по формулам (2.9) строят функции  $p_c(\epsilon_c)$  и  $p_k(\epsilon_k)$  (рис. 2.33), определяют максимальные значения каждой и берут затем минимальное значение в соответствии с формулой (2.10).

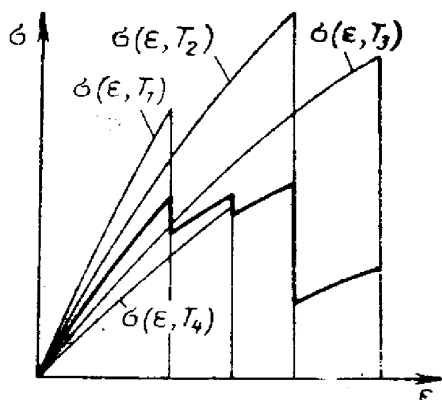


Рис. 2.32. Пример построения средней диаграммы растяжения пакета слоев (спиральных и кольцевых) по диаграммам растяжения для оболочки, имеющей пакет из четырех слоев с температурой соответственно  $T_1, T_2, T_3, T_4$

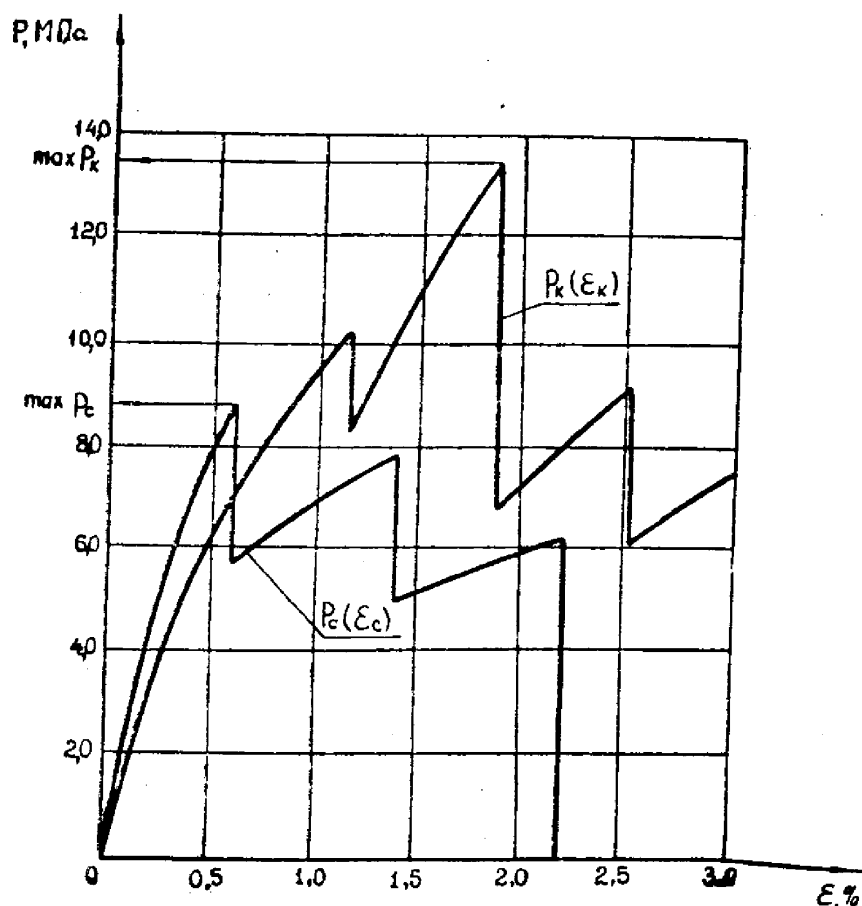


Рис. 2.33. Функции давления  $P_c(\epsilon_c)$  и  $P_k(\epsilon_k)$ , построенные на основании средних диаграмм растяжения

Так как диаграмма растяжения каждого слоя является монотонной функцией  $\epsilon$ , то для нахождения максимального значения функции  $p_c(\epsilon_c)$  и  $p_k(\epsilon_k)$  достаточно построить лишь точки, соответствующие предельной деформации каждого слоя:

$$\epsilon_{bi}^c = \epsilon_B(T_i^c); \quad \epsilon_{bi}^k = \epsilon^B(T_i^k)$$

**Расчет штифто-шпилечного соединения [9].** Смежные отсеки могут стыковаться при помощи штифто-шпилечного, замкового, цангового и других соединений. Для пластиковых узлов широко применяют штифто-шпилечное соединения (ШШС), конструкция которого приведена на рис. 2.28.

Расчетная нагрузка на одну шпильку

$$T_0 = fT/z,$$

где  $T$  — осевая сила;  $z$  — число шпилек в ШШС.

Растягивающее напряжение в шпильке

$$\sigma = \frac{4T_0}{\pi d_1^2},$$

где  $d_1$  — минимальный диаметр резьбы.

### Условия прочности

$$\sigma \leq \sigma_{\text{в}}^{\text{шп}}$$

где  $\sigma_{\text{в}}^{\text{шп}}$  — временное сопротивление материала шпильки.

Уровень напряжения  $\sigma$  зависит от момента затяжки  $M_{\text{зат}}$  гайки при сборке корпуса с отсеком. Значение  $M_{\text{зат}}$  зависит от требования к стыку, при этом для нераскрываемых стыков сила  $T_{\text{зат}}$  в шпильке, вызываемая затяжкой, должно быть больше действующей силы  $T_0$ :

$$T_{\text{зат}} = \frac{M_{\text{зат}}}{0,15d_0} \geq T_0,$$

где  $d_0$  — нормальный диаметр резьбы.

Отсюда

$$M_{\text{зат}} = 0,15d_0 T_0.$$

Затем требуемый момент затяжки сравнивают с допускаемым

$$[M]_{\text{зат}} = 0,04\sigma_{\text{т}}^{\text{шп}}d_0^3,$$

где  $\sigma_{\text{т}}^{\text{шп}}$  — предел текучести материала шпильки;

$$M_{\text{зат}} \leq [M]_{\text{зат}}$$

Напряжение среза витков резьбы шпильки

$$\tau = \frac{T_0}{\pi d_0 H \beta k_n},$$

где  $H$  — эффективная длина резьбы;  $\beta$  — коэффициент полноты заполнения резьбы;  $k_n$  — коэффициент, учитывающий неравномерность распределения нагрузки по виткам.

Условия прочности резьбы

$$\tau \leq 0,6 \sigma_{\text{т}}^{\text{шп}}$$

Напряжение смятия шпангоута под штифтом

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{T_0}{d_{\text{шт}} h_{\text{шт}} - 0,25 \pi d_0^2},$$

где  $d_{\text{шт}}$  — диаметр штифта;  $h_{\text{шт}}$  — высота штифта.

Условия обеспечения прочности шпангоута на смятие

$$\sigma_{\text{см}} \leq [\sigma]_{\text{см}}.$$

Напряжение разрыва шпангоута по перемычке в плоскости шпильки (см. рис. 2.28, сечение  $a-a$ )

$$\sigma_p = \frac{T_0}{2L_3 (h_{\text{шт}} - d_0)},$$

где  $L_3$  — расстояние от торца шпангоута до отверстия под штифт.

Напряжение среза перемычек шпангоута штифтом (см. рис. 2.28, сечение б — б)

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{T_0}{2L_5 h_{\text{шт}}},$$

где  $L_5$  — расстояние от торца шпангоута до оси отверстия под штифт.

Напряжение разрыва шпангоута по перемычке (см. рис. 2.28, сечение в — в)

$$\sigma_p = \frac{T_0 k\sigma}{h_{\text{шт}} (L_4 - d_{\text{шт}})},$$

где  $k\sigma$  — коэффициент концентрации напряжений у отверстия;  
 $L_4$  — расстояние между штифтами.

Условия прочности перемычек

$$\tau_{\text{ср}} \leq [\tau]_{\text{ср}}; \quad \sigma_p \leq [\sigma]_p.$$

В приведенных выражениях, определяющих условия прочности,  $[\sigma]_{\text{см}}$ ,  $[\tau]_{\text{ср}}$ ,  $[\sigma]_p$  — допускаемые напряжения материала шпангоута при смятии, срезе и разрыве.

Соединение работоспособно, если выполняются условия прочности; в противном случае необходимо увеличить соответствующие геометрические размеры соединения, влияющие на значения соответствующих напряжений. Для высоконагруженных соединений можно размещать штифты в два ряда (в шахматном порядке).

**Несущая способность удлиненных узлов стыка.** Основными конструктивными вариантами цилиндрических удлиненных узлов стыка (УУС), предназначенных для стыковки корпуса со смежными отсеками, являются:

гладкая многослойная оболочка симметричного или несимметричного строения;

подкрепленная оболочка с продольным, кольцевым, продольно-поперечным или спиральным расположением подкрепляющих ребер;

трехслойная оболочка с многослойными обшивками и легким (например, сотовым) заполнителем.

На конструкцию УУС действуют осевые сжимающие или растягивающие силы, внешнее либо внутреннее давление, изгибающие моменты и перерезывающие силы. Как правило, при конструировании учитывают условия обеспечения несущей способности при действии эквивалентных сжимающих нагрузок; для растягивающих нагрузок могут быть проведены проверочные расчеты.

Исчерпание несущей способности конструкции при действии сжимающих нагрузок может быть связано как с прочностным разрушением материала, так и с потерей устойчивости оболочки. Для подкрепленных и трехслойных конструкций УУС в некоторых случаях опасность представляют также различные виды местной потери

устойчивости и специфические формы разрушения композиционного материала. При растяжении конструкции УУС обычно достаточно проверки на прочность ее элементов.

Приводимые в данном подразделе формулы описывают различные виды истощения несущей способности тонкостенной цилиндрической конструкции УУС, находящейся под действием равномерных сжимающих или растягивающих нагрузок при нормальной температуре; равномерный нагрев конструкции может учитываться путем соответствующего изменения механических характеристик материала.

**Прочность гладкой цилиндрической оболочки.** Для многослойной оболочки, содержащей  $n$  слоев однонаправленного либо перекрестно армированного КМ, каждый из которых ориентирован под углом  $\pm\varphi_i$  к образующей цилиндра, расчет на прочность сводится к определению напряжений в каждом из слоев и сравнению их с предельно допустимыми для материала данного слоя.

Жесткостные характеристики многослойной обшивки при плоском напряженном состоянии определяют по формуле (2.2).

Деформации обшивки при совместном действии на нее осевой сжимающей силы  $T$  и внешнего давления  $p$

$$\begin{aligned}\epsilon_x &= (\sigma_x - \mu_{xy}\sigma_y) / E_x; \\ \epsilon_y &= (\sigma_y - \mu_{yx}\sigma_x) / E_y;\end{aligned}\quad (2.11)$$

где  $\sigma_x = -T / (2\pi R\delta)$ ;  $\sigma_y = -pR/\delta$

Деформации  $i$ -го слоя многослойной обшивки при заданных нагрузках

$$\begin{aligned}\epsilon_1^i &= \epsilon_x \cos^2 \varphi_i + \epsilon_y \sin^2 \varphi_i; \\ \epsilon_2^i &= \epsilon_x \sin^2 \varphi_i + \epsilon_y \cos^2 \varphi_i; \\ \gamma_{12}^i &= (\epsilon_y - \epsilon_x) \sin^2 \varphi_i\end{aligned}\quad (2.12)$$

Напряжения в  $i$ -м слое многослойной обшивки при заданных нагрузках

$$\begin{aligned}\sigma_1^i &= B_{11}^i \epsilon_1^i + B_{12}^i \epsilon_2^i; \\ \sigma_2^i &= B_{12}^i \epsilon_1^i + B_{22}^i \epsilon_2^i; \\ \tau_{12}^i &= G_{12}^i \gamma_{12}^i\end{aligned}\quad (2.13)$$

Положительные значения напряжений в формулах (2.13) соответствуют растяжению; в случае воздействия на конструкцию УУС растягивающих нагрузок значения  $T$  и  $p$  в формулах (2.11) следует брать отрицательными.

Простейший критерий прочности конструкции

$$\begin{aligned}-[\sigma_1^-]_i &< \sigma_1^i < [\sigma_1^+]_i; \\ -[\sigma_2^-]_i &< \sigma_2^i < [\sigma_2^+]_i \\ |\tau^i| &< [\tau_{12}]_i,\end{aligned}\quad (2.14)$$

где  $[\sigma_1^+]_i$ ,  $[\sigma_1^-]_i$ ,  $[\sigma_2^+]_i$ ,  $[\sigma_2^-]_i$ ,  $[\tau_{12}]_i$  — значения предельных напря-

жений при растяжении и сжатии в направлении армирования, в поперечном направлении и при сдвиге для материала каждого слоя.

Нарушение второго и третьего неравенств в условиях (2.14) не всегда приводит к исчерпанию несущей способности конструкции. В необходимых случаях при проверочных расчетах эти условия могут быть уточнены с использованием алгоритма нагружения [2].

Напряжения, действующие в краевых зонах УУС вследствие краевого эффекта, могут превышать значения, определенные по формулам (2.11) — (2.13), что также должно быть учтено при проверочных расчетах.

Устойчивость гладкой цилиндрической оболочки. В данном случае рассматривается определение критической нагрузки бифуркационной потери устойчивости тонкостенной многослойной цилиндрической оболочки как симметричного, так и несимметричного строения при совместном воздействии на нее осевой сжимающей силы  $T$  и внешнего давления  $p$ , которые изменяются пропорционально одному параметру нагрузки  $P$ :

$$\begin{aligned} T &= \varphi_x P; \\ p &= \varphi_y P/R^2, \end{aligned} \quad (2.15)$$

где  $\varphi_x, \varphi_y$  — коэффициенты нагружения, определяемые следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \varphi_x &= 1 \\ \varphi_y &= pR^2/T \end{aligned} \right\} \text{ при } T \neq 0; \quad \left. \begin{aligned} \varphi_x &= 0 \\ \varphi_y &= R^2 \end{aligned} \right\} \text{ при } T = 0 \quad (2.16)$$

В общем случае несимметричной потери устойчивости оболочки произвольного строения верхнее критическое значение параметра нагрузки  $P$  соответствует наименьшему решению характеристического уравнения

$$\begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{12} & a_{22} & a_{23} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} - b_{33}p \end{vmatrix} = 0, \quad (2.17)$$

где

$$\begin{aligned} a_{11} &= B_{xx} \mu^2 + B_{ss} \nu^2; \\ a_{12} &= (B_{xy} + B_{ss}) \mu \nu; \\ a_{13} &= -\mu (B_{xy}/R + C_{xx} \mu^2 + C_{xy} \nu^2 + 2C_{ss} \nu^2); \\ a_{22} &= B_{yy} \nu^2 + B_{ss} \mu^2; \\ a_{23} &= -\nu (B_{yy}/R + C_{xy} \mu^2 + C_{yy} \nu^2 + 2C_{ss} \mu^2); \\ a_{33} &= B_{yy}/R^2 + 2(C_{xy} \mu^2 + C_{yy} \nu^2)/R + D_{xx} \mu^4 + \\ &\quad + (2D_{xy} + 4D_{ss}) \mu^2 \nu^2 + D_{yy} \nu^4; \\ b_{33} &= \varphi_x \mu^2/(2\pi R) + \varphi_y \nu^2/R; \\ \mu &= m\pi/L; \\ \nu &= n/R, \end{aligned} \quad (2.18)$$

где  $L$  — длина УУС.

Входящие в последнее выражение величины  $m$  и  $n$  представляют собой числа полуволн в осевом направлении и волн в окружном направлении для данной формы потери устойчивости; критическое значение  $P$  определяют путем перебора различных комбинаций  $m$  и  $n$ , начиная с  $m=1$  и  $n=2$  (случай  $n=0$  соответствует осесимметричной форме потери устойчивости).

Значения мембранных и мембранно-изгибных жесткостных характеристик обшивки, входящих в выражения (2.18), определяют по формулам (2.2), а также по следующим формулам:

$$\begin{aligned}
 C_{xx} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n [B_{11}^{(i)} \cos^4 \varphi_i + B_{22}^{(i)} \sin^4 \varphi_i + (2B_{12}^{(i)} + 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^2 + h_i^2) \\
 C_{yy} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n [B_{11}^{(i)} \sin^4 \varphi_i + B_{22}^{(i)} \cos^4 \varphi_i + (2B_{12}^{(i)} + 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^2 - h_i^2); \\
 C_{xy} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n [(B_{11}^{(i)} - B_{22}^{(i)} - 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + B_{12}^{(i)} (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i)] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^2 - h_i^2); \\
 C_{ss} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n [(B_{11}^{(i)} + B_{22}^{(i)} - B_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + 4G_{12}^{(i)} \cos^2 2\varphi_i] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^2 - h_i^2); \tag{2.19} \\
 D_{xx} &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n [B_{11}^{(i)} \cos^4 \varphi_i + B_{22}^{(i)} \sin^4 \varphi_i + (2B_{12}^{(i)} + 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^3 + h_i^3); \\
 D_{yy} &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n [B_{11}^{(i)} \sin^4 \varphi_i + 2B_{22}^{(i)} \cos^4 \varphi_i + (2B_{12}^{(i)} + 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^3 + h_i^3); \\
 D_{xy} &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n [(B_{11}^{(i)} - B_{22}^{(i)} - 4G_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + B_{12}^{(i)} (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i)] \times \\
 &\quad \times (h_{i+1}^3 + h_i^3);
 \end{aligned}$$



$$D_{ss} = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n [(\mathbf{B}_{11}^{(i)} + \mathbf{B}_{22}^{(i)} - 2\mathbf{B}_{12}^{(i)}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \mathbf{G}_{12}^{(i)} \cos^2 2\varphi_i] \times \\ \times (\mathbf{h}_{i+1}^3 + \mathbf{h}_i^3);$$

где  $\mathbf{h}_i$  и  $\mathbf{h}_{i+1}$  — координаты нижней и верхней поверхностей  $i$ -го слоя; отсчет ведется от поверхности приведения, относительно которой определены граничные условия задачи устойчивости. В практических расчетах за поверхность приведения обычно принимают внешнюю или срединную поверхность оболочки.

Для случая оболочки, строение которой симметрично относительно срединной поверхности, верхнее критическое значение параметра нагрузки определяют по формуле

$$P = \min_{m, n} \left\{ \frac{2\pi R}{\omega_x \mu^2 + 2\pi \omega_y \nu^2} \left[ D_{xx} \mu^4 + (2D_{xy} + 4D_{ss}) \mu^2 \nu^2 + D_{yy} \nu^4 + \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{\mu^4}{R^2} \left( \frac{\mu^4}{E_y} - \left( \frac{1}{G_{xy}} - \frac{2\mu_{xy}}{E_x} \right) \mu^2 \nu^2 + \frac{\nu^4}{E_x} \right)^{-1} \right] \right\}, \quad (2.20)$$

в которой  $D_{xx}$ ,  $D_{xy}$ ,  $D_{yy}$ ,  $D_{ss}$  подсчитывают по формулам (2.19) относительно срединной поверхности оболочки.

Для осесимметричной формы потери устойчивости при осевом сжатии справедлива упрощенная формула, определяющая верхнее критическое значение сжимающей силы

$$T = 4\pi \sqrt{D_{xx} E_y \delta}, \quad (2.21)$$

где  $D_{xx}$  определяют согласно (2.19) относительно срединной поверхности симметричной оболочки. Наличие бокового давления не влияет на критическую нагрузку, определяемую по зависимости (2.21).

При отсутствии осевых сил критическое значение внешнего давления может быть рассчитано по формуле

$$p = \frac{4\pi}{Rh} \left( \frac{D_{yy}^3 E_x \delta}{27R^2} \right)^{1/4}, \quad (2.22)$$

в которой  $D_{yy}$  определяют по зависимости (2.19) относительно срединной поверхности симметричной оболочки. Формула (2.22) справедлива также и при наличии осевых сил в том случае, если  $|\sigma_x|$  не превосходит  $|\sigma_y|$  [см формулу (2.11)]. В частности, по этой формуле можно определить критическое значение всестороннего внешнего давления, действующего на оболочку.

Зависимости (2.17), (2.20) — (2.22) получены для граничных условий, близких к шарнирному опиранию на торцах оболочки. Решения для других вариантов граничных условий содержатся в работе [4].

В практических расчетах предельное значение параметра нагрузки может быть получено умножением верхнего критического значения, определенного по формулам (2.17), (2.20) или (2.21), на коэффициент устойчивости  $k$ , значение которого зависит от величины и вида начальных несовершенств формы оболочки [5]. Для гладкой изотропной оболочки при осевом сжатии значения  $k$  могут быть приняты в диапазоне 0,15—0,2; для многослойных композитных оболочек эти значения должны быть уточнены по результатам экспериментов на натурных конструкциях. При наличии внешнего давления коэффициент  $k$  несколько повышается и, если отсутствует осевая нагрузка, может достигать до единицы.

#### 2.4. МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ КОРПУСА РДТТ

**Особенности конструирования металлических корпусов РДТТ.** При конструировании металлических корпусов РДТТ в зависимости от условий эксплуатации применяют высоколегированные стали типа СП, а также высоколегированные коррозионно-стойкие стали типа ЭП (см. табл. 2.11). Стали типа СП подвержены коррозии, поэтому требуется эффективная защита от атмосферных воздействий. Стали типа ЭП применяют, как правило, при эксплуатации изделий в условиях морского климата. Обычно такие корпуса представляют собой сварную конструкцию, которая включает в себя днища, обечайки, фланцы (рис. 2.34, 2.35).

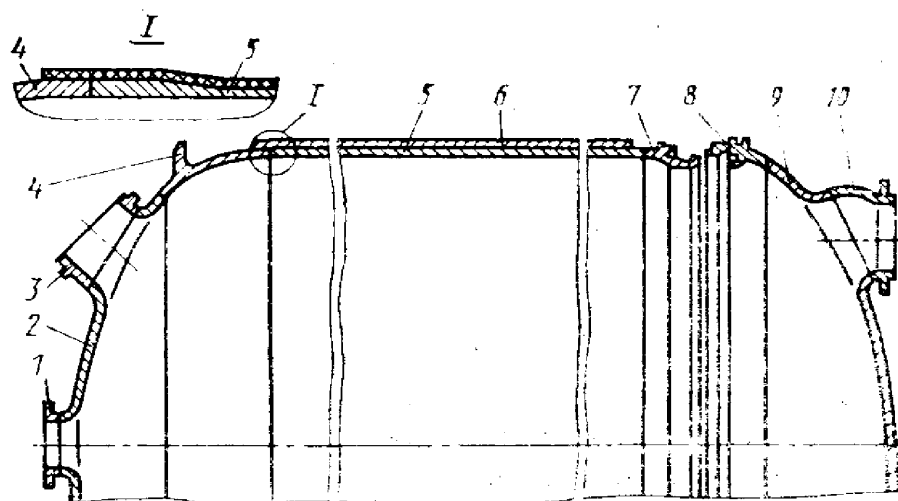
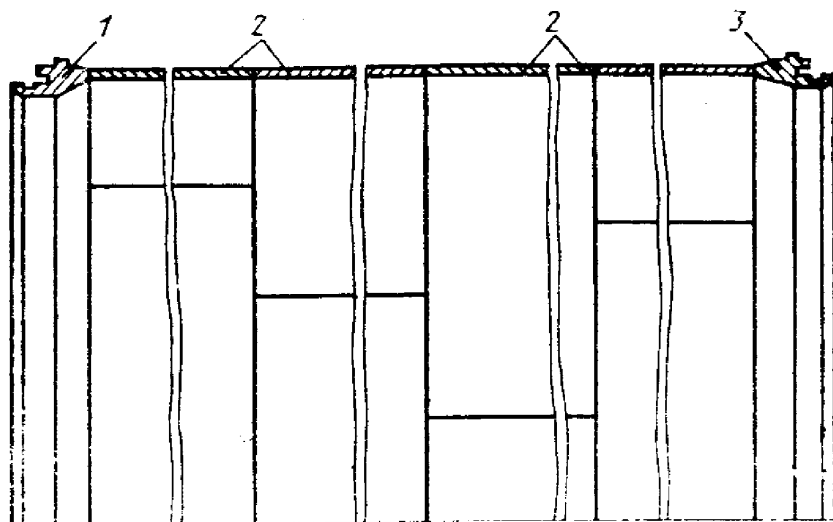


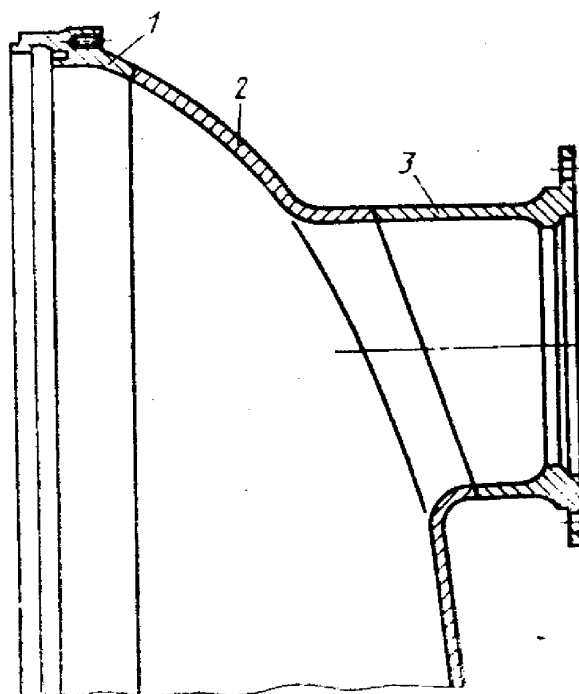
Рис. 2.34. Конструкция металлического корпуса:

- 1, 3, 10 — фланцы; 2 — переднее днище; 4, 7, 8 — шпангоуты; 5 — обечайка;  
6 — пластиковый слой; 9 — заднее днище; I — местное увеличение толщины обечайки в зоне сварки



**Рис. 2.35. Конструкция цилиндрической части корпуса:**  
1, 3 — шпангоуты; 2 — обечайки

В крупногабаритных РДТТ днища выполняют штампованными с отбортовками для приварки фланцев (рис. 2.36). В состав корпуса, как правило, входит несколько обечайек, последовательно сваренных друг с другом и расположенных так, что их продольные сварные швы смещены относительно друг друга. При проектировании корпусов необходимо учитывать уменьшение прочности металла в сварных швах. Так, для сталей типа СП прочность метал-



**Рис. 2.36. Конструкция днища корпуса:**  
1 — шпангоут; 2 — днище; 3 — фланец

ла в сварных швах составляет примерно 0,9 прочности основного металла. Для обеспечения равнопрочности конструкции в обечайках в зоне сварных швов допускается местное увеличение толщины (см. рис. 2.34).

Для сталей типа ЭП прочность металла сварного шва составляет приблизительно 0,65—0,7 прочности основного металла. Поэтому для обеспечения равнопрочности необходимо увеличить толщину стенки обечайки и шпангоутов в месте их соединения. Однако вследствие этого изменяется профиль корпуса и усложняется технологический процесс изготовления корпуса.

Для получения более совершенной по массе конструкции на цилиндрическую часть корпуса методом намотки наносят стеклопластиковый слой (см. рис. 2.34). При этом цилиндрическую часть корпуса до сварки со шпангоутами подвергают раскатке для получения **однородной и качественной поверхности под намотку**. Для последующего доведения толщины корпуса до требуемой применяют шлифование наружной поверхности, контролируя толщину непосредственно в процессе шлифования. При конструировании таких корпусов необходимо провести анализ с целью установления оптимального соотношения толщин металла и стеклопластикового слоя. В комбинированных конструкциях доля металла снижается на 10—20% (с 70 до 50%).

Конструкции корпусов РДТТ, входящих в состав стартоворазгонных ступеней ракет и других объектов, имеют некоторые особенности, обусловленные их компоновкой в пусковых установках. Один из таких корпусов приведен на рис. 2.37. Он состоит из двух

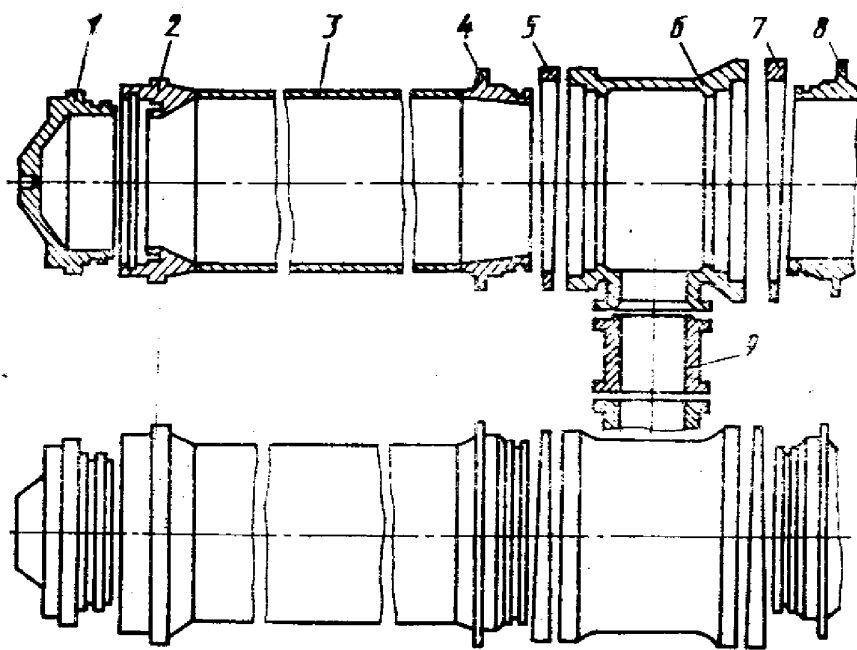


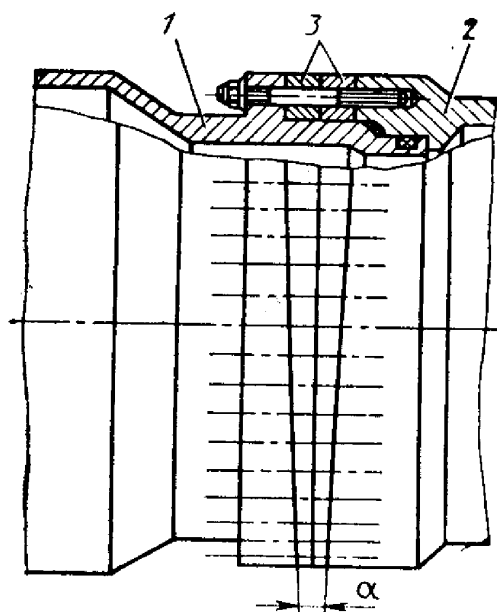
Рис. 2.37. Конструкция газосвязанного корпуса:

1 — крышка; 2, 4, 8 — шпангоуты; 3 — обечайка; 5, 7 — регулировочные кольца; 6 — корпус газосвязи; 9 — соединительная труба

секций большого удлинения, соединенных между собой газовой связью, которая одновременно является силовым элементом конструкции двигателя, воспринимающим внутренние и внешние нагрузки (действие внутреннего давления от работающего двигателя, передача усилий на ракету, транспортные нагрузки, восприятие усилий при отделении и т. д.). Такое многообразие функций предопределяет сложную пространственную конфигурацию узла связи, а также повышенные требования к точности фланцев для стыковки секций корпуса.

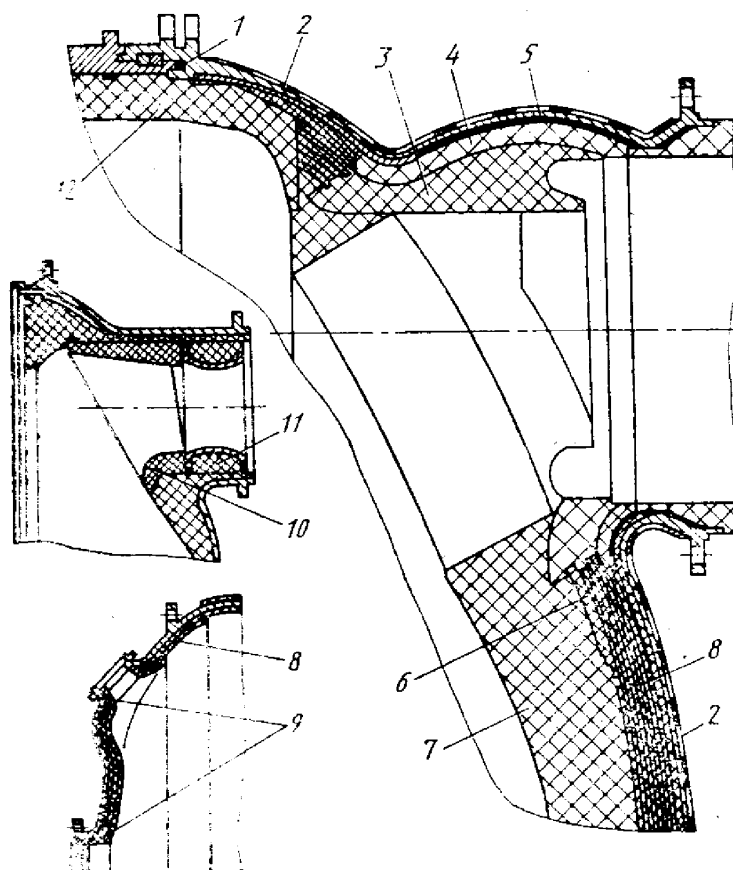
Обечайки для секций корпуса изготавливают методом вытяжки из заготовки, полученной вальцовкой из листа с последующей сваркой продольным сварным швом. При сварке обечаек в корпусе необходимо учитывать, что в кольцевых сварных швах происходит усадка металла, что приводит к местному уменьшению внутреннего диаметра корпуса и его объема.

В рассматриваемом РДТТ (см. рис. 2.37) сложно технически обеспечить наружный геометрический контур корпуса в собранном состоянии, вследствие малой жесткости секций корпуса и их значительных удлинений. В таких случаях в конструкции узлов может быть применена система регулирования (рис. 2.38) положения осей секций корпуса. Узлы регулирования состоят из двух металлических колец и размещены между фланцами узла связи и секций корпуса. Каждое из колец имеет торцы, не параллельные друг другу. В результате этого и различной установки обоих колец относительно друг друга положение оси секций корпуса может изменяться в пространстве до приведения ее в заданный контур.



**Рис. 2.38. Схема узла регулирования:**  
1 — корпус; 2 — узел связи; 3 — регулировочные кольца;  $\alpha$  — угол между фланцами корпуса и узла связи, образуемый регулировочными кольцами

В металлических корпусах первого поколения в менее теплонапряженных частях применяли, например, покрытия из прорезиненной асбестовой ткани, а более напряженных — углепластики и легкоуносимые в первые секунды работы защитные покрытия; в патрубках сопел устанавливали графитовые вкладыши с касками из эрозионно-стойких материалов (рис. 2.39).



**Рис. 2.39. Конструкция элементов теплозащиты днищ металлических корпусов:**  
 1 — резиновое уплотнение; 2 — наружное ТЗП, 3 — эрозионно-стойкий слой каски; 4 — подложка каски; 5 — склеивающий слой; 6 — эрозионно-стойкое покрытие; 7 — легкоуносимое покрытие; 8 — прорезиненная асботкань; 9 — вкладыш из пресс-материалов; 10 — графитовый вкладыш; 11 — вкладыш критического сечения сопла; 12 — термостакан из пресс-материала

Разнообразие конструкций теплозащиты патрубков заднего днища объясняется необходимостью обеспечения в процессе отработки двигателей прочности эрозионно-стойких элементов в условиях неравномерной деформации сопловых патрубков при рабочем давлении.

Обечайку корпуса теплоизолировали переменным по ее длине и периметру покрытием в зависимости от времени и интенсивности воздействия продуктов сгорания. В патрубках переднего днища устанавливали втулки и вкладыши из пресс-материалов. Гермети-

зацию разъемных соединений осуществляли с помощью резиновых уплотнений, смежные теплозащитные элементы стыкуемых сборок уплотняли с помощью герметиков. Теплозащиту стыков днищ с обечайкой осуществляли с помощью термостаканов из пресс-материала.

В области днищ корпусов и щелей заряда устанавливали манжеты, разгружающие наиболее напряженные участки заряда и теплоизолирующие раскрепленные от корпуса поверхности заряда. На наружную поверхность заднего дна и обечайки наносили наружное покрытие для защиты от теплового воздействия от струи из сопел и аэродинамического потока.

**Корпуса РДТТ вспомогательного назначения.** В РДТТ вспомогательного назначения могут быть использованы металлические, стеклопластиковые (или органопластиковые) и комбинированные (металлическая обечайка, усиленная стеклопластиковой или органопластиковой оплеткой) корпуса. Однако наиболее широко в таких РДТТ (особенно импульсных) применяют металлические корпуса. Это объясняется сравнительно небольшими размерами двигателей, высоким уровнем внутрикамерного давления, необходимостью располагать место крепления двигателя в области обечайки и т. д.

РДТТ вспомогательного назначения часто располагают в местах, где они подвергаются повышенному воздействию внешних тепловых потоков, что обуславливает применение металлических корпусов, выдерживающих более высокие температуры (до 300°C — для высокопрочных титановых сплавов).

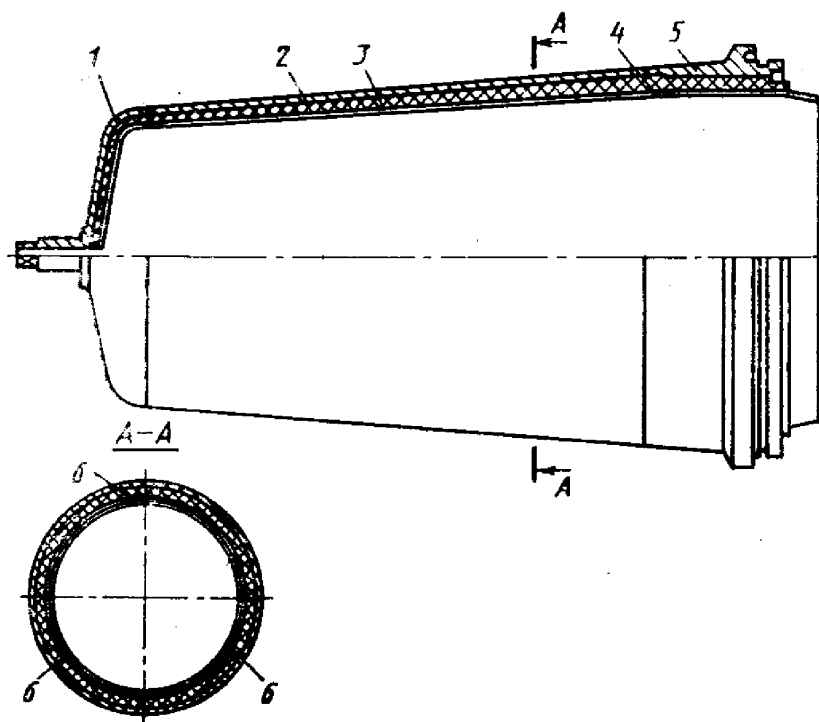
Высокомодульные (с высокой удельной жесткостью) алюминиевые сплавы целесообразно применять для малогабаритных корпусов, нагруженных внешним избыточным давлением, при крупносерийном и массовом производстве и при отсутствии жестких ограничений по массе конструкции.

Корроз.оно-стойкие высокопрочные стали используют при эксплуатации РДТТ в морских условиях.

Обечайки из высокопрочных титановых сплавов менее технологичны, чем стальные; это затрудняет их получение с точными размерами по внутренней поверхности. В тех случаях, когда введены жесткие ограничения по разбросу масс, целесообразно использовать стальные обечайки.

Если при анализе технического задания (ТЗ) не выявлено условий, ограничивающих применение корпуса того или иного типа, конструкцию его следует выбирать на основе прямого проектирования и анализа габаритно-массовых характеристик каждого из вариантов.

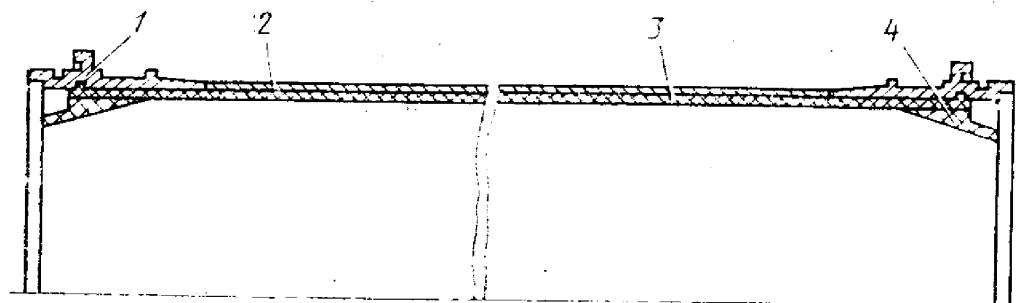
Для класса вспомогательных РДТТ с большим временем работы характерной является конструкция корпуса двигателя крена, представленная на рис. 2.40.



**Рис. 2.40. Конструкция корпуса двигателя крана:**  
 1 — днище; 2 — коническая обечайка; 3 — теплозащитное покрытие; 4 — манжета (бронирующий чехол); 5 — стыковочный шпангоут; 6 — крепление манжеты к ТЗП

К конической обечайке из титанового сплава, получаемой раскаткой из листосварной заготовки, с одной стороны приварено штампованное из титанового сплава эллиптическое днище с цилиндрическим хвостовиком для крепления двигателя, а с другой стороны приварен шпангоут для стыковки с сопловым днищем.

На рис. 2.41 представлена конструкция корпуса импульсного двигателя отделения. К цилиндрической обечайке из высокопрочной стали типа ЭП, получаемой сваркой из листа и последующей



**Рис. 2.41. Конструкция корпуса двигателя отделения:**  
 1 — стыковочный шпангоут; 2 — обечайка корпуса; 3 — теплозащитное покрытие; 4 — разгрузочный эластичный клин



раскаткой, приварены с двух сторон шпангоуты из этой же стали, предназначенные для стыковки с сопловыми днищами. Шпангоуты имеют цилиндрические участки для крепления двигателя.

Иногда в РДТТ вспомогательного назначения применяют корпуса многоразового использования. В этих случаях при конструировании корпуса необходимо предусматривать уменьшение его толщины при ремонтно-восстановительных работах (например, при опескоструивании корпуса).

При конструкторской разработке вспомогательных РДТТ необходимо обеспечить минимальный разброс значений объема корпуса и контроля этого объема.

Днища вспомогательных РДТТ представляют собой штампованные или штампосварные конструкции, в которых посадочные поверхности подвергают механической обработке. Сопловые днища со сложным пространственным расположением поверхностей часто выполняют литьем из стали или литейных титановых сплавов. Характерным является сопловое днище двигателя крена (рис. 2.42). Оно выполнено литьем из титанового сплава с последующей механической обработкой посадочных поверхностей. При механической обработке стыковочных поверхностей днищ возможно вскрытие мелких пор, которые не влияют на прочность днища, но могут явиться причиной разгерметизации, если находятся на уплотнительных поверхностях детали. В некоторых случаях вскрытые дефекты можно исправить (заваркой, заполнением специальными пастами, припоями и т. п.).

Выбор разъемных соединений для элементов РДТТ вспомогательного назначения во многом определяется традициями, опытом отработки того или иного соединения на предприятии-разработчи-

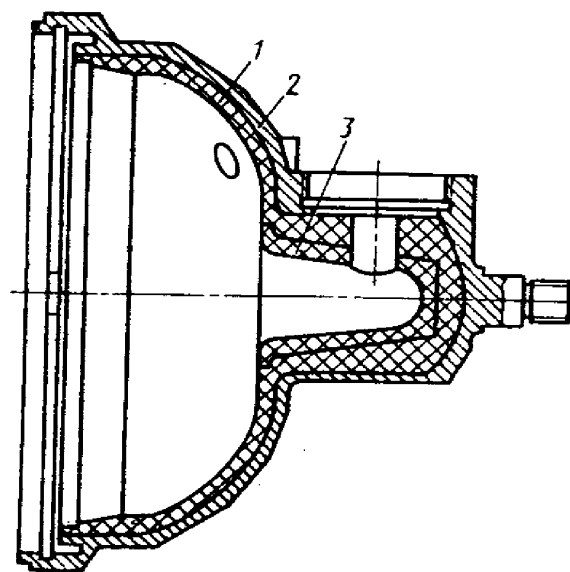
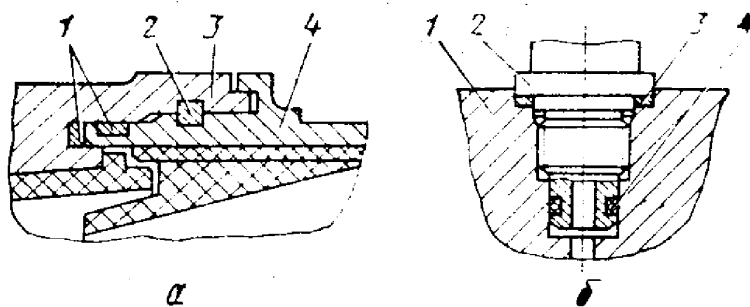


Рис. 2.42. Схема соплового днища двигателя крена:  
1 — теплозащитное покрытие; 2 — днище; 3 — эрозионно-стойкий вкладыш

ке. В современных вспомогательных РДТТ (как и в маршевых) обычно используют шпоночные соединения для основных стыков (корпус — дно, дно — сопло) и резьбовые соединения для крепления датчиков системы телеметрических измерений, пиропатронов и т. д.

Один из возможных вариантов шпоночного соединения представлен на рис. 2.43. Там же показана установка элемента конструкции с резьбовым соединением.



**Рис. 2.43. Варианты разъемных соединений**

**а** — шпоночное соединение; 1 — уплотнения стыка; 2 — шпонка; 3 — шпангоут днища; 4 — шпангоут корпуса; **б** — резьбовое соединение: 1 — днище; 2 — пиропатрон; 3 — металлическое уплотнение; 4 — резиновое уплотнение

При проектировании вспомогательных РДТТ часто возникает необходимость соединения элементов из материалов с различными механическими свойствами (например, соплового днища из литейного титанового сплава и корпуса из высокопрочной стали). В этих случаях целесообразно применять шпилечное или болтовое соединение с высокими прочностными свойствами стали.

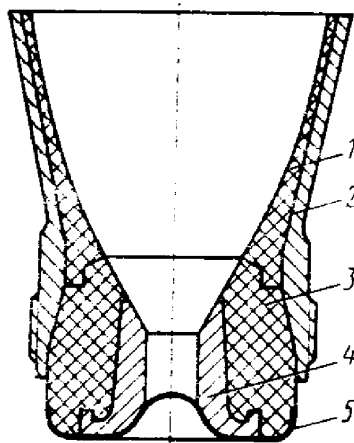
В вспомогательных РДТТ, как правило, применяют стационарные сопла (сопловые блоки), расположенные под углом к оси корпуса. Иногда в двигателях крена, когда масса двигателя велика или существенно ограничена зона его размещения, вместо разворота самого двигателя используют вращающееся управляющее сопло.

Часто вспомогательные РДТТ имеют несколько сопел, расположенных на днищах или переходниках. При существенных габаритных ограничениях используют сопла, частично утопленные в камеру сгорания.

Конструирование сопловых блоков вспомогательных РДТТ ничем не отличается от конструирования сопловых блоков маршевых РДТТ.

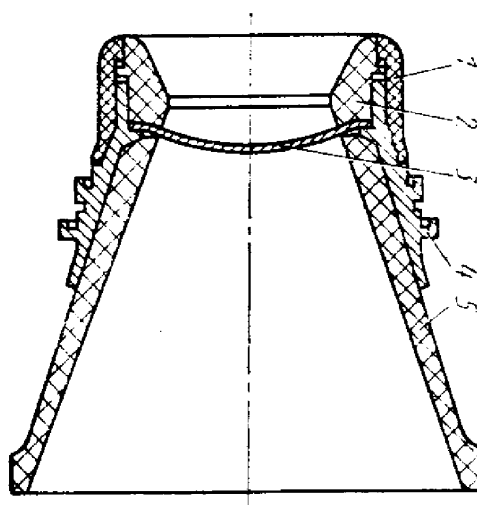
В современных двигателях входная и критическая части сопла выполнены в виде моноблока из композиционного материала с малым эрозионным уносом (например, из углеволокнита или из углерод-углеродных композиций). Если разгар критического сечения сопла недопустим, применяют облицовку критического сечения эрозионно-стойкими материалами (на основе вольфрама, молибдена).

Характерными для вспомогательных двигателей являются конструкции сопловых блоков. На рис. 2.44 представлена схема соплового блока двигателя крена, а на рис. 2.45 — двигателя отделения.



**Рис. 2.44. Схема соплового блока двигателя крена:**

1 — эрозионно-стойкий раструб; 2 — корпус блока; 3 — армировка вкладыша критического сечения; 4 — облицовка вкладыша критического сечения; 5 — герметизирующая заглушка



**Рис. 2.45. Схема соплового блока двигателя отделения:**

1 — деталь наружной теплозащиты вдвинутой в корпус части сопла; 2 — вкладыш критического сечения; 3 — заглушка; 4 — стыковочный шпангоут корпуса сопла; 5 — эрозионно-стойкий раструб сопла

При разработке сопловых блоков вспомогательных РДТТ необходимо иметь в виду следующее:

конструкция герметизирующей сопловой заглушки должна обеспечить ее вылет (или разлет ее частей) в определенной зоне;

при расположении сопел под углом к оси корпуса следует учитывать повышенное тепловое эрозионное воздействие продуктов сгорания;

высокий уровень внутрикамерного давления в импульсных двигателях обуславливает повышенную прочность крепления сопловых вкладышей.

Как правило, для вспомогательных РДТТ (вследствие пространственного расположения отдельных элементов двигателя) характерна более сложная газодинамическая картина движения газа в проточной части, чем для маршевых двигателей. Это часто затрудняет выбор необходимых толщин и материалов теплозащитного покрытия. Поэтому на ранней стадии проектирования следует более точно оценивать характеристики потока газа на поверхностях элементов конструкции.

Общие принципы проектирования и отработки ТЗП вспомогательных РДТТ, применяемые материалы, технологии нанесения те же, что и для маршевых РДТТ.

Характерным является применение методов литья под давлением и шнекования резиноподобных теплозащитных покрытий на внутренние поверхности днищ или корпусов. Оба метода обладают высокой технологичностью и позволяют механизировать процесс нанесения ТЗП. Однако следует иметь в виду, что при использовании этих методов для нанесения ТЗП (особенно получаемые методом литья) на днища сложной формы возможен значительный разброс толщин ТЗП, что может быть причиной значительного разброса массы конструкции. В таких случаях иногда целесообразно использовать ТЗП, получаемое в виде отдельного чехла из угольной ткани, которая затем целиком клеивается в днище и пропитывается связующим. Применение такого покрытия ограничено, так как трудно обеспечить механизацию процесса пропитки, ее стабильность и контроль степени пропитки чехла.

Импульсные двигатели с малым временем работы иногда вообще не имеют внутреннего ТЗП, но в каждом случае такая конструктивная схема должна быть предварительно тщательно обоснована.

При выборе теплозащитных покрытий корпусов двигателей с прочно скрепленным зарядом торцового горения необходимо особое внимание уделить химической совместимости ТЗП и топлива, чтобы избежать возможной миграции составляющих компонентов в ТЗП. Миграция приводит к изменению скорости горения топлива в области контакта с ТЗП, а изменение местной скорости горения — к существенному искажению формы горячей поверхности торцового заряда к концу работы двигателя. Химическая совместимость необходима также для обеспечения требуемой адгезии заряда к ТЗП.

**Расчет элементов металлических корпусов РДТТ.** Ниже приведены простейшие расчетные формулы, пригодные для предварительного проектирования. Уточненные расчеты могут быть выполнены на ЭВМ численными методами.

Корпус считают прочным, если выполняется условие  $[\sigma] \leq \sigma_E$ , где  $[\sigma]$  — расчетное напряжение.

Напряжение  $[\sigma]$  определяют по расчетной нагрузке, равной эксплуатационной нагрузке, умноженной на коэффициент безопасности. Значения эксплуатационных нагрузок и коэффициенты безопасности приводятся в ТЗ на разработку двигателя.

Расчет цилиндрических и конических участков корпусов при действии внутреннего давления. Расчет гладких цилиндрических и конических оболочек основан на использовании формул безмоментной теории оболочек, пригодных для оценки прочности вдали от закрепленных или подкрепленных краев. Длина зоны краевого эффекта

$$l_{\text{эф}} \approx 2,5 \sqrt{R\delta},$$

где  $R$  и  $\delta$  — радиус и толщина оболочки.

В гладкой цилиндрической оболочке вдали от шпангоутов действуют осевые  $\sigma_1$  и кольцевые  $\sigma_2$  напряжения (рис. 2.46):

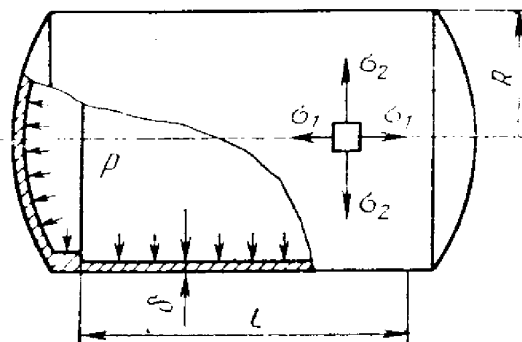


Рис. 2.46. Схема нагружения цилиндрической оболочки

$$\sigma_1 = \frac{pR}{2\delta}; \quad \sigma_2 = \frac{pR}{\delta},$$

где  $p$  — расчетное внутреннее давление.

При заданном расчетном давлении  $p$  и допускаемом напряжении  $[\sigma]$  требуемую минимальную толщину определяют из условия прочности в окружном направлении:

$$\delta = pR/[\sigma].$$

Для конической оболочки (рис. 2.47)

$$\delta = \frac{pR_1}{[\sigma] \cos \alpha},$$

где  $R_1$  — радиус большого основания;  $\alpha$  — угол конусности.

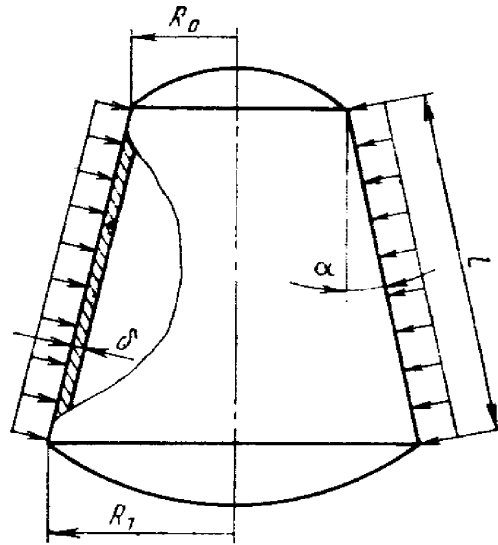


Рис. 2.47. Схема нагружения конической оболочки

Напряжения в продольном направлении  $\sigma_1$  в 2 раза меньше кольцевых  $\sigma_2$  и достигают максимальных значений около большего основания

$$\sigma_2 = - \frac{p R_1}{\delta \cos \alpha};$$

$$\sigma_1 = \frac{p R_1}{2 \delta \cos \alpha},$$

Приращение радиуса цилиндрической оболочки

$$\Delta R = \frac{p R^2}{2 E \delta} (2 - \mu),$$

где  $E$  — модуль упругости;  $\mu$  — коэффициент Пуассона.

Приращение длины

$$\Delta l = - \frac{p R l}{2 \delta E} (1 - \mu).$$

Для сварных оболочек вводят поправочный коэффициент, учитывающий ослабление корпуса в зоне сварного (продольного) шва. Коэффициент прочности сварного шва равен отношению предела прочности образца со сварным швом к пределу прочности материала:

$$\varphi = \frac{(\sigma_B)_{\text{св.шв}}}{\sigma_B}.$$

В практических расчетах для швов первой категории принимают  $\varphi = 0,9$ .

Условие прочности продольного сварного шва:

$$\sigma_1 \leq \varphi [\sigma].$$

Условие прочности кольцевого сварного шва:

$$\sigma_2 \leq \varphi [\sigma].$$

Комбинированные оболочки корпусов РДТТ. Комбинированный корпус (рис. 2.48) состоит из внутренней металлической оболочки и наружного слоя высокопрочного композиционного материала. Подробный проектировочный расчет корпуса такого типа дан в работах [6, 18]. Ниже рассмотрено определение напряжений в цилиндрическом корпусе.

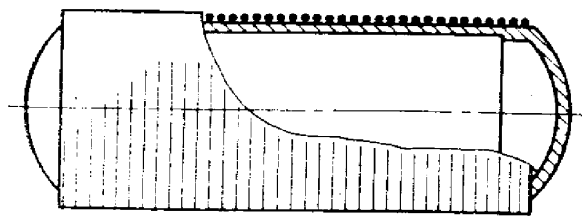


Рис. 2.48. Схема комбинированного корпуса

Осевое напряжение в металлической оболочке

$$\sigma_1^i = \frac{pR}{2\delta'}.$$

Окружное напряжение в металлической оболочке

$$\sigma_2^i = \frac{pR}{\delta'} \frac{1 + \mu' E_2'' \delta'' / (2E' \delta')}{1 + E_2'' \delta'' / (E' \delta')}.$$

Окружное напряжение в слое композиционного материала

$$\sigma_2'' = \frac{pR}{\delta'} \frac{E_2''}{E'} \frac{1 - \mu' / 2}{1 + E_2'' \delta'' / (E' \delta')}.$$

где  $\delta'$ ,  $\delta''$  — толщина металлической оболочки и слоя композиционного материала;  $E_2''$  — модуль упругости слоя однонаправленного композиционного материала в окружном направлении;  $E'$ ,  $\mu'$  — модуль упругости и коэффициент Пуассона металла.

Расчет торовых оболочек корпусов РДТТ. Ниже приведены формулы безмоментной теории, которые можно применять для расчетов при  $a \geq 2R$  (рис. 2.49):

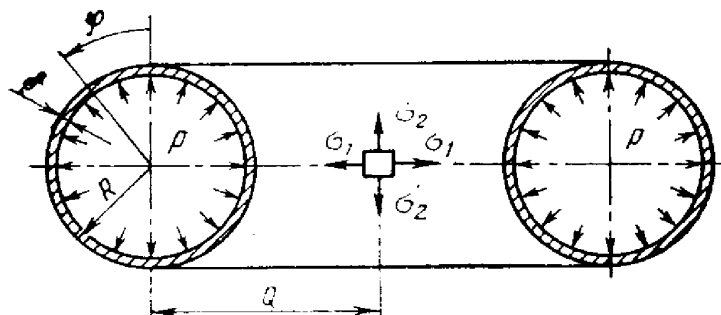


Рис. 2.49. Схема нагружения торовой оболочки

$$\sigma_2 = \frac{pR}{\delta} m; \quad \sigma_1 = \frac{pR}{2\delta},$$

где

$$m = \frac{2\lambda + \sin \phi}{2(\lambda + \sin \phi)};$$

$$\lambda = a/R$$

При заданном давлении  $p$  и допускаемых напряжениях требуемая минимальная толщина

$$\delta = m \frac{pR}{[\sigma]}.$$

Расчет цилиндрических и конических участков корпусов РДТТ на устойчивость. Критическое давление потери устойчивости цилиндрической оболочки (кроме короткой  $l < 2,5\sqrt{R\delta}$ )

$$p_{кр} = 0,92 \frac{E\delta^{5/2}}{lR^{3/2}}.$$

Для конической оболочки (см. рис. 2.47):  
при  $10^\circ \leq \alpha \leq 70^\circ$

$$p_{кр} = \left( 3 - 2,3 \frac{R_0}{R_1} \right) \frac{E}{l} \frac{\delta^{5/2}}{R_1^{3/2}} \cos^{3/2} \alpha;$$

при  $\alpha \leq 10^\circ$



$$p_{кр} = 0,92 \frac{E}{1} \frac{\delta^{3/2}}{R_{ср}},$$

где

$$R_{ср} = \frac{R_0 + R_1}{2 \cos \alpha}.$$

Условие устойчивости  $p_n \leq p_{кр}$ , где  $p_n$  — расчетное значение наружного избыточного давления.

Условие устойчивости при совместном действии внешнего давления и осевого сжатия имеет вид

$$\frac{p_{кр}}{p_n} + \frac{T_{кр}}{T} \geq 1,$$

где  $p_n$ ,  $T$  — расчетные значения внешнего давления и осевой силы;  $p_{кр}$  — критическое давление при  $T=0$ ;  $T_{кр}$  — критическая осевая сила при  $p_n=0$ ;

$$T_{кр} = 0,605 \cdot 2\pi E \delta^2 \text{ при } \sigma_{кр} = 0,605 \cdot \frac{E \delta}{R} < \sigma_{0,2};$$

$$T_{кр} = 2\pi R \sigma_{0,2} \delta \text{ при } \sigma_{кр} > \sigma_{0,2}.$$

Здесь  $\sigma_{кр}$  — критическое напряжение сжатия;  $\sigma_{0,2}$  — условный предел текучести.

При совместном действии внешнего давления и изгибающего момента  $M$  последний приводят к эквивалентной сжимающей силе

$$T_{экр} = \frac{2M}{R}$$

и используют условие устойчивости, где  $T = T_{экр}$ .

Расчет днищ корпусов РДТТ на прочность и устойчивость. Напряжения в перемычках сферического днища (рис. 2.50)

$$\sigma = k \sigma_m; \quad k = \frac{F_0}{F_n},$$

где  $F_0 = l\delta$  — площадь сечения оболочки днища между центрами отверстий;  $l$  — длина дуги;  $\delta$  — толщина днища;  $F_n$  — сумма площадей перемычки и подкреплений.

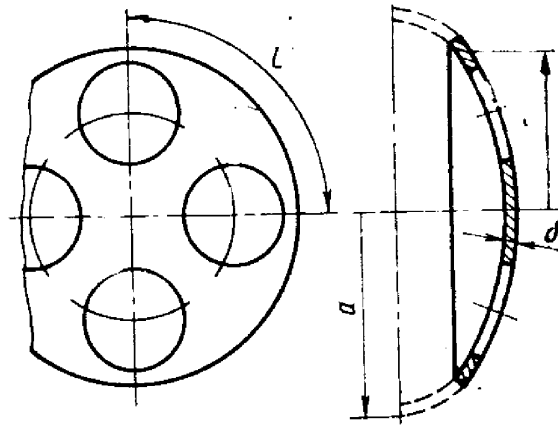


Рис. 2.50. Схема сферического днища

Мембранные напряжения

$$\sigma_m = \frac{pR}{2\delta},$$

где  $p$  — расчетное внутреннее давление;  $R$  — радиус сферы.

Для эллиптического днища

$$\sigma_1 = \frac{pR_2}{2\delta}; \quad \sigma_2 = \sigma_1 \left( 2 - \frac{R_2}{R_1} \right),$$

где

$$R_2 = 2a \sqrt{1 - 0,75 (r/a)^2};$$

$$R_1 = R_2 \sqrt{1 - 0,75 (r/a)^2}.$$

Критическое внешнее давление и напряжение потери устойчивости сферического днища:

$$p_{кр} = k \frac{E \delta^2}{R^2}; \quad \sigma_{кр} = k \frac{E \delta}{2R},$$

где  $E$  — модуль упругости;  $\delta$  — толщина;  $R$  — радиус сферы;

$$k = \frac{1}{2,36} \sqrt[8]{\left( \frac{100\delta}{R} \right)^3} \quad \text{при } 250 \leq \frac{R}{\delta} \leq 800;$$

$$k = 0,3 \quad \text{при } \frac{R}{\delta} \leq 250.$$

Устойчивость сферического сегмента под действием внешнего давления для различных случаев закрепления краев:

свободное опирание по краям

$$p_{кр} = 0,53E \frac{\delta^2}{R^2}; \quad \sigma_{кр} = 0,264E \frac{\delta}{R};$$

защемление по контуру

$$p_{кр} = 0,73E \frac{\delta^2}{R^2}; \quad \sigma_{кр} = 0,365E \frac{\delta}{R};$$

жесткая заделка с недеформируемым контуром

$$p_{кр} = 1,2E \frac{\delta^2}{R^2}; \quad \sigma_{кр} = 0,6E \frac{\delta}{R}.$$

Расчет корпусов РДТТ большого удлинения на изгиб. Корпуса РДТТ большого удлинения ( $l > 5D$ ), работающие на изгиб, рассчитывают как балки. Если корпус имеет значительное изменение жесткости по длине, изломы осевой линии, сложные условия закрепления и большое количество внешних нагрузок, необходимо использовать численные методы расчетов на ЭВМ.

Напряжения от действия изгибающего момента  $M$

$$\sigma = \frac{M}{I} y,$$

где  $I$  — момент инерции поперечного сечения (для сечения в виде кольца  $I = 0,4D^3\delta$ );  $y$  — расстояния от нейтральной оси (оси корпуса) до наиболее удаленной точки сечения (для сечения в виде кольца  $y = R$ ).

Если изгибающий момент действует на работающий двигатель, то полученное напряжение суммируют с осевым напряжением  $\sigma_1$ .

Расчет шпоночных соединений. Выбор шпонки проводят с учетом ее среза и смятия паза под шпонку. Нагрузка на шпонку может быть принята равной растягивающей силе в оболочке (рис. 2.51).

$$T = T_2 = \frac{pR_2}{2}.$$

Напряжения среза

$$\tau = T/b; \quad [\tau] = 0,6 [\sigma].$$

Напряжения смятия

$$\sigma_{см} = T/h_{мин}; \quad [\sigma]_{см} = 1,3 [\sigma],$$

где  $h_{мин}$  — минимальная высота поверхности контакта шпонки с кольцами;  $[\sigma]_{см}$  — допускаемое напряжение смятия;  $b$  — ширина шпонки;  $[\tau]$  — допускаемые напряжения по шпонке на срез.

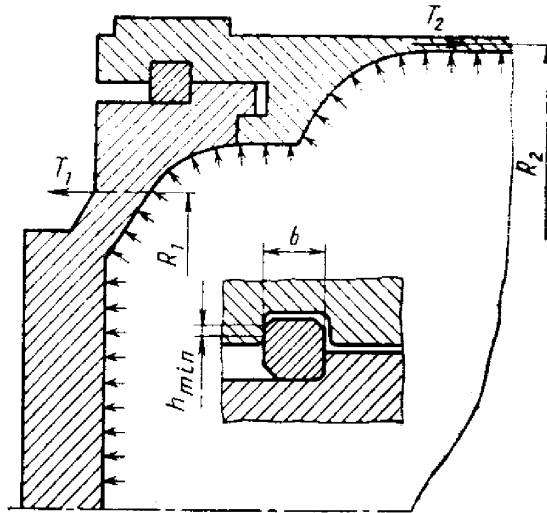


Рис. 2.51. Схема нагружения шпончатого соединения

Расчет фланцевых соединений. При действии на корпус изгибающего момента максимальная нагрузка на наиболее нагруженный болт

$$\max P = \frac{4M}{nD},$$

где  $M$  — момент, раскрывающий соединение;  $n$  — число болтов;  $D$  — диаметр окружности болтов.

Если момент действует на работающий двигатель, то полученную нагрузку суммируют с силой растяжения болта от внутреннего давления:

$$P = \frac{4M}{nD} + \frac{\pi p D_n^2}{4n},$$

где  $D_n$  — диаметр уплотнительной прокладки.

Площадь сечения болта по внутреннему диаметру резьбы

$$F_1 = \frac{kP}{[\sigma]},$$

где  $k=1,25$  — коэффициент, отражающий требование повышенной прочности крепежных деталей по отношению к прочности соединяемых узлов.

По найденному значению  $F_1$  принимают номинальный диаметр и шаг резьбы.

Проверочный расчет принятого диаметра болта проводят по формуле

$$\sigma = k \frac{4P}{\pi d_1^2} \leq [\sigma],$$

где  $d_1$  — внутренний диаметр резьбы.

Напряжения среза витков резьбы гайки или корпуса детали

$$\tau = k \frac{P}{\pi d_0 H \beta k_m} \leq [\tau],$$

где  $H=0,8 \div 0,9$  — эффективная глубина завинчивания болта в корпус;  $\beta=0,8$  — коэффициент полноты заполнения метрической резьбы;  $k_m$  — коэффициент, учитывающий неравномерность распределения нагрузки по виткам ( $k_m=0,56$  — болт и гайка из стали;  $k_m=0,75$  — болт из стали, гайка из алюминиевого сплава).

Максимальный момент затяжки

$$M_{\text{зат}} = 0,15d Q_{\text{зат}},$$

где  $d$  — диаметр болта;  $Q_{\text{зат}}$  — максимальное усилие затяжки, определяемое из условия прочности болта и действующей на него внешней нагрузки.

Нагрузка на болт

$$P = Q_{\text{зат}} + 0,15 P_{\text{вн}}, \text{ если } Q_{\text{зат}} > 0,75 P_{\text{вн}};$$

$$P = P_{\text{вн}}, \text{ если } Q_{\text{зат}} < 0,75 P_{\text{вн}}.$$

Условие прочности болта

$$\sigma = \frac{P}{F_1} \leq [\sigma].$$

Минимальное значение момента затяжки

$$M_{\text{зат}} = 0,15d Q_{\text{зат}},$$

где  $d$  — диаметр резьбы пробки;  $Q_{\text{зат}} \geq \sigma_b S$  — усилие, необходимое для деформации прокладки;  $\sigma_b$  — максимальный предел прочности прокладки.

Поверхность нагружения прокладки

$$S = \pi D_{\text{ср}} b,$$

где  $D_{\text{ср}}$  — средний диаметр прокладки;  $b$  — ширина прокладки.

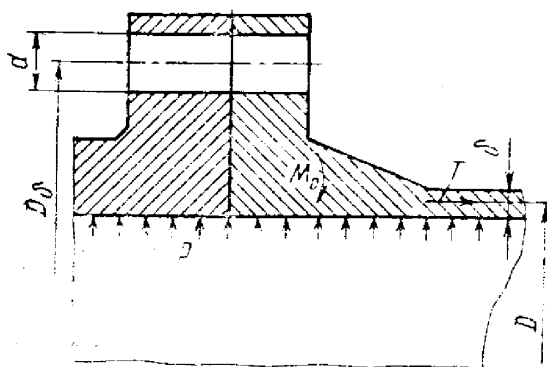


Рис. 2.52. Схема нагружения фланцевого соединения

На фланцевый стык действует момент  $M_0$ , осевая сила  $T$  и внутреннее давление  $p$ . Эквивалентная осевая сила, действующая на фланец (рис. 2.52),

$$P = \frac{\pi D^2}{4} p + \frac{M_0}{D_0} + T.$$

**Конструкционные материалы.** При выборе материала для корпуса РДТТ следует учитывать назначение ракеты, размеры двигателя, действующие нагрузки и условия эксплуатации. С точки зрения главного критерия при выборе материала (обеспечивание минимальной массы) наиболее выгодным для несущей конструкции (обечайки корпуса РДТТ) будет материал с максимальной удельной прочностью  $\sigma_p/\rho$  (если определяющий вид нагружения в конструкции растягивающий) или с максимальной удельной жесткостью  $E/\rho$  (если при определяющем виде нагружения требуется обеспечивать устойчивость конструкции [30]). До середины 70-х годов в качестве конструкционных материалов корпусов РДТТ различного назначения применяли в основном высокопрочные легированные стали, титановые и алюминиевые сплавы (табл. 2.11).

## 2.5. КРЫШКИ КОРПУСОВ РДТТ

Крышки корпусов РДТТ являются силовыми многофункциональными узлами; их используют для монтажа систем пуска и аварийного выключения двигателя, размещения датчиковой и телеметрической аппаратуры, крепления кабельной сети и др.

Общий вид типовой крышки в сборе с вспомогательными системами двигателя приведен на рис. 2.53, а, б. Силовая схема крышки включает в себя мембрану (обычно сферической формы) и шпангоут со стыковочным узлом фланцевого или замкового (шпоночного) типа. Герметизация стыка осуществляется двумя уплотнительными кольцами, размещенными в канавках. Поверхность крышки со стороны камеры сгорания защищена слоем ТЗП. В зависимости от дополнительных функций конструкция крышки может существенно усложниться из-за гнезд, бобышек, приливов для крепления и монтажа воспламенительного устройства, пиропатронов, штуцеров трубопроводов и др.

Конструкция и масса крышки в значительной мере зависят от габаритных ограничений на РДТТ, предопределяющих в некоторых случаях выбор вогнутой формы мембраны, обеспечивающей размещение в полости крышки вспомогательных систем двигателя.

Конструкции крышек выпуклой и вогнутой форм представлены на рис. 2.54 и 2.55.

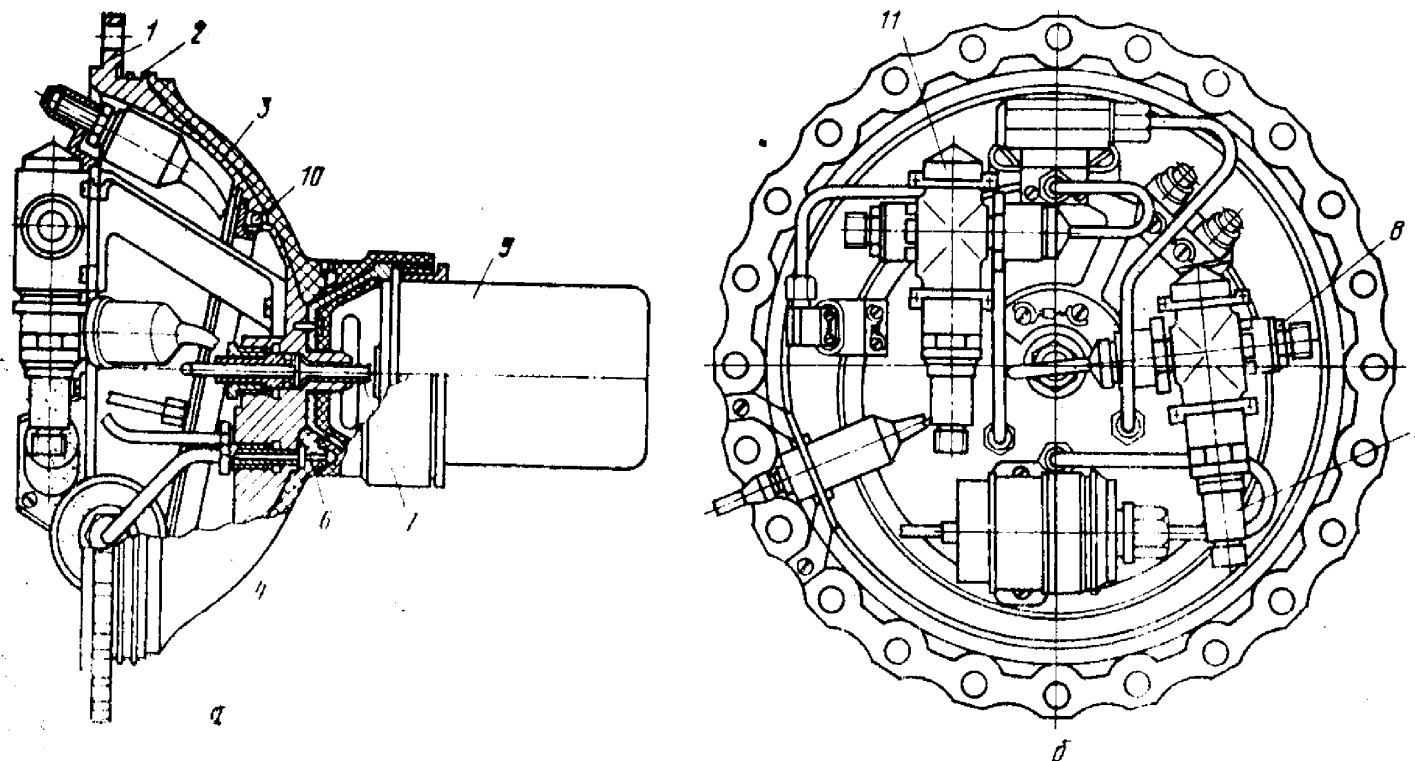
Конструкции, совмещающие в одном безразъемном узле функции закладного фланца и крышки, представлены на рис. 2.56. Устранение разъема максимального диаметра обеспечивает почти двух-

**2.11. Основные характеристики металлических конструкционных материалов  
(отечественных и зарубежных)**

Материал	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}$ , кг/м <sup>3</sup>	Предел те- кучести при растяжении $\sigma_{0,2}$ , МПа	Временное сопротивле- ние при рас- тяжении $\sigma_R$ , МПа	Относи- тельное удли- нение $\delta$ , %	Удельная прочность $\sigma_R/\rho$ , км	Рекомендуемое применение
1	2	3	4	5	6	7
Сталь 03X11H10M2T-ВД (ЭП 678У-ВД)	7,84	1150—1350	1300—1450	7—10	16,58—18,49	Шпангоуты, днища, крепежные детали
Сталь 03X11H10M2T2-ВД (ЭП 679-ВД)	7,84	1600	1750	4,0	22,29	Обечайки
Сталь 28X3CHMBФА-III (СП-28Ш)	7,83	1300	1600	7,5	20,8	Обечайки
Сталь 33X3CHMBФА-III (СП-33Ш)	7,83	1400	1700	7,0	21,71	Обечайки
Сталь 38X3CHMBФА-III (СП-38Ш)	7,83	1450	1800	7,0	23,1	Обечайки
Сталь 43X3CHMBФА-III (СП-43Ш)	7,83	1500	1900	6,0	24,4	Обечайки
Сталь 30X3ГСНМФА-III (СП-30Ш)	7,83	1300	1600	7,0	20,43	Шпангоуты, фланцы
Сталь Д6АС (США)	7,8	—	До 2100	8,0	До 27,0	Обечайки

1	2	3	4	5	6	7
Сталь AISI 4130 (США)	7,8	—	1400	16,0	18,0	Обечайки
Сталь AISI 4340 (США)	7,8	—	До 1830	8,0	До 23,0	Обечайки
Титановые сплавы:						
BT23	4,57	—	1050—1250	4,0	22,98—27,35	Обечайки, фланцы, шпангоуты
BT16	4,57	—	1050—1250	12,0	22,98—27,35	Крепежные детали
BT14	4,57	—	1200—1350	5,0—7,0	26,6—30,0	Обечайки, фланцы, шпангоуты
OT4	4,57	—	700—900	10,0—12,0	15,5—19,69	Обечайки, шпангоуты
BT5Л	4,57	600	700	5,0	15,50	Крышки
BT20Л	4,57	800	900	5,0	20,13	Крышки
Титановые сплавы (США):						
Ti—6Al—4V	4,5	—	950—1200	Не менее 10,0	19,0—25,0	Обечайки, шпангоуты
Ti—13V—11Cr—3Al	4,5	—	1400	5,0—7,0	28,0	Обечайки, шпангоуты
Алюминиевые сплавы:						
AMg6M	2,64	120—160	290—320	15,0	10,98—12,12	Обечайки, шпангоуты
B95	2,85	420—440	500—520	5,0—7,0	17,54—18,24	Шпангоуты, обечайки, крышки





**Рис. 2.53. Общий вид крышки корпуса РДТТ в сборе:**  
**а** — главный вид; **б** — вид в плане; **1** — стыковочный фланец; **2** — канавки под уплотнения; **3** — мембрана; **4** — ТЗП; **5** — воспламенитель; **6** — заборник давления; **7** — газопроводная трубка; **8** — пиропатрон пуска; **9** — пироклапан предохранения; **10** — детонирующий удлиненный заряд; **11** — пиропатрон системы аварийного выключения РДТТ

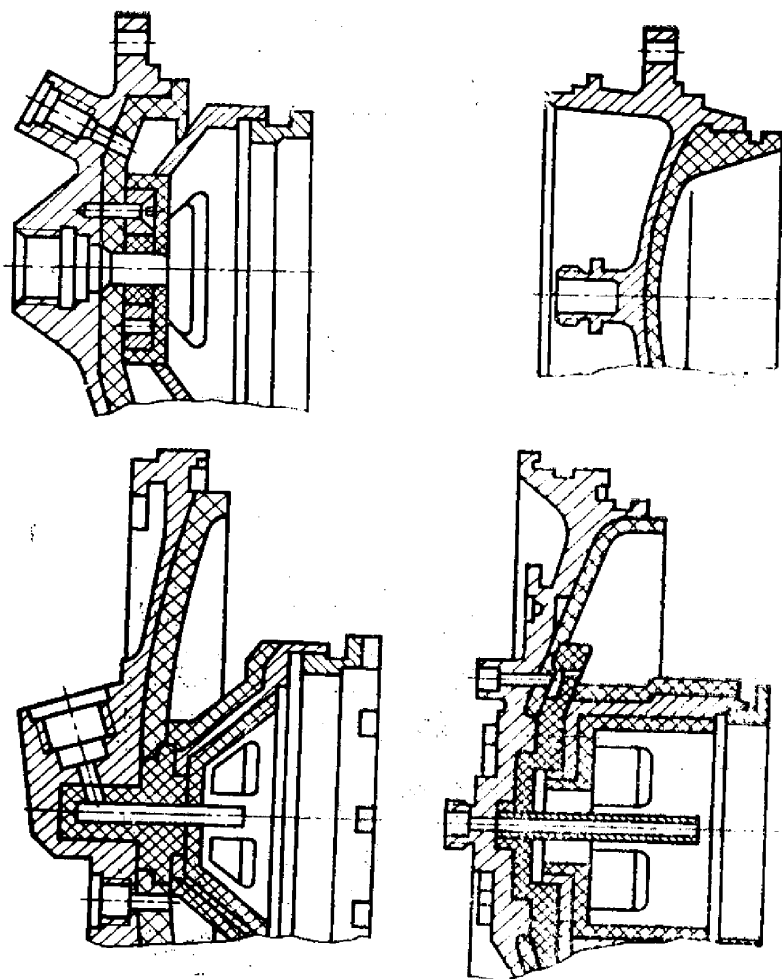


Рис. 2.54. Конструкции выпуклых крышек

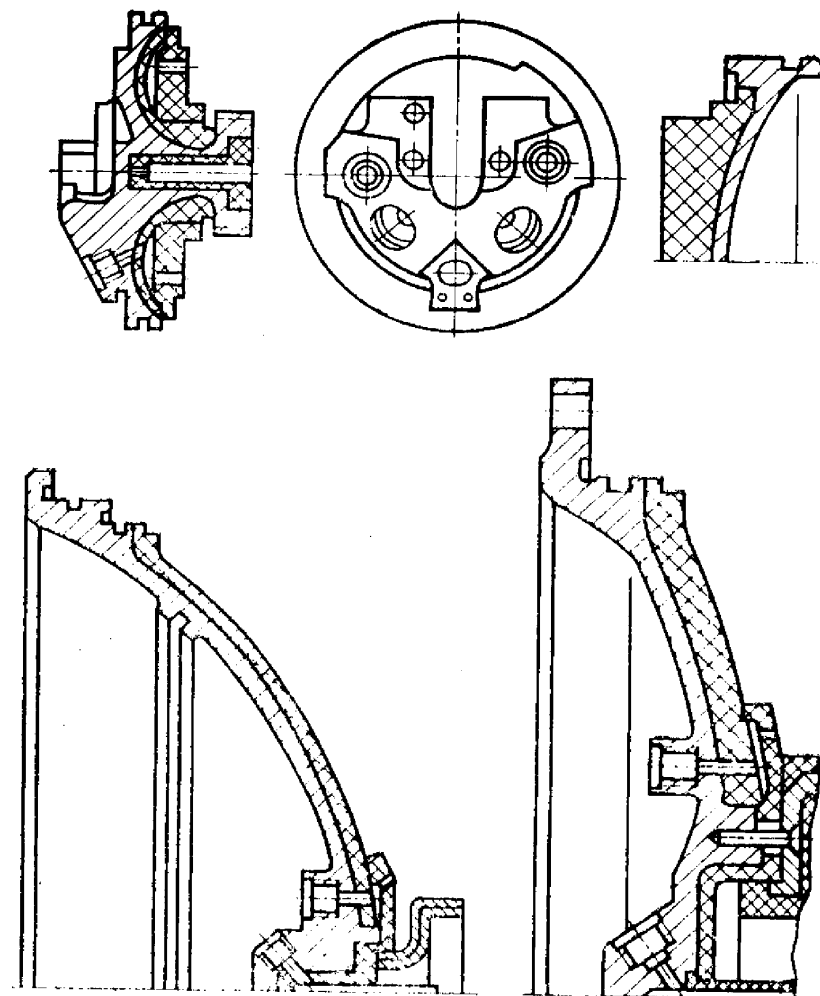
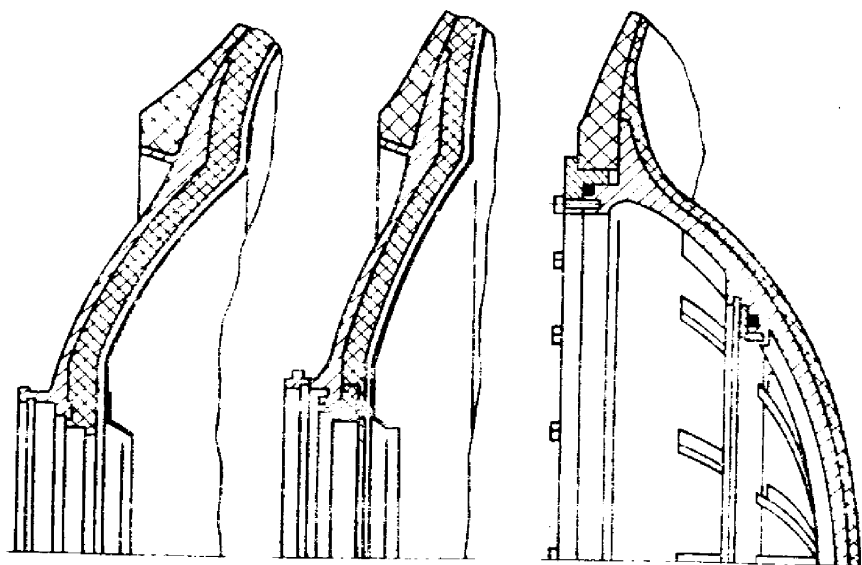


Рис. 2.55. Конструкции вогнутых крышек



**Рис. 2.56. Конструкции, совмещающие в одном безразъемном узле функции стыковочного фланца и крышки**

кратное снижение массы узла по сравнению с традиционными схемами оформления полюсного отверстия цельномотанных оболочек.

Крышки изготавливают из высокопрочных титановых и алюминиевых сплавов поскольку применение армированных композиционных материалов затруднено вследствие конструктивной сложности узла. В связи с этим имеется тенденция некоторого повышения массовой доли крышек в общей массе камеры сгорания.

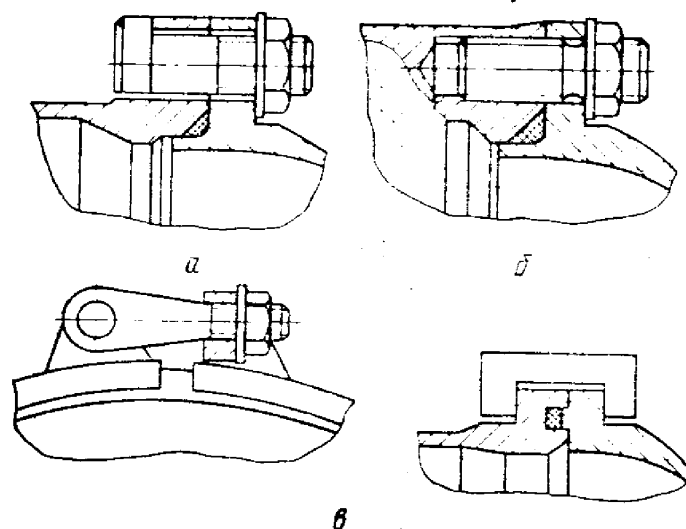
При отсутствии ограничений по компоновке выбор одного из основных геометрических параметров крышки — угла полусегмента мембраны — необходимо проводить с учетом влияния на эффективность узла ТЗП и топлива, размещаемого в полости выпуклой крышки или вытесняемого полостью вогнутой крышки.

## **2.6. РАЗЪЕМНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ В КОНСТРУКЦИЯХ РДТТ**

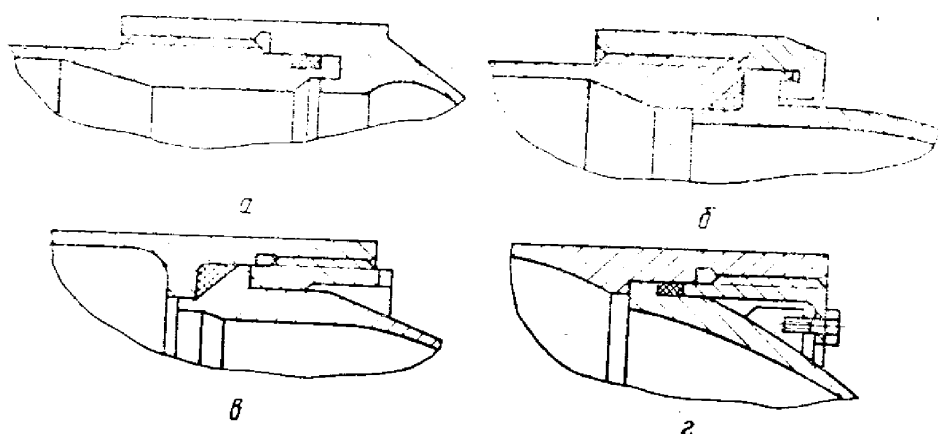
Разъемные соединения можно подразделить на фланцевые, резьбовые, байонетные, прутковые, клиновые и штифтовые.

Фланцевые соединения по способу сборки подразделяют на болтовые, шпилечные и бандажные (рис. 2.57).

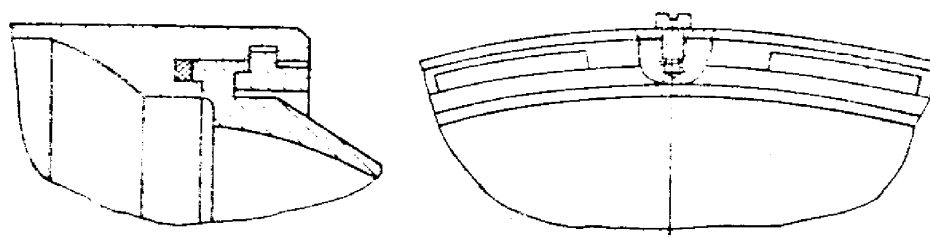
Резьбовые соединения по конструктивному оформлению можно подразделить на телескопические (рис. 2.58, а), с накидной гайкой (рис. 2.58, б), с прижимной гайкой (рис. 2.58, в) и с упорной гайкой (рис. 2.58, г). Среди резьбовых соединений необходимо выделить соединения с самоуплотнением (см. рис. 2.58, в, г), у которых при действии внутреннего давления происходит дополнительное обжатие уплотнения и герметичность соединения обеспечивается с большей надежностью.



**Рис. 2.57. Фланцевые соединения:**  
**а** — болтовое; **б** — шпильное; **в** — бандажное



**Рис. 2.58. Резьбовые соединения**



**Рис. 2.59. Байонетные соединения**

Байонетные соединения могут выполняться непосредственно на шпангоутах корпуса и днища либо с применением дополнительного байонетного кольца (рис. 2.59).

Прутковые соединения можно разделить на реечные (рис. 2.60, а), шпоночные (рис. 2.60, б), стержневые (шпальные) (рис. 2.60, в) и с разрезным кольцом (рис. 2.60, г). Реечные, шпоночные и стержневые соединения могут выполняться по двум схемам — «прямой» и «перевернутой». Эти соединения отличаются формой крепежных элементов (реек, шпонок, стержней), вводимых через окна в наружном шпангоуте в кольцевой ручей стыковочных шпангоутов. Поперечное сечение всех трех способов соединения одинаково (см. рис. 2.60, а, б).

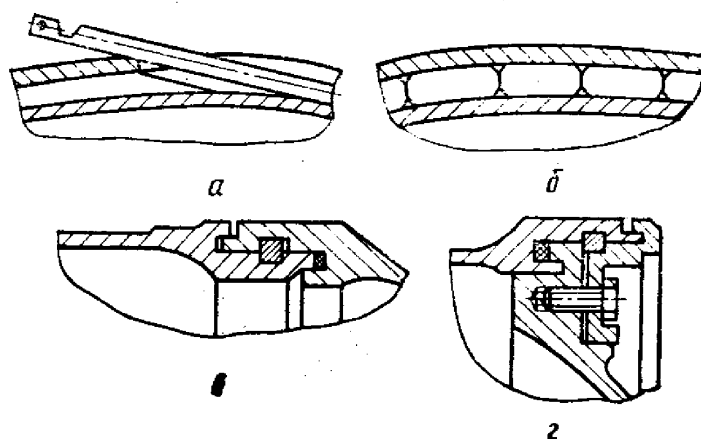


Рис. 2.60. Прутковые соединения

Клиновые соединения в зависимости от того, является ли охватывающей (наружной) частью соединения шпангоут корпуса или фланец днища, могут выполняться по двум схемам — «прямой» (рис. 2.61, а) и «перевернутой» (рис. 2.61, б).

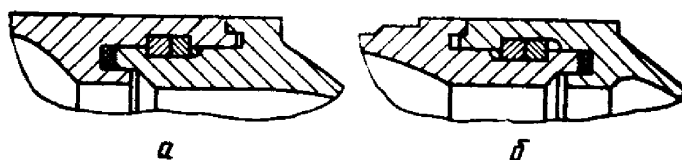
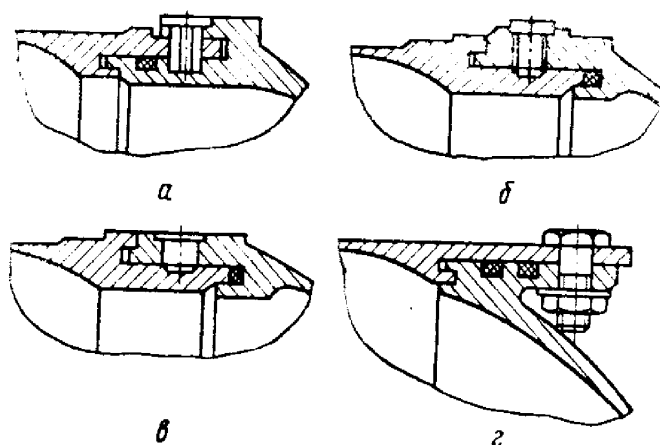


Рис. 2.61. Клиновые соединения

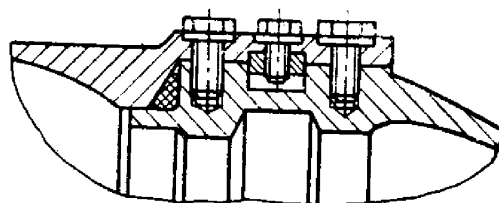
Штифтовые соединения можно разделить на соединения с цилиндрическими штифтами (рис. 2.62, а), конусными штифтами (рис. 2.62, б, в) и с радиальными болтами (рис. 2.62, г).

Иногда применяют соединения, объединяющие признаки нескольких видов. Так, например, на рис. 2.63 приведено прутковое соединение с дополнительными радиальными болтами.

В зависимости от условий сборки можно выделить две группы соединений: с предварительной затяжкой и без предварительной затяжки.



**Рис. 2.62. Штифтовые соединения**



**Рис. 2.63. Вариант пруткового соединения**

К первой группе относят фланцевые и клиновые соединения, а ко второй — прутковые, байонетные, штифтовые (с цилиндрическими штифтами).

На первом этапе разработки крупногабаритных двигателей фланцевые соединения применяли в связи с широким их использованием в общем машиностроении. Эти соединения достаточно просты по конструкции и обеспечивают надежную работу стыка при больших давлениях, однако они имеют ряд существенных недостатков.

Фланцевые (болтовые, шпилечные) соединения характеризуются значительной по сравнению с другими соединениями массой, а для обеспечения прочности и герметичности соединения необходимо большое число крепежных деталей со строго регламентированной моментной затяжкой их при сборке. К качеству изготовления крепежных деталей предъявляют особые требования по обеспечению механических характеристик и уменьшению различного рода концентраторов напряжений. Все это усложняет процесс их изготовления и удлиняет сборку, требуется специальный контроль и, следовательно, ухудшается технологичность конструкции и эксплуатационные характеристики соединения.

Болтовые соединения, кроме того, характеризуются увеличением габаритных размеров вследствие выступающих над внешними обводами двигателя фланцев. По сравнению с болтовыми шпилечное

соединение имеет меньшие массу и габаритные размеры, однако его недостатком является необходимость открытия глухих резьбовых отверстий в высокопрочном материале фланцев. Нарезание резьбы в таком материале весьма трудоемкий процесс, так как требуются специальные меры по исключению увода и перекоса метчиков.

В бандажном соединении (см. рис. 2.57, в) стыковочные фланцы не имеют отверстий, а соединяются при помощи бандаж, представляющего собой два полукольца, стягивающего фланцы с помощью болтов. Это соединение быстросъемное, однако вследствие больших масс и габаритных размеров, чем у других фланцевых соединений, его нельзя использовать для крупногабаритных РДТТ. Применение бандажного соединения может быть оправдано лишь в некоторых случаях, например, при проведении отсечки тяги двигателя сбросом соплового дна, когда вместо обычных болтов полукольца стягивают пироболтами.

Резьбовые соединения широко используют в РДТТ небольших габаритов. Они просты в изготовлении, быстро собираются и разбираются. Наиболее часто применяют телескопическое резьбовое соединение (см. рис. 2.58, а), однако его недостатком является возможность нарушения уплотнения при сборке и потеря по этой причине герметичности.

В крупногабаритных РДТТ применение резьбовых соединений нецелесообразно из-за сложности нарезания резьбы в высокопрочных и маложестких шпангоутах, трудности проведения сборки и разборки соединения, особенно после нагружения его внутренним давлением.

Байонетные соединения являются быстросъемными с небольшими массой и габаритами.

В штифтовых соединениях (см. рис. 2.62) шпангоуты соединяемых элементов концентрично установлены один в другом. Во внутреннем шпангоуте по периферии выполнены радиальные глухие отверстия, а во внешнем шпангоуте — сквозные отверстия. В гнезда через отверстия во внешнем шпангоуте вводят штифты. Диаметр и число отверстий в каждом конкретном случае определяют расчетом.

Недостатком этих соединений является необходимость строгого соблюдения соосности отверстий стыкуемых элементов, что ограничивает их применение для соединений взаимозаменяемых элементов ракетных двигателей больших диаметров.

В зависимости от вида крепежного элемента различают соединения с цилиндрическими и конусными штифтами (см. рис. 2.62, а, б), а также с радиальными болтами (см. рис. 2.62, г). В первом случае штифт и глухое отверстие выполняют цилиндрической формы. Штифты удерживаются от выпадания стальной лентой. Соединение отличается простотой сборки.

В соединениях с конусными штифтами с резьбой (самоустанавливающимися для уменьшения зазора) глухое отверстие выполняют конической формы, штифты имеют конусный хвостовик.

Соединение с радиальными болтами является разновидностью соединения с цилиндрическими штифтами. Наличие сквозных гладких отверстий упрощает технологию изготовления, а применение уплотнения телескопического типа упрощает взаимозаменяемость элементов конструкции. Однако вследствие значительной массы соединения сборка его более трудоемка.

Для стыковки элементов крупногабаритных РДТТ применяют также прутковые соединения. Большинство этих соединений содержит концентрично установленные один в другом шпангоуты соединяемых элементов конструкции с кольцевыми проточками, образующими при стыковке шпангоутов кольцевой ручей, в который через окна в наружном шпангоуте заводится крепящий элемент: гибкий стержень (шпага), рейка или шпонка.

Прутковые соединения удовлетворяют требованиям центрирования элементов и их взаимозаменяемости, однако при этом требуются довольно жесткие допуски для исключения зазоров и специальные меры по обеспечению гарантированной герметичности стыка.

В шпоночном соединении в кольцевой паз, образованный стыкующимися элементами, заводятся шпонки прямоугольного или квадратного сечения и длиной, позволяющей им свободно перемещаться вдоль кольцевого паза. Для сборки и разборки соединения достаточно иметь в наружном шпангоуте два окна. Перед установкой шпонок необходимо обеспечить равномерный прижим шпангоутов по всему периметру.

Ряд особенностей имеет прутковое соединение, в котором в качестве крепежного элемента используют разрезное кольцо. В этом случае кольцевой паз имеется только в наружном шпангоуте, куда заводится изнутри разрезное кольцо, служащее опорным элементом шпангоута днища (см. рис. 2.60, г).

Отличие клинового соединения от шпажного, реечного и шпоночного заключается в том, что в качестве крепящего элемента в кольцевой паз между шпангоутами через окно в наружном шпангоуте устанавливают определенное число комплектов клиньев. Каждый комплект клиньев состоит из закладного и распорного клина. Первым устанавливают закладной клин широким концом вперед, его положение фиксируют упором, затем тарированным усилием заводится распорный клин. При установке всех комплектов клиньев обеспечивается распор соединения. Клиновое соединение позволяет «выбрать» зазоры и дополнительно создать предварительный натяг. Снижение нагрузки на уплотнительную прокладку в результате нагружения соединения может происходить только вследствие деформации шпангоутов и клиньев. В этом заключаются принципиальные отличия таких соединений от прутковых.



## ГЛАВА 3

### СОПЛОВЫЕ БЛОКИ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РДТТ

Сопловой блок — один из основных элементов РДТТ, во многом определяющий его облик и энергомассовое совершенство. Он предназначен для создания тяги путем превращения тепловой энергии, выделяющейся при сгорании топлива, в кинетическую энергию продуктов сгорания; кроме того, он используется для управления вектором тяги по направлению. В состав соплового блока входят: сопло, органы управления вектором тяги и элементы крепления к корпусу двигателя.

Конструкцию соплового блока определяют основные параметры РДТТ (тяга, удельный импульс тяги, давление в камере сгорания и на срезе сопла), а также выбранное топливо. К конструкции соплового блока предъявляют требования по обеспечению заданного удельного импульса тяги, массе соплового блока, выходному диаметру и длине сопла. При конструировании соплового блока учитывают назначение ракеты, вид траектории, эксплуатационные и полетные нагрузки, необходимость использования соплового блока для управления полетом ракеты.

В РДТТ применяют блоки, состоящие из одного или нескольких сопел (одно- и многосопловые блоки). Использование в двигателях одно- и многосопловых блоков зависит от назначения двигателя, конструктивной схемы ракеты, способа управления вектором тяги. Сопловой блок с одним центральным соплом (часто называемым просто соплом) проще и надежнее многосоплового. Для создания одинакового по величине управляющего момента требуется отклонение сопла на меньший угол. Такой тип соплового блока может обеспечивать стабилизацию и управление ракетой по каналам тангажа и рыскания. Для стабилизации и управления по крену необходима установка дополнительных исполнительных органов.

РДТТ первых ракет имели многосопловые блоки, состоящие из четырех сопел. Преимуществами такой схемы являются меньшая длина сопел и возможность управления вектором тяги по всем каналам. Однако наличие неосновного входа для продуктов сгорания в сопла вызывает увеличение массы ТЗП на заднем днище двигателя, потери удельного импульса и несимметричный унос массы

тепловой защиты газового тракта сопла. Для исключения обгорания концевой части (зоны среза) сопел и необходимости размещения их внутри хвостового или межступенчатого отсека ракеты приходится ограничивать степень расширения сопел.

В РДТТ широко применяют осесимметричные круглые сопла (рис. 3.1, а). Кольцевые сопла (рис. 3.1, б), несмотря на возможность обеспечения больших степеней их расширения при меньших длинах сверхзвуковых частей, не нашли практического применения. Это объясняется прежде всего трудностью обеспечения стойкости зоны критического сечения, особенно при наличии в продуктах сгорания конденсированных частиц.

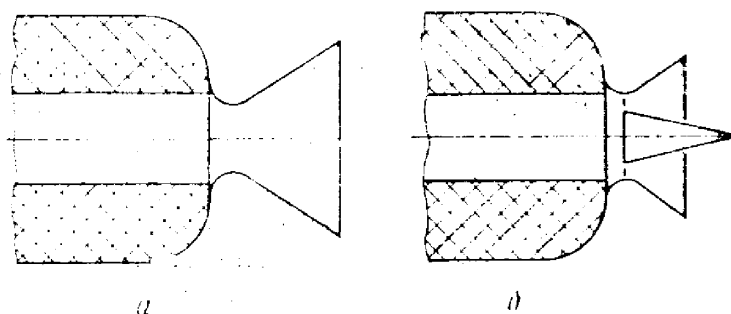


Рис. 3.1. Принципиальные схемы сопел

В РДТТ могут использоваться сопла, установленные неподвижно на корпусе двигателя, и подвижные сопла, имеющие возможность углового перемещения оси сопла относительно исходного положения. В большинстве случаев сопло устанавливают так, чтобы его продольная ось совпала с продольной осью двигателя. В тех случаях, когда, кроме основной тяги, нужно создать дополнительную подъемную силу (например, стартовый РДТТ), предохранить корпус центрального двигателя или корпус изделия (ракеты, летательного аппарата в связке с РДТТ) от воздействия истекающей из сопла газовой струи, направить линию действия тяги стартового РДТТ к центру масс изделия, сопла можно устанавливать под некоторым углом к продольной оси РДТТ (рис. 3.2).

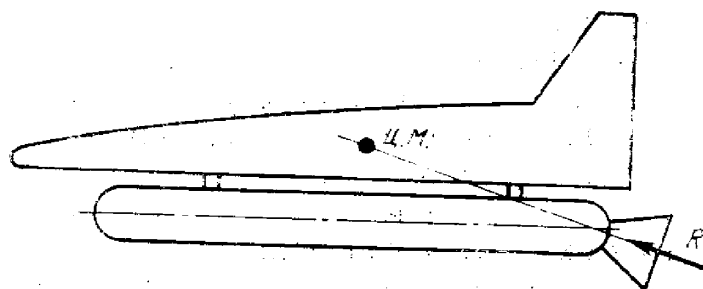


Рис. 3.2. Схема крылатой ракеты с ускорителем

### 3.1. ТИПОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ СОПЛА. ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Типовая конструкция неподвижного, частично утопленного в камеру сгорания сопла РДТТ, имеющего относительно высокое давление в камере сгорания ( $p_k = 4 \div 10$  МПа) и большое время работы ( $\tau = 30 \div 100$  с), представлена на рис. 3.3. Сопло состоит из силового корпуса 1 с теплозащитным покрытием 2 и газового тракта, включающего в себя: докритическую часть (воротник 3 и входной вкладыш 4); критическую часть (вкладыш 5 с облицовкой 6); сверхзвуковую часть (раструб 7).

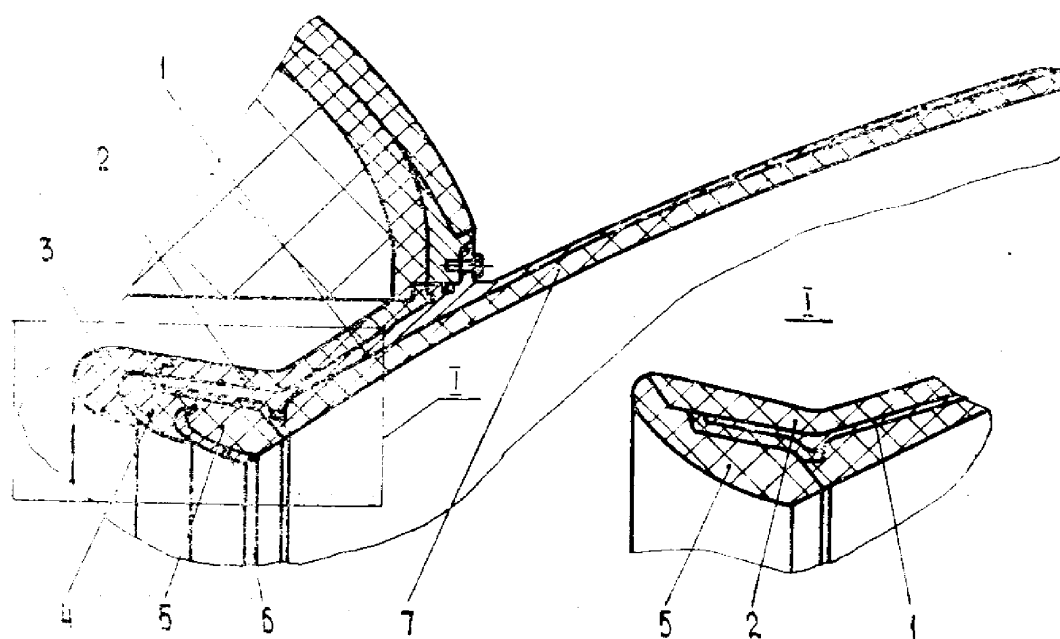


Рис. 3.3. Схема сопла крупногабаритного РДТТ

Габаритные размеры сопла определяют с учетом диаметра корпуса двигателя, степени расширения сопла, компоновки элементов системы управления вектором тяги и рулевого привода, ограничений по углу поворота или качания.

Весьма значительные тепловые, механические, химические воздействия на элементы конструкции сопла, а также неравномерность их распределения по газовому тракту обуславливают тот факт, что конструкции сопел РДТТ являются сложными, состоящими из множества теплозащитных, эрозионно-стойких и силовых элементов. Вместе с тем наличие поверхностей раздела и сочленений между различными элементами, расположенными вдоль газового тракта сопла, приводит к тому, что вблизи поверхностей скорость эрозионного и химического уносов материалов существенно превышает эрозию монолитных участков внутренней поверхности сопла. К тому же уносы материалов соседних элементов газового тракта сопла могут отличаться друг от друга. Вследствие этого поверх-

ность газового тракта сопла становится неоднородной, что существенно ухудшает газодинамическую картину течения продуктов сгорания твердого топлива по сопловому тракту и, в конечном счете, увеличивает потери удельного импульса тяги РДТТ.

В работах [17, 30] освещены типовые конструкционные, теплозащитные и эрозионно-стойкие материалы, применяемые в соплах РДТТ.

В развитии и совершенствовании конструкций РДТТ прослеживаются тенденции к повышению давления и температуры в камере сгорания, использованию новых рецептур топлив. Вследствие этого изменялись параметры двухфазного потока продуктов сгорания, их химический состав, что требовало применения новых материалов, работоспособных в этих условиях. Значительный прогресс был достигнут применением в конструкции сопел композиционных материалов, таких, как фенольные стекло- и углепластики, углерод — углерод и др.

Воротник и входной вкладыш докритической части сопла изготовляют из углепластика и углерод — углеродных композиционных материалов — УУКМ (см. выноски на рис. 3.3).

В качестве материалов для вкладышей критического сечения сопловых блоков РДТТ используют тугоплавкие металлы (вольфрам, молибден) и их сплавы, пиролитический графит, УУКМ [30]. В качестве подложки облицовки из вольфрамового сплава используют высокоплотные графиты, которые также применяют для изготовления входных вкладышей. Все большее применение находят сопла с разгораемым критическим сечением (см. рис. 3.3).

Материал критического вкладыша сопла должен обеспечивать стабильную скорость уноса в процессе работы двигателя. Скорости уноса пирографитовых и углепластиковых материалов составляют от 0,1 до 0,5 мм/с.

Сверхзвуковую часть сопла (раструб 7) выполняют обычно из углепластиков и вклеивают в металлическую (сталь, титановый или алюминиевый сплав) оболочку, которая может быть изготовлена также из стекло-, угле- и органопластиков. Применяют раструбы и без оболочек.

В последние годы при конструировании раструбов широкое применение получили материалы класса углерод — углерод. УУКМ, представляющие собой систему углеродное волокно — углеродная матрица, обладают рядом уникальных свойств: чрезвычайно высокой теплостойкостью (в инертной среде они сохраняют свои высокие удельные физико-механические свойства вплоть до 2500 К и работают при повышенных температурах в отличие от углепластиков), хорошей стойкостью к термоудару (как тугоплавкие материалы), низкими значениями температурного коэффициента расширения и теплопроводности [16]. Сохранение теплостойкости

УУКМ при высоких температурах позволяет существенно упростить конструкцию сопла. На рис. 3.4 приведена конструкция сопла с максимальным использованием УУКМ в виде монолитных блоков.

При проектировании оптимальных сопел, имеющих минимальные потери удельного импульса тяги при минимальной массе, большое внимание необходимо уделять вопросам прогнозирования теплового состояния конструкции: расчету газовой динамики, пограничного слоя, взаимодействия газовой и конденсированной фаз со стенкой сопла.

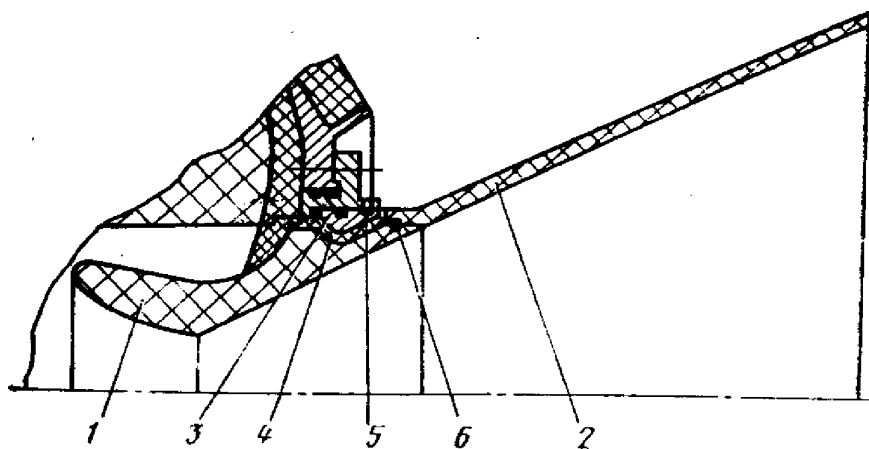


Рис. 3.4. Конструкция сопла из УУКМ:

1 — утепленная часть; 2 — раструб; 3 — разрезное кольцо; 4 — теплоизолирующая подложка; 5, 6 — шпонки

### 3.2. СОПЛА С ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ

Общеизвестно, что максимум тяги (удельного импульса тяги) ракетного двигателя достигается при расширении продуктов сгорания топлива до давления окружающей среды. С учетом конкретной массы конструкции сопла степень расширения сопла ( $\bar{r}_a = r_a / r_{кр}$ ), как правило, принимают меньше возможной. Между тем высокая значимость каждой единицы удельного импульса тяги РДТТ определяет необходимость поиска технических решений по увеличению степени расширения сопла, новых материалов, схем и конструкций. В РДТТ первого поколения применяли сопла неизменной геометрии со степенью расширения, равной 4—5, чтобы не увеличивать длину и диаметр двигателя и ракеты. При изменении степени расширения сопла от 5 до 20 удельный импульс  $I_{тп}$  может быть увеличен на 240—270 Н·с/кг, а при увеличении степени расширения с 10 до 15 — дополнительно на 110—120 Н·с/кг (рис. 3.5).

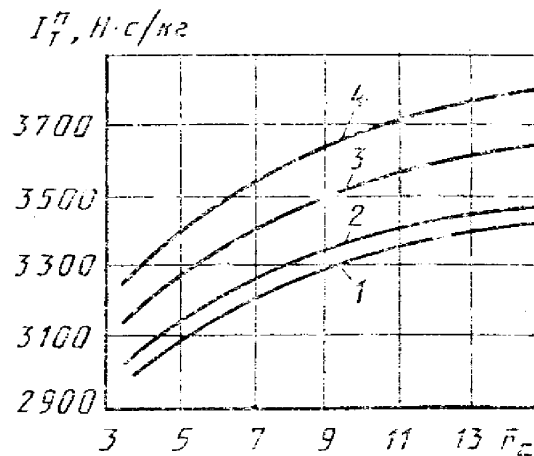


Рис. 3.5. Зависимость  $I_T^n = f(\bar{\gamma}_c)$  для различных топлив при стандартных условиях:

- 1 —  $I_T^n = 2450$  Н·с/кг; 2 —  $I_T^n = 2550$  Н·с/кг;  
3 —  $I_T^n = 2600$  Н·с/кг; 4 —  $I_T^n = 2700$  Н·с/кг

Однако конструирование сопел с большими степенями расширения существенно усложняется для РДТТ, в связи с габаритными ограничениями. Варианты размещения сопла большой степени расширения в пространстве между днищами РДТТ приведены на рис. 3.6. Размещение сопла удлиняет соединительный отсек и всю ракету на величину  $\Delta$ . Длина ракеты может быть уменьшена либо путем утапливания сопла в корпус РДТТ, либо применением раздвижного сопла. Часто при разработке РДТТ применяют комбинацию из утопленного и раздвижного сопел.

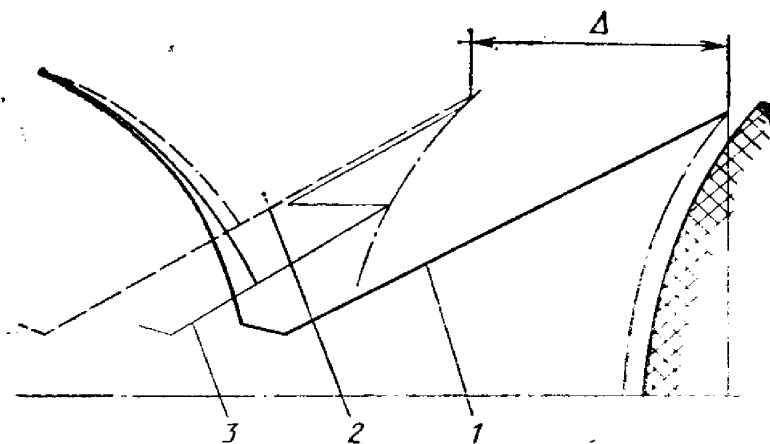
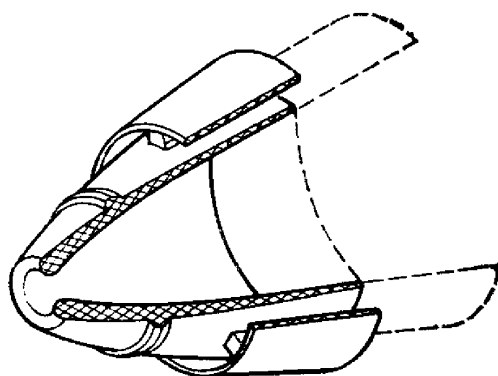


Рис. 3.6. Варианты размещения сопла в пространстве между днищами РДТТ:  
1 — сопло; 2 — утопленное сопло; 3 — раздвижное сопло

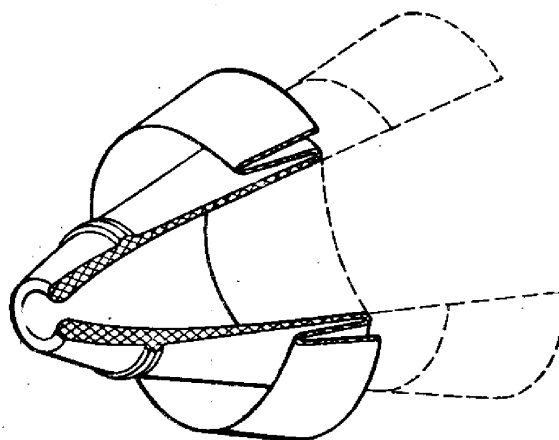
Выделим три основных типа конструктивных схем сопел с переменной степенью расширения [30]: с жесткими и выдвижными насадками; с легкодеформируемыми (гибкими) раструбами; с лепестковыми раструбами.

Сопла с жесткими выдвижными насадками (рис. 3.7) называют раздвижными. В сложенном (исходном) положении выдвижные насадки размещаются у заднего днища двигателя, а в выдвинутом (рабочем) положении образуют с неподвижной частью сопла единый газодинамический тракт.



**Рис. 3.7. Конструктивная схема сопла с переменной степенью расширения с жестким выдвижным насадком**

Легкодеформируемый раструб сопла (рис. 3.8) выполняют из тканного материала и закрепляют на неподвижной части. Такой раструб может быть выполнен также из легкодеформируемого металла (например, ниобия). Лепестковый раструб (рис. 3.9) представляет собой набор профилированных панелей.



**Рис. 3.8. Конструктивная схема сопла с переменной степенью расширения с легкодеформируемым гибким раструбом**

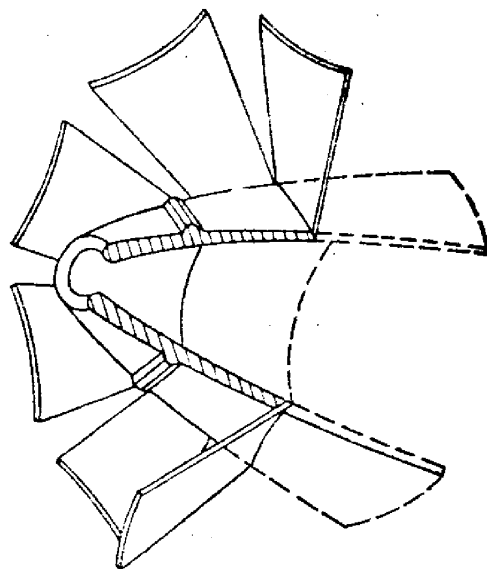


Рис. 3.9. Конструктивная схема сопла с переменной степенью расширения с лепестковым раструбом

В современных конструкциях РДТТ применяют сопла с жесткими выдвижными насадками. Выдвижение насадков в рабочее положение может осуществляться после разделения ступеней. Различают два способа выдвижения (раздвижки) насадков в рабочее положение: до запуска двигателя (холодная раздвижка); после запуска двигателя (горячая раздвижка).

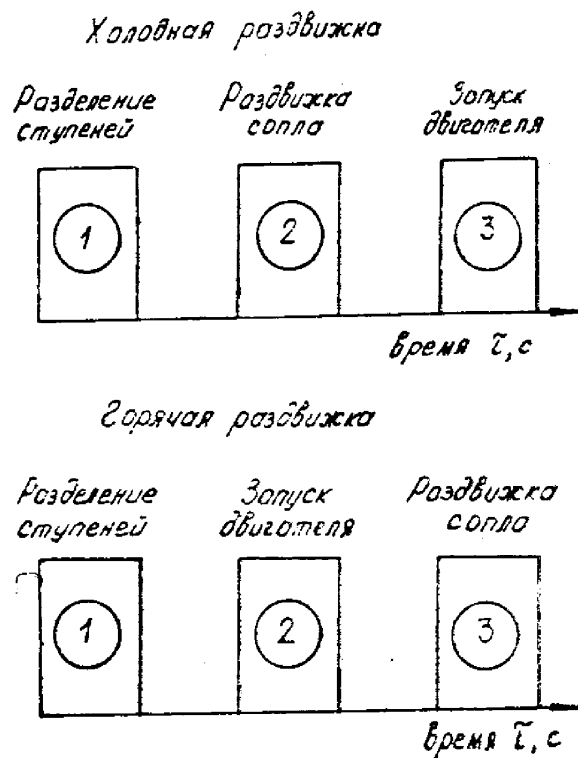


Рис. 3.16. Типовые циклограммы подачи команд на выдвижение насадков



На рис. 3.10 приведены типовые циклограммы подачи команд по времени полета ракеты для обоих способов выдвижения.

Для реализации схемы холодной раздвижки необходим интервал времени между разделением ступеней и запуском двигателя. В общем случае этот интервал, являющийся фактически неуправляемым участком полета ракеты, определяется совокупностью таких факторов, как **относительные скорости разделяемых ступеней**, уровень давления наддува соединительных отсеков ракеты, возмущения от действия отраженных струй при пуске двигателя, а также величиной скоростного напора и составляет для различного класса ракет 0,05—1,0 с. Меньшие значения характерны для ракет с малой динамической устойчивостью.

Преимуществом способа холодной раздвижки является то, что параметры движения насадков и конструкция привода отрабатываются в процессе автономных испытаний.

Для реализации горячей раздвижки важным является выбор времени подачи команды на выдвижение насадков. Энергетически выгодно иметь сопла с полностью выдвинутыми в самом начале работы двигателя. Однако с учетом специфики разделения ступеней, в процессе которого на вновь запускаемую ступень действуют переменные по времени возмущения, выдвижение насадков целесообразно проводить после ослабления возмущений. Такая задержка с подачей команды на выдвижение насадков приводит к некоторой потере дальности полета ракеты.

Выдвижение насадков (или насадка) сопла проводится по команде от системы управления. Команда подается на разрывной элемент (например, пироболт) узла фиксации выдвигаемого насадка в исходном положении. После расфиксации происходит страгивание и выдвижение насадка под действием сил привода, а также сил, действующих в натурных условиях. Для обеспечения работоспособности конструкции необходимо:

- надежное страгивание и движение насадков в натурных условиях;

- надежная фиксация насадков в рабочем положении после выдвижения;

- реализация требуемого времени выдвижения насадков;

- обеспечение минимальных возмущающих воздействий на изделие при выдвижении и фиксации насадков.

Основными параметрами процесса выдвижения насадков являются время выдвижения насадков из исходного положения в рабочее и кинетическая энергия насадков в момент достижения ими конечного положения и фиксация в нем (энергия присоединения).

Движение насадков происходит под действием сил, показанных на рис. 3.11 и 3.12.

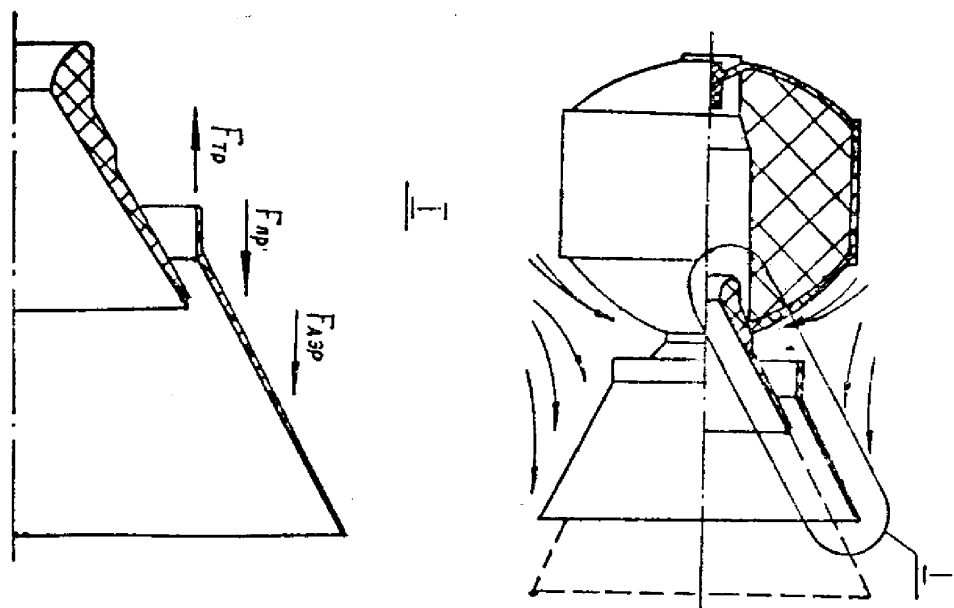


Рис. 3.11. Схема сил выдвигении насадка до пуска двигателя

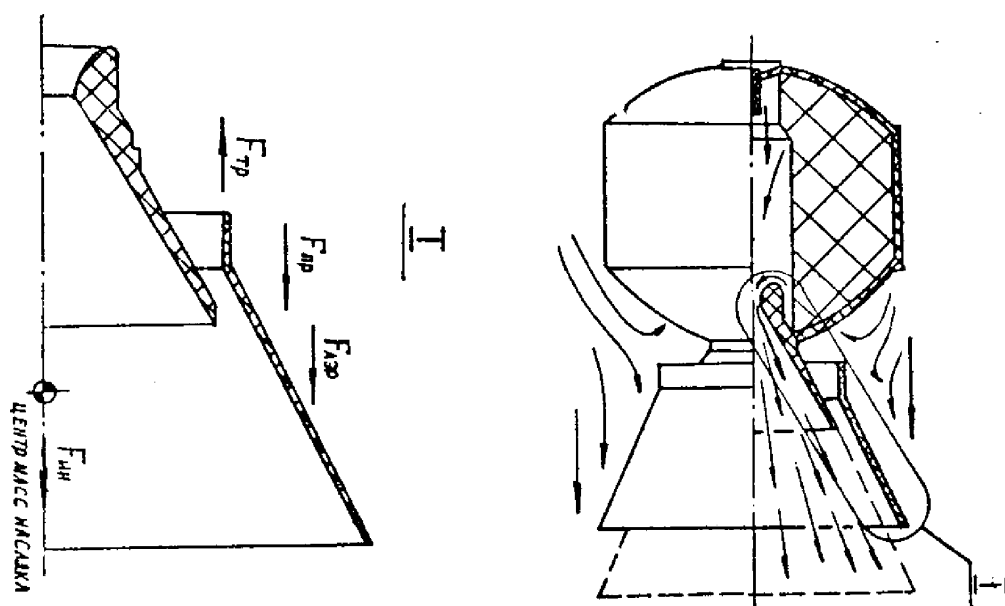


Рис. 3.12. Схема сил, действующих на насадок при выдвигении в процессе работы двигателя

Уравнение движения насадка представлено в виде

$$m_n x = F(x),$$

где  $F(x) = F_{пр}(x) + F_{аэр}(x) - F_{тр}(x)$  — для холодной раздвижки и  $F(x) = F_{пр}(x) + F_{аэр}(x) + F_{ин}(x) - F_{тр}(x)$  — для горячей раздвижки.

Время и скорость движения насадков:

$$t_i = t_0 + \int_{x_0}^{x_i} \frac{dx}{\sqrt{\frac{2}{m_n} \int_{x_0}^{x_i} F(x) dx + \dot{x}_0^2}}; \\ \dot{x}_i = \sqrt{\frac{2}{m_n} \int_{x_0}^{x_i} F(x) dx + \dot{x}_0^2}.$$

В формулах приняты следующие обозначения:

$m_n$  — масса выдвигаемого насадка;  $\ddot{x}$ ,  $\dot{x}$ ,  $x$  — ускорение, скорость, путь насадка;  $t$  — время движения насадка;  $F(x)$  — суммарная сила, действующая на выдвигаемый насадок;  $F_{пр}(x)$  — сила привода выдвижения;  $F_{аэр}(x)$  — аэродинамическая сила;  $F_{тр}(x)$  — сила механического трения;  $F_{ин}(x)$  — сила инерции насадка.

Приведенные выше формулы позволяют определить основные параметры процесса выдвижения.

### 3.3. КОНСТРУКЦИЯ РАЗДВИЖНОГО СОПЛА

Раздвижное сопло (рис. 3.13) состоит из неподвижной части 1 и выдвигаемого насадка 2, который в исходном положении установлен на неподвижной части и закреплен на ней с помощью узлов фиксации.

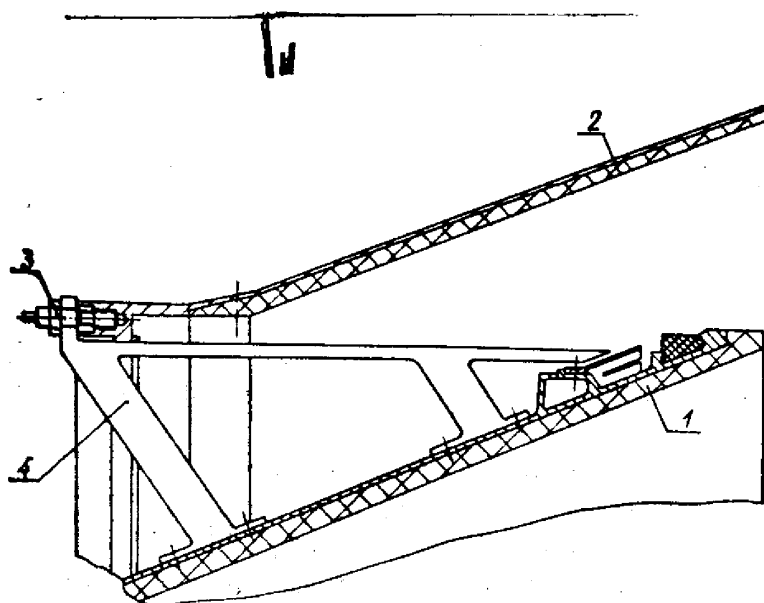


Рис. 3.13. Конструкция раздвижного сопла

Расфиксация выдвижного насадка проводится после срабатывания пироболта 3. Стравливание выдвижного насадка и его дальнейшее движение происходит под действием сил привода выдвижения. Для обеспечения соосного движения насадка относительно неподвижной части сопла предусмотрены элементы центрирования 4. Фиксация насадка в рабочем положении осуществляется цанговым замком, представляющим собой набор цанг, закрепленных на неподвижной части сопла.

### 3.4. ПРИВОДЫ ВЫДВИЖЕНИЯ НАСАДКОВ

Перевод раздвижного сопла из сложенного положения в рабочее осуществляется приводами, которые по виду используемой энергии условно можно объединить в следующие группы:

использующие энергию газа (воздуха), наддувающего соединительные отсеки ракеты;

использующие энергию газа, образующегося при запуске;

использующие связь с отделяющейся ступенью ракеты;

с собственными источниками энергии (автономные приводы).

Наибольшее применение получили автономные приводы.

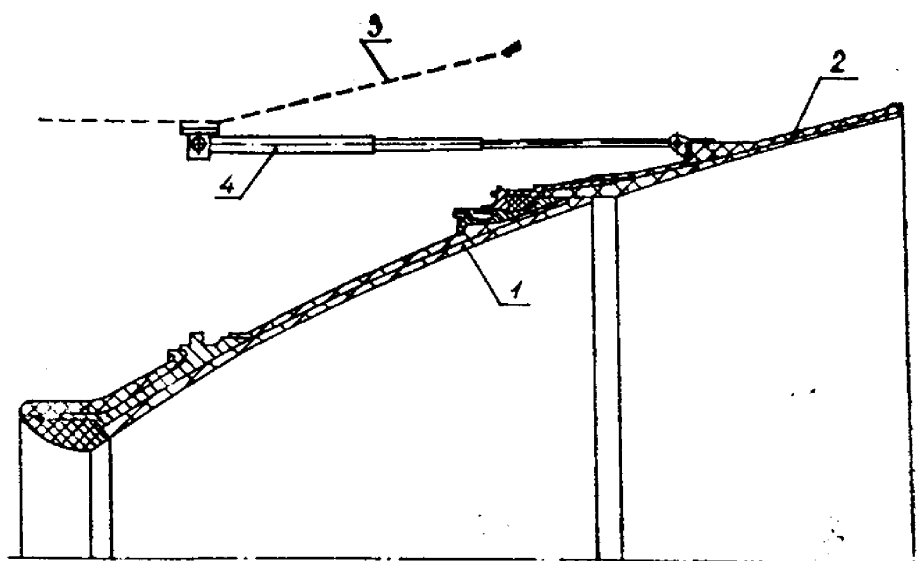
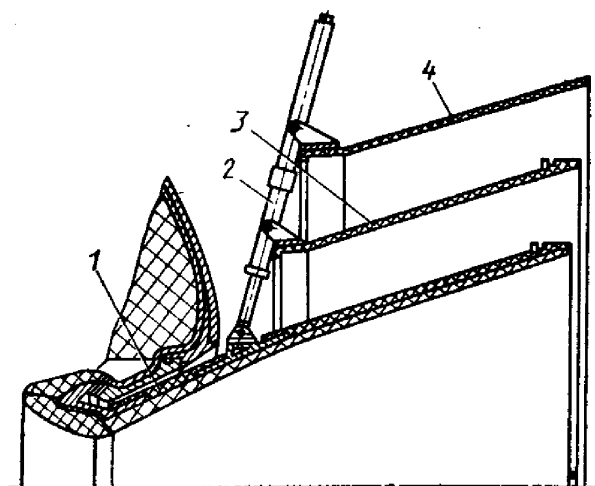


Рис. 3.14. Схема сопла с гидравлическим приводом:

1 — неподвижная часть; 2 — насадок; 3 — отсек; 4 — гидроцилиндр привода

На рис. 3.14 приведена конструкция сопла с гидравлическим приводом выдвижения насадков, который состоит из четырех гидроцилиндров 4 с телескопическими поршнями. Синхронность движения цилиндров обеспечивается введением гидравлической связи между ними. Параметры гидропривода рассчитывают по обычным зависимостям, принятым для расчета гидросистем [8].



**Рис. 3.15. Конструктивная схема сопла двигателя III ступени ракеты МХ (США):**  
**1** — неподвижная часть сопла; **2** — телескопический привод; **3** — внутренний насадок; **4** — внешний насадок

Раздвижные сопла могут быть не только с одним, но и с двумя насадками (рис. 3.15). Здесь выдвижение насадков и их фиксация в рабочем положении происходит одновременно с помощью автономного привода, выполненного в виде телескопических гидравлических поршневых штанг, соединенных с обоими насадками. Каждая телескопическая штанга с узлами крепления представляет собой кулисный механизм. Четыре штанги обеспечивают соосное выдвижение насадков, система демпфирования позволяет получить требуемую скорость стыковки насадков. Источником энергии перемещения насадков является пороховой аккумулятор давления.

### 3.5. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РДТТ

Органы управления (ОУ) предназначены для обеспечения заданной программы полета летательного аппарата (ракеты). Будучи составной частью РДТТ, ОУ в то же время являются исполнительным элементом системы управления ракетой, что обуславливает определенную специфику их конструирования и расчета параметров.

В современных РДТТ наибольшее применение получили газодинамические органы управления, в которых для создания управляющих сил используется энергия продуктов сгорания топлива двигательной установки. Именно эта группа ОУ подробно рассмотрена в дальнейшем.

Различают ОУ локального действия и подвижные управляющие сопла. ОУ локального действия (газовые рули, щитки, устройства впрыска жидкости или вдува газа) устанавливают на неподвижном (стационарном) сопле. Характерной особенностью подвижных управляющих сопел является наличие подвижной части соплового тракта, шарнирно соединенной с неподвижной частью (или с кор-

пусом двигателя). Связь подвижной и неподвижной частей сопла осуществляют с помощью подвеса.

В зависимости от положения разъема между подвижной и неподвижной частями различают разрезные (рис. 3.16, а), качающиеся (рис. 3.16, б), поворотные (рис. 3.16, в) и вращающиеся (рис. 3.16, г) сопла.

Разъем разрезного сопла (см. рис. 3.16, а) выполнен в сверхзвуковой части раструба. Качающееся и поворотное сопло (рис. 3.16, б, в) имеют разъем в дозвуковой области.

При выборе и проектировании ОУ должны быть обеспечены: необходимые управляющие силы (моменты) по каналам тангажа, рыскания и крена;

минимальные потери удельного импульса при работе ОУ;

минимальные масса и габариты ОУ;

минимальные потребная мощность, масса и габариты рулевого привода, приемлемые амплитудофазочастотные характеристики;

стабильность газодинамических и моментных характеристик, а также их линейная зависимость от хода штока рулевой машины;

надежность работы и сохранение работоспособности при заданных режимах и условиях хранения, эксплуатации и транспортировании;

простота конструкции и эксплуатации;

минимальные сроки и стоимость изготовления и отработки;

технологичность изготовления.

Выбору ОУ предшествуют экспериментальные и теоретические исследования, результаты которых позволяют выяснить, в какой степени органы управления удовлетворяют поставленным выше требованиям.

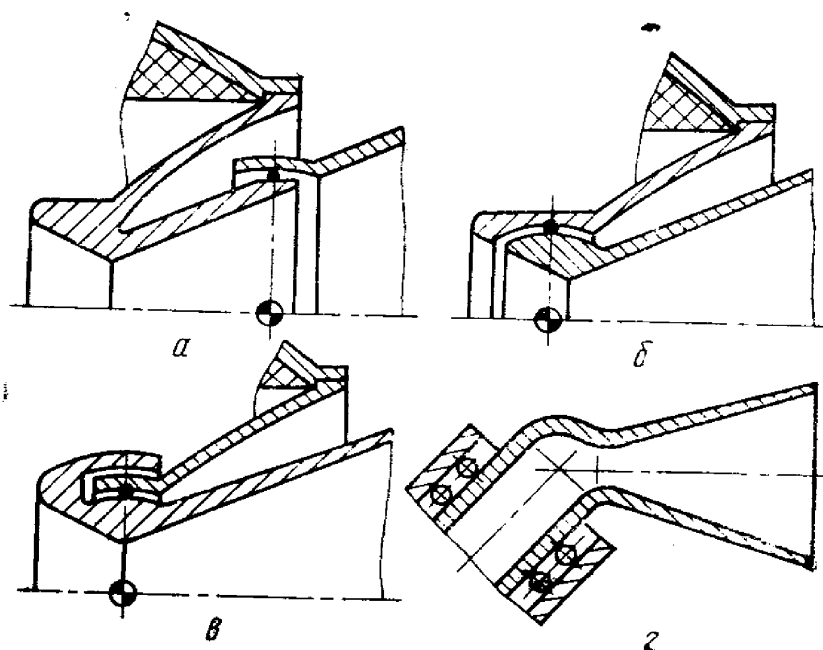


Рис. 3.16. Схемы подвижных управляющих сопел

пусом двигателя). Связь подвижной и неподвижной частей сопла осуществляют с помощью подвеса.

В зависимости от положения разъема между подвижной и неподвижной частями различают разрезные (рис. 3.16, а), качающиеся (рис. 3.16, б), поворотные (рис. 3.16, в) и вращающиеся (рис. 3.16, г) сопла.

Разъем разрезного сопла (см. рис. 3.16, а) выполнен в сверхзвуковой части раструба. Качающееся и поворотное сопло (рис. 3.16, б, в) имеют разъем в дозвуковой области.

При выборе и проектировании ОУ должны быть обеспечены: необходимые управляющие силы (моменты) по каналам тангажа, рыскания и крена;

минимальные потери удельного импульса при работе ОУ;

минимальные масса и габариты ОУ;

минимальная потребляемая мощность, масса и габариты рулевого привода, приемлемые амплитудофазочастотные характеристики;

стабильность газодинамических и моментных характеристик, а также их линейная зависимость от хода штока рулевой машины;

надежность работы и сохранение работоспособности при заданных режимах и условиях хранения, эксплуатации и транспортирования;

простота конструкции и эксплуатации;

минимальные сроки и стоимость изготовления и отработки;

технологичность изготовления.

Выбору ОУ предшествуют экспериментальные и теоретические исследования, результаты которых позволяют выяснить, в какой степени органы управления удовлетворяют поставленным выше требованиям.

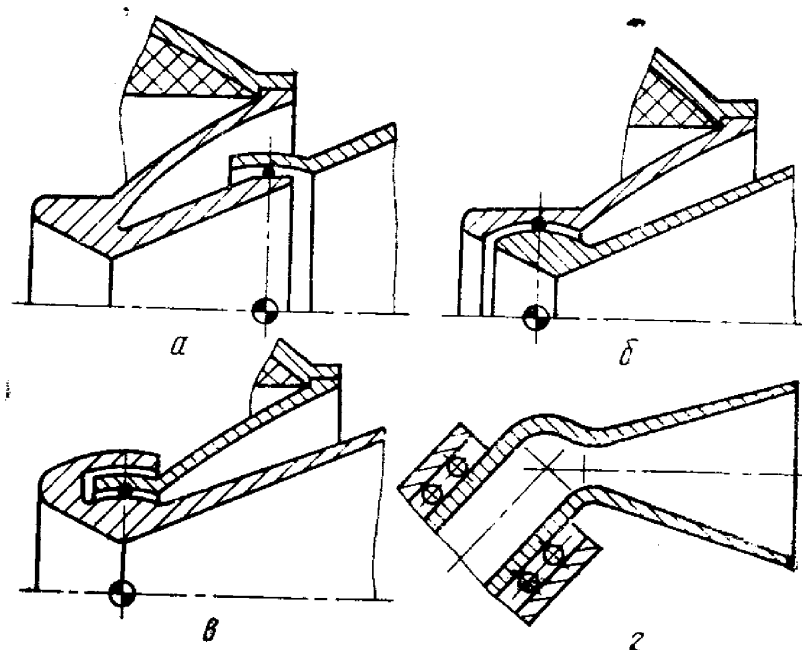


Рис. 3.16. Схемы подвижных управляющих сопел

Газовый руль с помощью кронштейна 5 крепят к корпусу двигателя. Перо 1 руля через тарель 2 и вал 3 соединяют с рулевым приводом. Вал 3 руля опирается на шарикоподшипники, воспринимающие радиальную и осевую нагрузки. Перо 1 изготавливают из эрозионно-стойких материалов, обеспечивающих наименьший обгар его кромки и поверхностей, если в продуктах сгорания содержится значительная доля конденсированных частиц. Минимальный обгар руля важен для сохранения рабочей поверхности руля и положения центра давления, влияющего на момент сопротивления руля вращению. Для двигателей с большим временем работы рули изготавливают из вольфрамовых сплавов; для двигателей с небольшим временем работы (5—10 с) рули могут быть изготовлены из УУКМ.

Недостатком газовых рулей являются большие потери тяги, определяемые по формуле

$$\Delta R_x = c_x \rho \frac{W^2}{S},$$

где  $c_x$  — коэффициент лобового сопротивления руля.

Для реализации конструкций газовых рулей коэффициенты  $c_y$  и  $c_x$  составляют 0,5 и 0,7.

При управляющих силах  $R_y > 30\%$  тяги размеры рулей ограничивают возможность их размещения в сопле. В этом случае руль может быть выполнен с несколькими перьями (руль-гребенка).

Рациональным с точки зрения создания боковой силы и обеспечения минимума потерь тяги считают угол отклонения сопла  $\alpha \leq \pm 20^\circ$ .

Область применения газовых рулей ограничивается обычно двигателями с малым временем работы (10 с) и малой величиной управляющих сил (до 30% тяги).

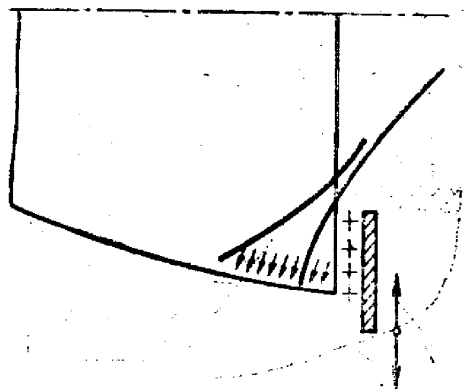


Рис. 3.19. Схема образования управляющей силы на щитке



Боковая управляющая сила (рис. 3.19) может создаваться также посредством механического воздействия на поток отражателями (щитками, интерцепторами), помещаемыми в поток на срезе (щиток) или внутри контура сопла (интерцептор). При введении щитка или интерцептора поперек потока возникает  $\lambda$ -образный скачок уплотнения, создающий зону повышенного давления на части раструба перед преградой.

В РДТТ щитки и интерцепторы не получили применения из-за трудности обеспечения стойкости конструкции щитка (интерцептора) в сверхзвуковом потоке ( $M_a > 2$ ), содержащем до 35% конденсированных твердых частиц.

Боковая управляющая сила при вдуве газа в сверхзвуковую часть сопла (рис. 3.20) создается импульсом вдуваемой струи и перераспределением давления на стенках сопла в области отверстия. В качестве рабочего тела для вдува могут быть использованы продукты сгорания топлива основного двигателя, продукты сгорания топлива специального жидкостного газогенератора (ЖГТ) или порохового аккумулятора давления (ПАД), а также инертные газы от аккумулятора давления. Наиболее целесообразно в качестве рабочего тела для вдува применять продукты сгорания основного двигателя, подача которых может регулироваться специальными газораспределительными устройствами (клапанами).

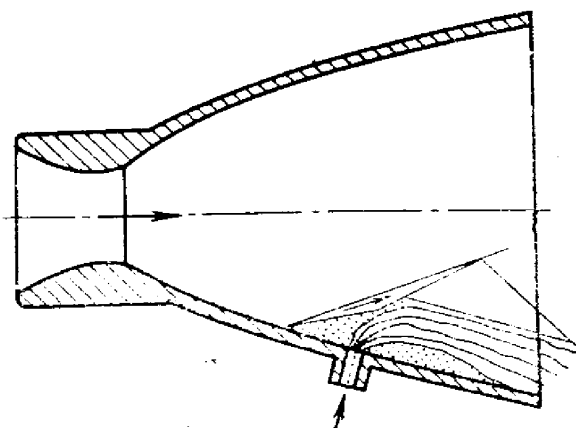
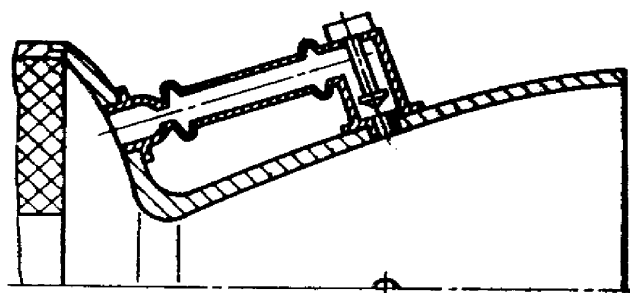


Рис. 3.20. Схема образования управляющей силы при вдуве газа в сверхзвуковую часть сопла

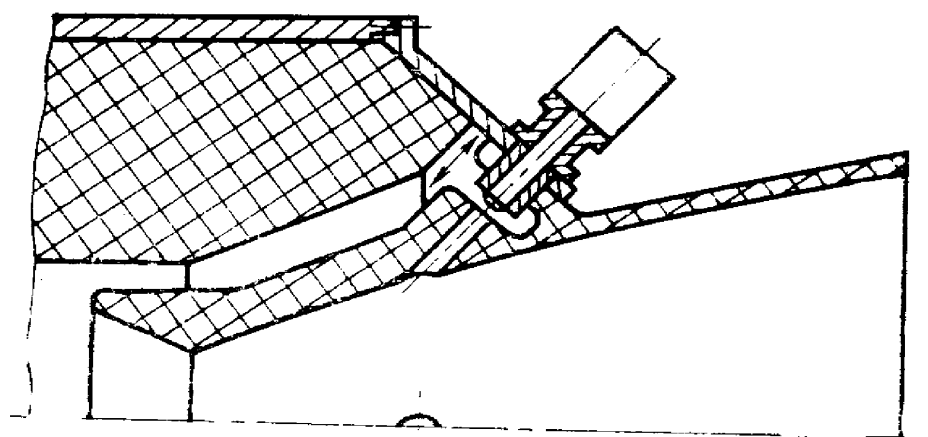
Механизм образования управляющей силы подробно описан в работах [11, 29, 30].

Управляющая сила зависит от местоположения отверстий вдува по профилю сопла, угла наклона вдуваемой струи, энергетических характеристик газа. Максимальное значение может быть получено при расположении отверстий на расстоянии 0,3—0,4 длины сопла от среза по углом 110—130° к оси сопла навстречу потоку.

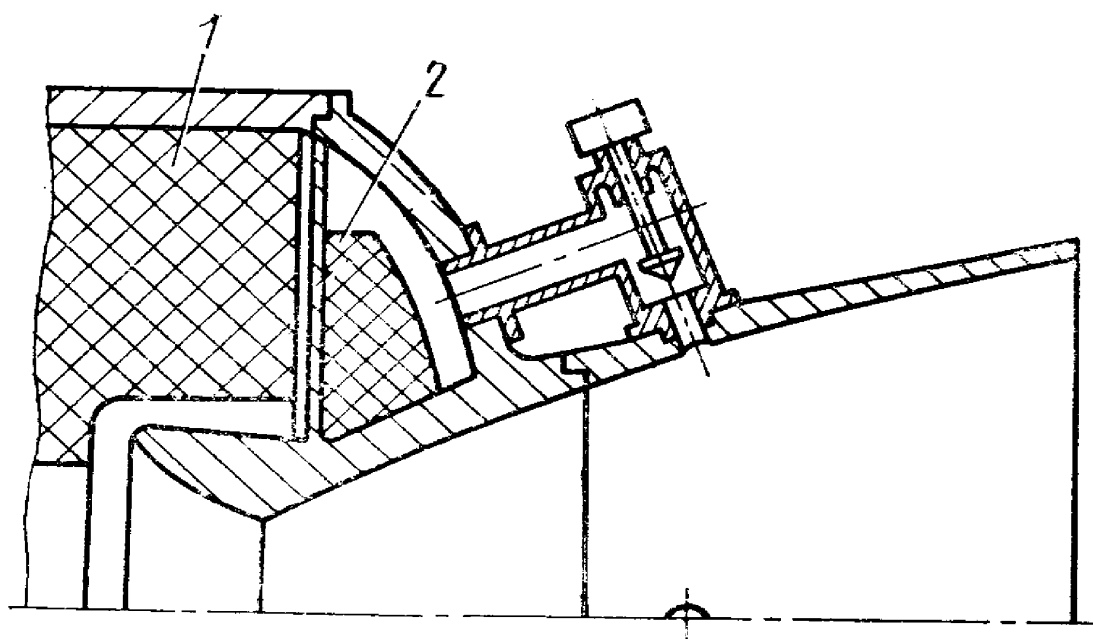
Эффективность вдува пропорциональна  $RT$  ( $R$  — газовая постоянная,  $T$  — температура газа).



**Рис. 3.21.** Конструктивная схема органа управления с клапанами вдува с газоводами



**Рис. 3.22.** Конструктивная схема органа управления с клапанами вдува без газоводов



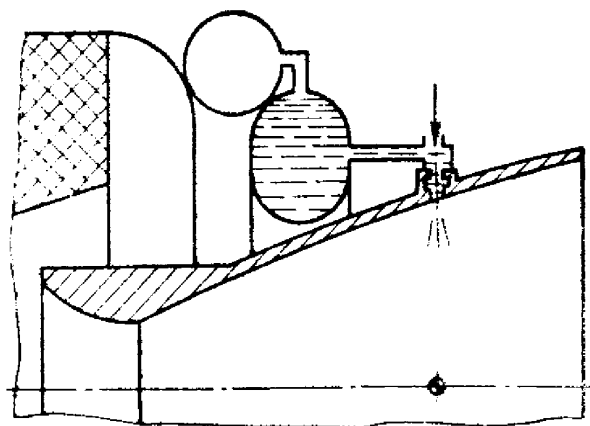
**Рис. 3.23.** Конструктивная схема сопла с вдувом газа от автономного заряда:  
1 — основной заряд; 2 — заряд из низкотемпературного топлива

Схема с газопроводами, подводящими газ к четырем клапанам, расположенным на сопле, представлена на рис. 3.21, схема вдува без газопроводов — на рис. 3.22. Клапан и отверстия вдува (4 шт.) расположены на утопленной части сопла. Отсутствие газопроводов облегчает работу клапанов, так как истечение газа при открытии клапана осуществляется практически из неограниченно большого объема.

Осуществление системы управления вектором тяги посредством вдува газа затруднена из-за необходимости создания клапана, который должен изменять расход вдуваемого газа по командам от системы управления.

Для облегчения условий работы клапанов может быть использована схема вдува газа от автономного заряда из низкотемпературного (холодного) топлива, расположенного внутри камеры сгорания (рис. 3.23).

По тому же принципу создания управляющих сил (см. рис. 3.20) работает система впрыска жидкости в сверхзвуковую часть сопла. При этом следует учитывать тепловые и химические явления, связанные с испарением жидкости. Испарение жидкости, с одной стороны, увеличивает массу газов и боковую силу, с другой стороны, оказывает охлаждающее воздействие теплообмена с основным потоком, способствующее снижению давления в зоне возмущения и уменьшению боковой силы. Для уменьшения охлаждающего воздействия применяют легкоиспаряющиеся жидкости (фреон). Эффективность такой системы в 2—3 раза ниже эффективности горячего вдува. Для повышения эффективности системы впрыска можно применять химически активные жидкости (например, перекись водорода  $\text{H}_2\text{O}_2$ , четырехокись азота  $\text{N}_2\text{O}_4$ ).



**Рис. 3.24. Конструктивная схема сопла с системой впрыска жидкости**

Конструктивная схема сопла с системой впрыска жидкости приведена на рис. 3.24. Жидкость (например, фреон) находится в торовом баллоне, из которого она вытесняется сжатым газом к клапанам впрыска. Преимуществом такой системы является отсутствие управляющих органов, работающих при высоких температурах.

турах, малая инерционность и высокая надежность. Однако возникает проблема хранения жидкости на борту твердотопливной ракеты. Системы с впрыском жидкости применяют в двигателях верхних ступеней ракет, уровень управляющих сил на которых невелик.

**Подвижные управляющие сопла.** Как известно, подвижные управляющие сопла делят на разрезные, качающиеся, поворотные и вращающиеся. Сила, действующая на подвижную часть сопла и воспринимаемая подвесом,

$$Q = \dot{m} W_{\text{вх}} + S (p_{\text{вх}} - p_{\text{н}}) - R,$$

где  $\dot{m}$  — расход;  $W_{\text{вх}}$  — скорость на входе в подвижную часть;  $S$  — площадь сечения на входе подвижной части сопла;  $p_{\text{вх}}$ ,  $p_{\text{н}}$  — давление на входе и выходе подвижной части сопла;  $R$  — тяга сопла.

При отклонении подвижной части создается управляющая сила, пропорциональная углу отклонения сопла (выражается в процентах от тяги двигателя). Для современных маршевых РДТТ межконтинентальных баллистических ракет (МБР) управляющая сила (усилие) составляет 3—10% тяги двигателя, угол отклонения сопла — 2—8°.

Угол отклонения сопла является важнейшим параметром при его конструировании. Кроме того, подвижные управляющие сопла должны обеспечивать:

создание минимальной нагрузки на рулевой привод (минимального шарнирного момента);

необходимую жесткость кинематической передачи от подвеса к рулевому приводу (жесткость системы рулевой привод — органы управления);

минимальный момент инерции подвижной части;

надежное уплотнение разъема.

Наиболее ответственным элементом подвижного сопла является подвес. Могут быть выделены подвесы:

механические, в которых нагрузка передается через жесткий элемент;

гидравлические, в которых нагрузка передается через жидкость, заключенную в замкнутом объеме;

упругие, в которых нагрузка передается через эластичный конструктивный элемент.

В разрезном сопле с двухцапфенным подвесом (рис. 3.25) подвижная часть 5 установлена с помощью осей 4 и кронштейнов 2 на неподвижной части 1. Такую конструкцию применяют в двигателях четырех сопловых схем. Для двигателей односопловых схем необходимо применять более сложные подвесы, например карданный.

Принцип работы карданного подвеса поясняется схемой (рис. 3.26).

Подвижная часть сопла установлена на карданном кольце 5 с помощью двух осей и может отклоняться относительно кольца в

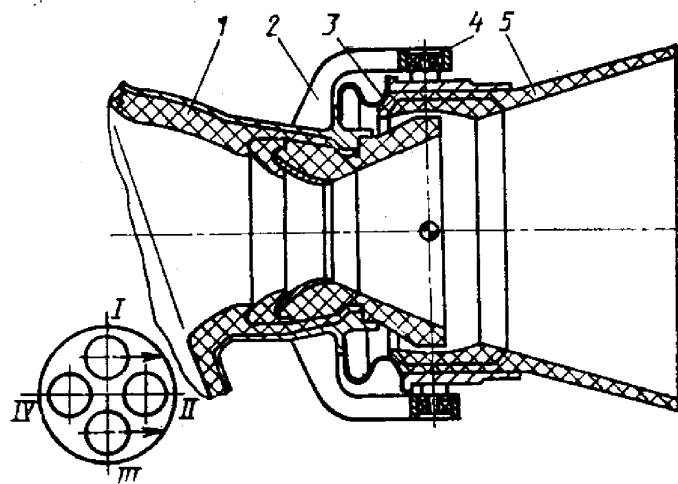


Рис. 3.25. Конструктивная схема разрезного управляющего сопла:  
 1 — неподвижная часть; 2 — кронштейн; 3 — уплотнительная диафрагма;  
 4 — ось; 5 — подвижная часть; I—III, II—IV — плоскости стабилизации ракеты

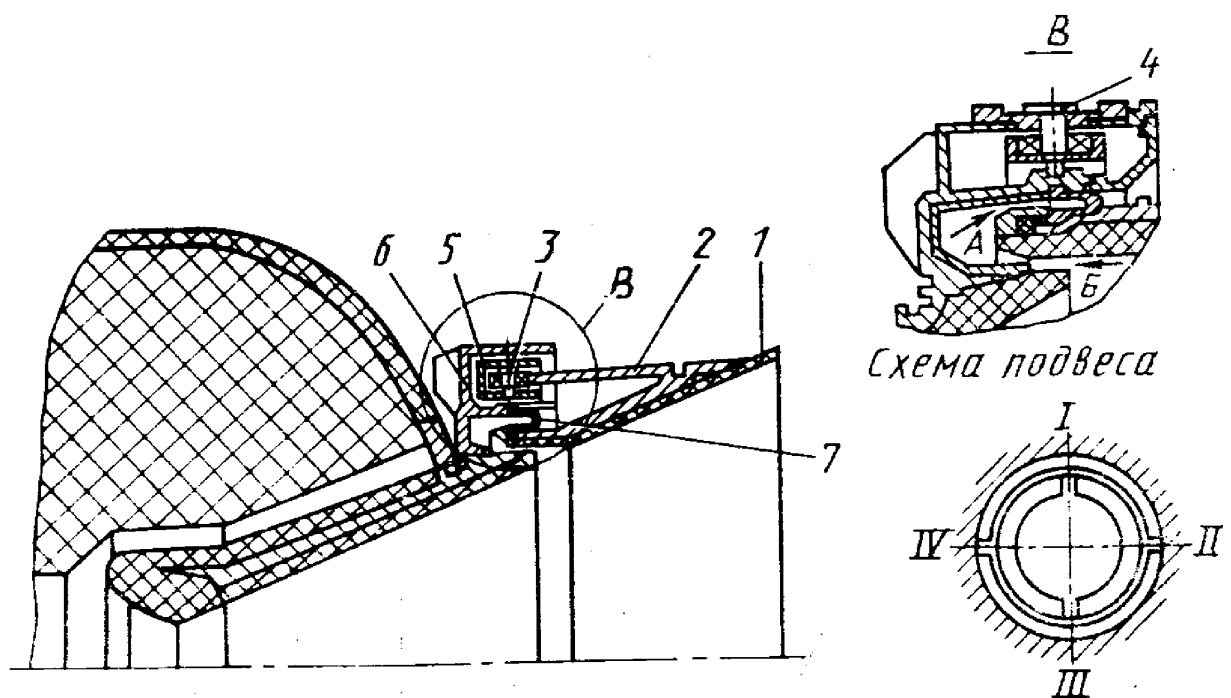


Рис. 3.26. Конструкция разрезного сопла в карданном подвесе

плоскости I—III. Карданное кольцо установлено с помощью двух осей на неподвижном корпусе и может отклоняться вместе с подвижной частью относительно корпуса в плоскости II—IV. Подвижная часть 1 с помощью кронштейна 2, подшипников 3 и двух осей 4 крепится к карданному кольцу 5, которое с помощью также двух осей, расположенных в плоскости, смещенной на  $90^\circ$ , крепится к неподвижному корпусу 6. Для увеличения жесткости подвеса и уменьшения его габаритов карданное кольцо установлено внутри неподвижного корпуса. Уплотнение разъема между неподвижной

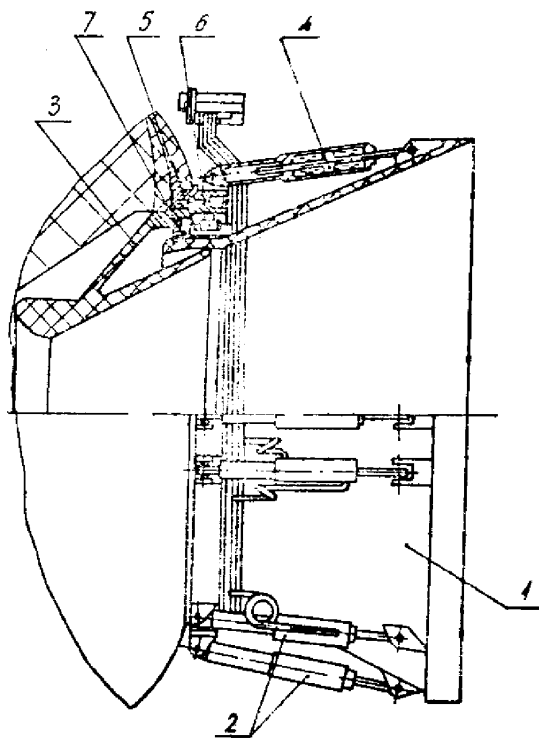
частями осуществляют резиноасбестовой диафрагмой 7. Для защиты диафрагмы от воздействия высокой температуры и конденсированных продуктов сгорания топлива выполняется лабиринт—неизменяющиеся при отклонении сопла зазоры А и Б.

Сопло отклоняется рулевыми машинами, одна из которых отклоняет сопло относительно карданного кольца, а вторая — сопло с карданным кольцом относительно корпуса.

Недостатком конструкции является низкая жесткость, связанная с тем, что осевая нагрузка воспринимается в двух точках подвеса.

Для более нагруженных сопел применяют подвесы с большим количеством опорных точек, например, гидropодвес.

Гидроподвес (рис. 3.27) состоит из гидроцилиндров, соединенных трубопроводами в единую гидравлическую систему. Подвижная часть 1 сопла подвешена на гидроцилиндрах 2 к неподвижной части 3. Осевая нагрузка передается через поршень 4 на жидкость, заключенную в гидроцилиндрах. Число гидроцилиндров, их размеры (диаметры поршней) определяют с учетом действующей



**Рис. 3.27. Схема гидropодвеса:**

1 — подвижная часть сопла; 2 — гидроцилиндры; 3 — неподвижная часть сопла; 4 — поршень; 5 — направляющая; 6 — ролик; 7 — диафрагма

осевой силы и допустимого уровня давления жидкости в гидросистеме. При отклонении сопла (и перемещении поршня 4) жидкость по трубопроводам перетекает из одного цилиндра в другой (из цилиндра, расположенного в плоскости стабилизации I ракеты, в цилиндр, расположенный в плоскости стабилизации III ра-

кеты). Для восприятия знакопеременных осевых нагрузок жидкость должна находиться в обеих плоскостях гидроцилиндра, не связанных между собой.

Центр поворота сопла создается с помощью четырех специальных направляющих устройств, расположенных в плоскостях стабилизации I—III, II—IV) ракеты.

При действии осевой силы вследствие сжатия жидкости возможно осевое перемещение сопла (просадка). Уменьшение просадки достигается удалением воздуха из гидросистемы, т. е. герметизацией подвеса и его вакуумированием перед заполнением гидросистемы жидкостью.

В качестве жидкости применяют маловязкие масла. Необходим специальный подбор диаметров маслоподводящих трубопроводов с целью уменьшения гидравлических потерь. Важной проблемой является необходимость сохранения жидкости в гидросистеме при эксплуатации изделия (срок эксплуатации изделия без проведения регламентных работ достигает 10—15 лет). С этой же целью в системе предусмотрено наличие компенсатора.

Снижение потерь жидкости также достигается путем уменьшения числа разъемных соединений, для чего маслоподводящие трубопроводы выполняют стальными, а их соединения с цилиндрами — сварными.

Рассмотренный гидроподвес целесообразно применять на разрезных управляющих соплах. Применение гидроподвеса на поворотных соплах затруднительно, так как вследствие возрастания осевой силы, характерного для поворотного сопла, требуется увеличивать число цилиндров гидроподвеса и их диаметральные размеры, что ухудшает условия компоновки, усложняет конструкцию и увеличивает ее массу.

Разновидностью гидравлических подвесов является гидрокольцевой подвес (типа «Текролл»), имеющий большую несущую способность (рис. 3.28). Он представляет собой сферический шарнир, в котором нагрузка, действующая на подвижную часть сопла 1, передается на неподвижную часть 2 через жидкость, заполняющую внутренний объем шарнира, образованный двумя герметичными диафрагмами 3 и 4, расположенными в кольцевых сферических зазорах между подвижной и неподвижной частями сопла. Отклонение сопла возможно благодаря свободному перетеканию жидкости во внутренней полости шарнира.

Основным элементом подвеса является диафрагма, способная выдерживать высокие давления в подвесе (при давлении в камере  $p_k \approx 8$  МПа давление жидкости достигает приблизительно 15—20 МПа), обеспечивать требуемое число отклонений органа управления на заданные углы, сохранять свойства в процессе хранения и эксплуатации.

Преимуществом данного подвеса является простота конструкции сопла, малое число деталей и уплотнений, достаточно высокая осевая жесткость, определяемая только податливостью диафрагм,

малый момент трения. Недостаток — ограниченный ресурс работы диафрагм, трудность сохранения свойств работоспособности подвеса в течение гарантийного срока хранения.

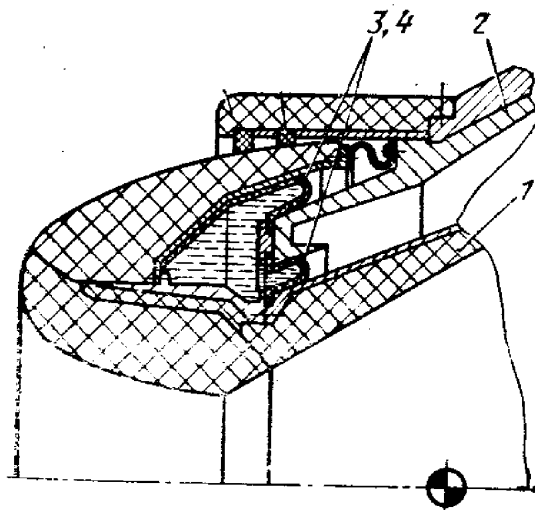


Рис. 3.28. Гидрокольцевой подвес

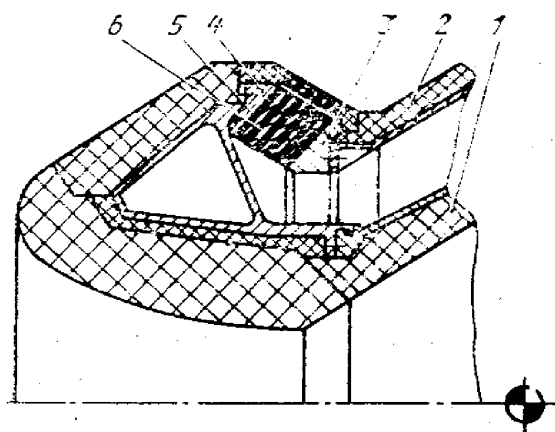


Рис. 3.29. Сопло на эластичном опорном шарнире:

1 — подвижная часть сопла; 2 — неподвижная часть сопла; 3, 4 — опорные кольца; 5 — жесткая тарель; 6 — эластомер

Упругий подвес представляет собой шарнирный узел, состоящий из последовательно чередующихся концентрических сферических взаимосвязанных эластичных и жестких колец, соединенных склейкой. Узел устанавливают между подвижной и неподвижной частями сопла, он обеспечивает пространственное отклонение сопла за счет упругих деформаций (сдвига) элементов из эластомера. Такой тип упругого подвеса называют эластичным опорным шарниром (ЭОШ) (рис. 3.29). ЭОШ состоит из склеенных в единый узел опорных колец 3 и 4, жестких тарелей 5 и слоев эластомера 6. Опорные кольца обычно изготавливают из металла, тарели — из металла или пластика. В качестве эластомера используют натураль-



ный каучук или резину на основе синтетического изопренового каучука. Эластомер должен иметь низкий модуль сдвига, который определяет момент сопротивления отклонению сопла и соответственно мощность и массу пулевого привода.

Размеры шарнира, число и толщину слоев эластомера, углы наклона граней ЭОШ к оси сопла определяют из условия обеспечения допустимых контактных напряжений по эластомеру, минимизации угловой жесткости ЭОШ. На рис. 3.29 представлен ЭОШ, центр поворота которого находится за критическим сечением сопла (ЭОШ с задним центром). При таком положении центра поворота обеспечивают минимальный момент инерции сопла и наилучшие условия в отсеке. Возможно также применение ЭОШ с передним центром, т. е. когда центр поворота находится перед критическим сечением сопла. Для ЭОШ характерны значительные осевые просадки, превышающие таковые у ранее рассмотренных подвесов.

Преимуществами ЭОШ являются простота конструкции и высокая надежность (благодаря совмещению в подвесе функции подвеса и уплотнения), причем надежность ЭОШ как узла уплотнения повышается с возрастанием давления в камере двигателя. В структуре шарнирного момента практически отсутствует трение без смазочного материала. Недостатком ЭОШ является большой шарнирный момент. Как элемент подвеса ЭОШ работоспособен в определенном диапазоне температур, близких к нормальным.

**Органы управления по каналу крена.** При использовании в качестве ОУ центральных подвижных управляющих сопел управление вектором тяги обеспечивается только по каналам тангажа и рыскания. Для управления по каналу крена необходимы дополнительные ОУ. Наиболее просто эта задача решается установкой спе-

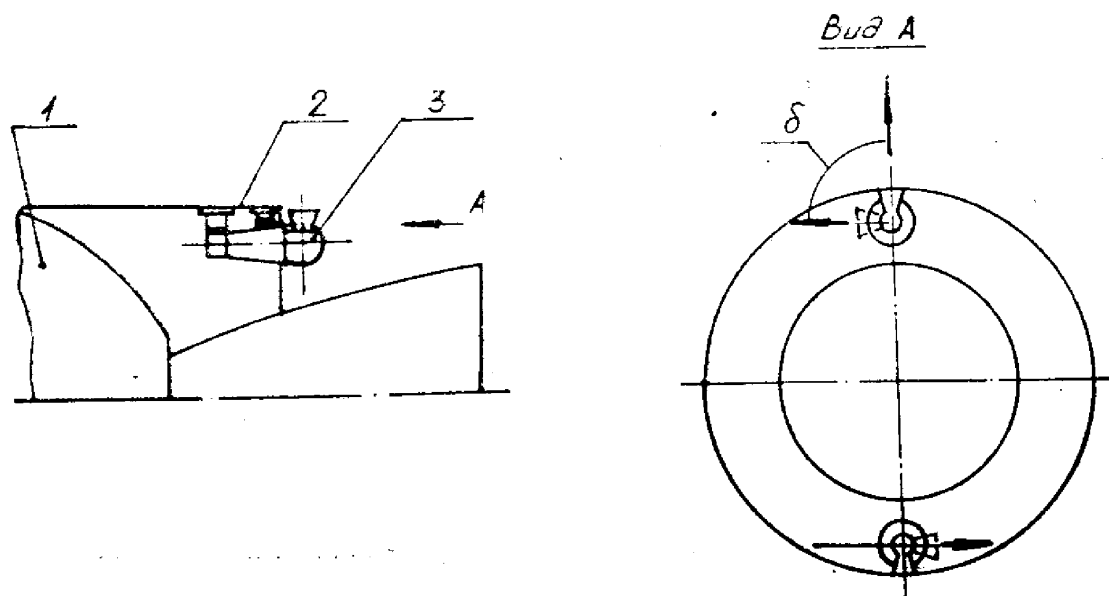


Рис. 3.30. Схема управления по каналу крена с помощью двух РДТТ:  
1 — основной двигатель; 2 — отсек; 3 — двигатель крена

циальных двигателей крена, создающих управляющий (вращающий) момент относительно продольной оси ракеты.

Схема управления по каналу крена с помощью двух двигателей, установленных параллельно оси маршевого РДТТ, представлена на рис. 3.30. Двигатели крена запускаются одновременно с маршевым двигателем. При отсутствии команды на управление по крену двигатели крена не создают управляющего момента. При отклонении двигателя крена возникает управляющий момент

$$M_{\text{упр}} = nRL \sin \delta,$$

где  $n$  — число двигателей крена;  $R$  — тяги двигателя крена;  $L$  — плечо расположения двигателя относительно продольной оси ракеты;  $\delta$  — угол отклонения двигателя.

Максимальный управляющий момент достигается при  $\delta = 90^\circ$ , однако угол  $\delta$  составляет обычно не более  $60-70^\circ$ , так как дальнейшее его повышение неэффективно.

Для управления по крену можно применять вращающиеся сопла (рис. 3.31), при этом сам двигатель крена следует устанавливать неподвижно. Сопло содержит неподвижную часть 1 и подвижную часть 2, установленную на подшипниках качения 3, 4. Ось вращения подвижной части обычно выбирают перпендикулярную оси сопла. В критическом сечении сопла установлена облицовка из тугоплавких материалов.

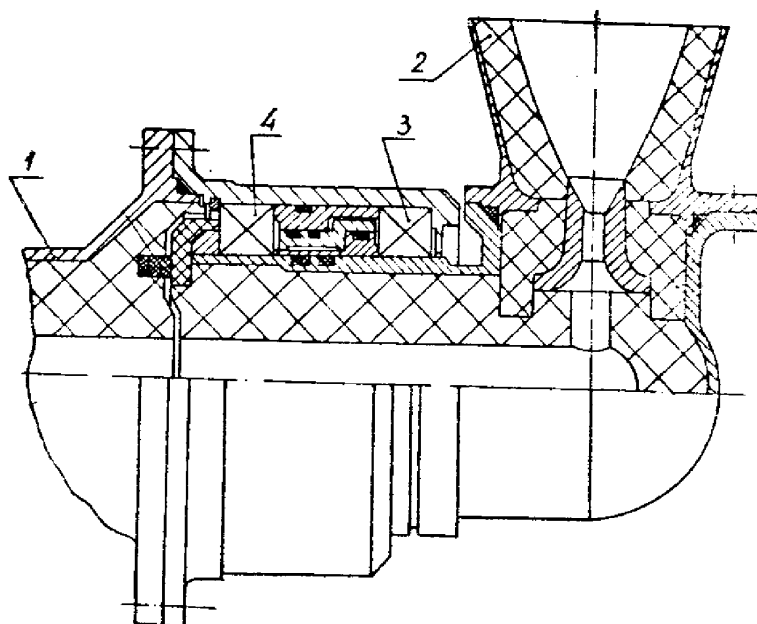


Рис. 3.31. Конструкция вращающегося управляющего сопла

Для управления по крену можно также применять газовые рули и газоперепускные клапаны.

**Расчет основных характеристик органов управления.** Управляющая сила  $R_y$  является важнейшей характеристикой ОУ:

$$R_y = M_{\text{упр}} / L_{\text{оу}},$$

где  $M_{\text{упр}}$  — заданный управляющий момент, создаваемый ОУ относительно центра тяжести ступени (ракеты);  $L_{\text{оу}}$  — расстояние от точки приложения управляющих сил на сопле до центра тяжести ступени.

Оно задается, как правило, в относительной форме (в % от тяги двигателя)

$$\bar{R}_y = \frac{R_y}{R} 100.$$

При этом обычно предъявляют требования линейной зависимости управляющих сил от углов поворота сопла ( $\delta$ ).

С учетом этого управляющая сила

$$R_y = R \sin \delta \quad \text{или} \quad \bar{R}_y = \bar{R}_y^{\delta} \delta,$$

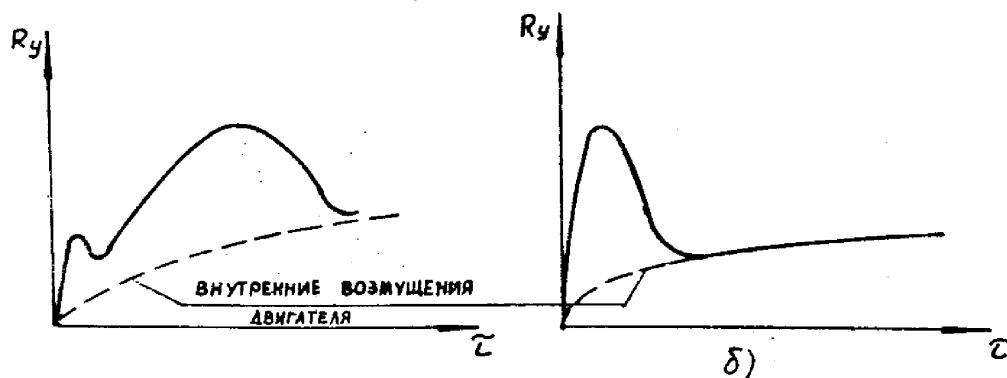
где  $R$  — тяга двигателя;  $R_y$  — производная управляющей силы по углу отклонения (эффективность сопла).

Эффективность качающегося и поворотного сопел составляет

$$\bar{R}_y^{\delta} \approx 1,75\% R \text{ } 1^\circ.$$

Эффективность разрезного сопла определяется положением разъема по профилю сверхзвуковой части сопла. Для разъемов, расположенных непосредственно за критическим сечением, производная управляющей силы максимальна:  $\bar{R}_y^{\delta} = 1,8\% R \text{ } 1^\circ$ .

Потребные управляющие силы задаются в технических заданиях на разработку двигателя. Характер изменения управляющих сил  $R_y$  по времени работы  $\tau$  двигателя представляется обычно в виде диаграммы (рис. 3.32).



**Рис. 3.32. Диаграммы изменения управляющих сил по времени полета ракеты:**  
а — для нижних ступеней ракеты; б — для верхних ступеней ракеты

Для двигателей первых ступеней значения управляющих сил максимальны (старт, скоростные напоры) (см. рис. 3.32 а), для двигателей верхних ступеней абсолютные и относительные значения управляющей силы меньше (см. рис. 3.32 б). «Пики»  $R_y$  вызваны разделением ступеней. Максимальное значение управляющих сил составляет для I ступени 5—10%, для II ступени 4—6%, для III ступени 2—4% тяги двигателя, а максимальные углы отклонения поворотного сопла (при эффективности  $R_y = 1,7\% R$  1/°) соответственно 3,5—6°, 2,5—3,5°, 1—2,5°. Эти углы, выбранные с учетом выполнения требований по величине управляющей силы, называют рабочими углами отклонения ( $\delta$ ). В идеальном случае рабочему углу  $\delta$  точно соответствует ход штока рулевой машины, установленной на сопле с помощью кинематической передачи. Однако из-за уменьшения угла, вызванного деформациями (нежесткостью) кинематической передачи, точностью установки и люф-

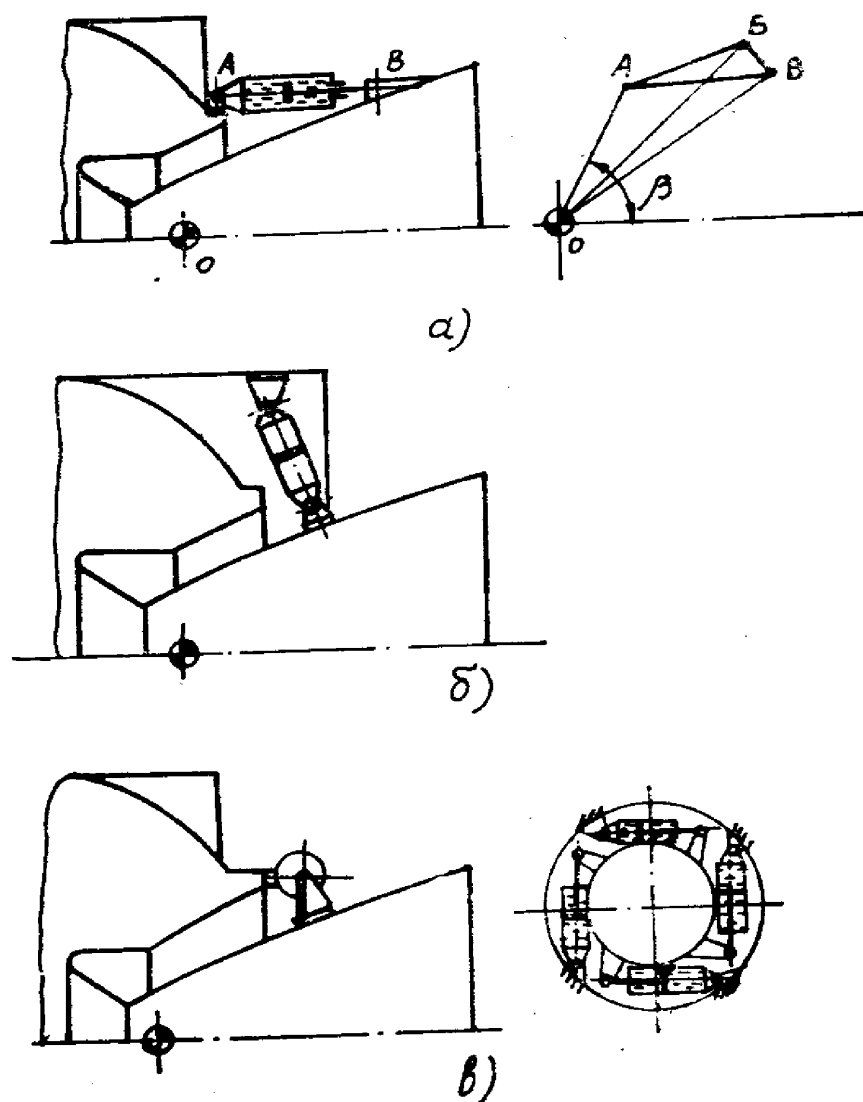


Рис. 3.33. Схема кинематической передачи рулевая машина (РМ) — поворотное сопло

тами РМ, просадкой сопла, ход штока РМ следует выбирать несколько большим. Соответствующий увеличенному ходу штока теоретический угол отклонения сопла при отсутствии потерь в кинематической передаче определяют в соответствии с кинематической схемой (рис. 3.33); его называют кинематическим углом  $\beta$ .

$$\beta = \arccos \frac{a^2 + b^2 - (c \pm h)^2}{2ab} - \arccos \frac{a^2 + b^2 - c^2}{2ab},$$

где

$$a = \sqrt{x_B^2 + y_B^2}; \quad b = \sqrt{x_A^2 + y_A^2};$$

$$c = \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2}$$

$x_A, x_B, y_A, y_B$  — координаты точек крепления РМ (точки А и В на рис. 3.33, а) в прямоугольной системе координат с началом, совпадающим с центром вращения сопла (точка О);  $h$  — ход штока РМ.

На рис. 3.33, а приведена типичная кинематическая схема с продольным расположением силовых цилиндров РМ. В зависимости от условий компоновки могут рассматриваться и другие схемы установки РМ:

нормальная (см. рис. 3.33, б), когда РМ устанавливается в плоскости отклонения сопла не параллельно оси сопла, а по нормали к профилю;

тангенциальная (см. рис. 3.33, в), когда РМ устанавливается тангенциально к контуру сопла.

Рассмотренные кинематические схемы обеспечивают минимальные потери угла, так как силовая схема РМ — подвес ОУ выполнена с минимальным задействованием нежестких элементов, вносящих существенную долю в эти потери. Возможны более сложные кинематические схемы с использованием дополнительных рычагов и качалок. Их применение целесообразно в тех случаях, когда по каким-либо причинам на сопле невозможно разместить РМ с определенным ходом штока и развиваемым усилием, как это показано на рис. 3.33.

Потери угла на деформацию конструкции определяют по формуле

$$\delta_1 = M_{ш}/c,$$

где  $M_{ш}$  — шарнирный момент сопла;  $c$  — жесткость кинематической передачи РМ — ОУ (величина, обратно пропорциональная деформациям).

Тогда угол  $\beta = \delta + \delta_1 + \delta_2$ , где  $\delta_2$  — потери угла на точность установки РМ, люфты РМ, просадку сопла.

В РМ устанавливают механические упоры, которые ограничивают ход штока ( $h$ ) РМ соответствующей отклонению сопла на угол  $\beta$ , и устраняют соударение подвижных и неподвижных частей сопла.



Суммарный шарнирный момент определяется основными его составляющими, которые зависят от угла отклонения (перемещения), параметров процесса управления (скорости и ускорения перемещения исполнительных элементов ОУ), а также перегрузок, действующих на ракету в полете.

Структурное уравнение шарнирного момента может быть записано в виде

$$M_{\text{ш}} = M_{\text{поз}} + M_{\text{тр}} + M_{\text{ас}} + M_{\text{демпф}} + M_{\text{ин}} + M_{\text{аэр}} + M_{\text{деб}},$$

где  $M_{\text{поз}}$  — позиционный момент, зависящий при прочих равных условиях только от позиционного положения ОУ;  $M_{\text{тр}}$  — момент трения, обусловленный действием сил трения при перемещении элементов конструкции, находящихся в механическом контакте;  $M_{\text{ас}}$  — момент асимметрии, действующий в «нулевом» положении исполнительного элемента ОУ, обусловлен технологическими погрешностями изготовления, сборки, деформациями элементов конструкции и газодинамической асимметрией при работе двигателя, носит случайный характер;  $M_{\text{демпф}}$  — момент демпфирования;  $M_{\text{ин}}$  — инерционный момент;  $M_{\text{аэр}}$  — аэродинамический (гидродинамический) момент;  $M_{\text{деб}}$  — момент дебаланса.

Из перечисленных выше составляющих  $M_{\text{ш}}$  только первые три создаются непосредственно двигателем.

Расчет составляющих  $M_{\text{ш}}$  специфичен для каждого типа подвеса. В то же время отдельные составляющие  $M_{\text{ш}}$ , например  $M_{\text{ас}}$ , практически не зависят от типа подвеса.

Для механических и гидравлических подвесов поворотного сопла основной составляющей  $M_{\text{ш}}$  является  $M_{\text{тр}}$ , для эластичного шарнира — момент упругого сопротивления эластомера.

### 3.6. КОНСТРУКЦИИ СОПЛОВЫХ ЗАГЛУШЕК

Назначение заглушек в сопловых блоках следующее:

герметизация внутренних полостей РДТТ;

обеспечение внутрибаллистических характеристик на участке выхода двигателя на режим;

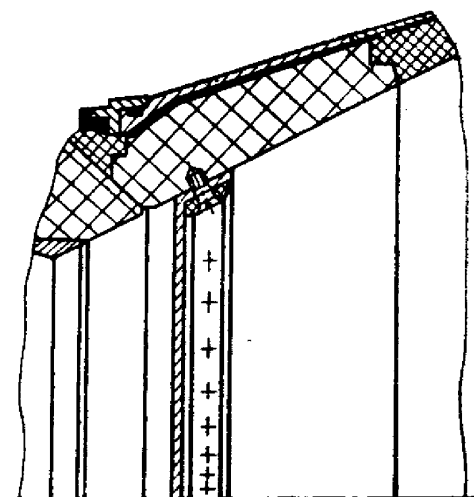
осуществление дополнительных функций (проведение регламентных работ, предстартового наддува, размещение воспламенителя и др.).

При разработке РДТТ к заглушке предъявляют как общие требования (по времени срабатывания или давлению вылета), так и специфичные для данного двигателя, касающиеся условий хранения и эксплуатации.

Различают сопловые заглушки: разрушающиеся; неразрушающиеся (неразпадающиеся); направленного вылета (перемещения); многофункциональные; для вспомогательных целей.

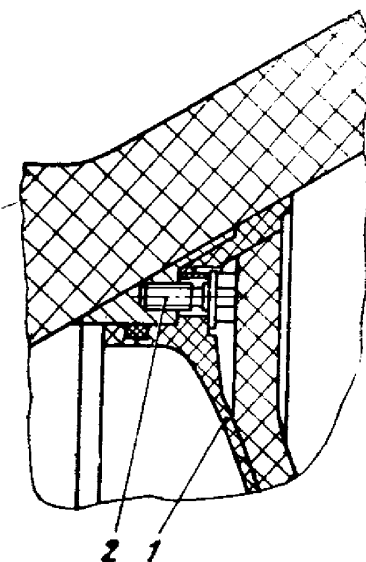
Наибольшее распространение получили заглушки, выполненные в виде мембран, разрушение которых при срабатывании происходит по калиброванным пазам или проточкам. Заглушку уста-

навливают в закритической или докритической части сопла посредством вклейки или на винтах (рис. 3.35), для обеспечения герметичности место стыка покрывают каким-либо герметизирующим составом. Основными преимуществами такой конструкции являются простота и надежность срабатывания.



**Рис. 3.35. Конструкция заглушки мембранного типа**

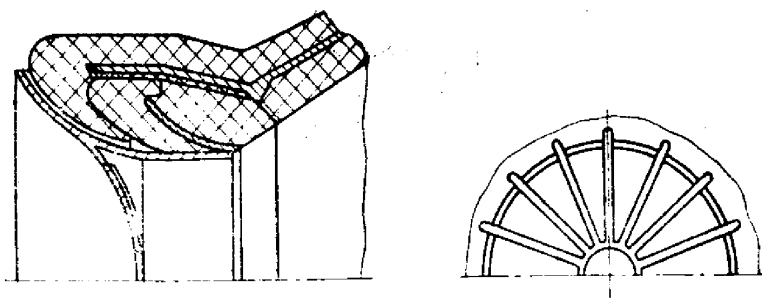
При необходимости точного воспроизведения заданного давления срабатывания в качестве разрушающего элемента сопловой заглушки используют болты с калиброванной шейкой (рис. 3.36).



**Рис. 3.36. Конструкция заглушки с калиброванными болтами:**  
1 — вылетающая часть заглушки; 2 — болт с калиброванным сечением

Для повышения плавности и безопасности срабатывания заглушки, уменьшения массы вылетающих частей применяют лестниковые заглушки (рис. 3.37).



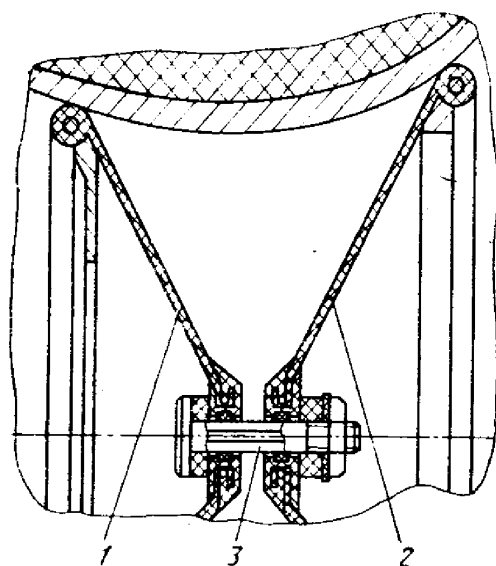


**Рис. 3.37. Конструкция лепестковой заглушки**

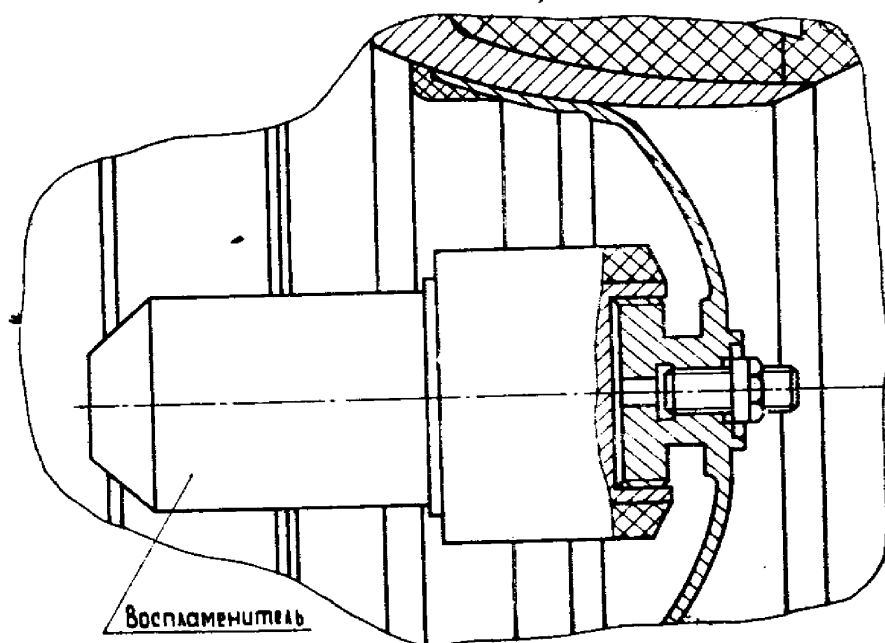
Заглушка представляет собой мембрану с радиально расходящимися от центра ослабленными сечениями. Повысить безопасность вскрытия заглушки можно путем уменьшения размеров частей разрушаемой заглушки. С этой целью заглушки изготовляют из закаленного стекла (типа сталинита), а также легкоплавких материалов.

При эксплуатации ряда изделий заглушки должны обеспечивать, помимо основных функций, ряд дополнительных: повышение наружного давления, размещение на заглушке воспламенителя и др.

Заглушка, допускающая повышенное наружное давление (рис. 3.38), выполнена из двух мембран 1 и 2 конической формы, обращенных вершинами друг к другу и соединенных крепящим болтом 3.



**Рис. 3.38. Конструкция двухсторонней заглушки**



**Рис. 3.39. Конструкция заглушки с установленным на ней воспламенителем**

Конструкция заглушки с установленным на ней воспламенителем показана на рис. 3.39.

## ГЛАВА 4

### УЗЛЫ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА, ОТСЕЧКИ. ПИРОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА РДТТ

#### 4.1. УЗЛЫ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система запуска предназначена для воспламенения заряда РДТТ (рис. 4.1). Воспламенение осуществляется горячими продуктами сгорания воспламенительного состава 6, выходящими из корпуса воспламенителя 7, установленного на передней крышке 4 РДТТ. Первичное инициирование (зажигание) воспламенительного состава осуществляется пиропатронами 1, 3, импульс от которых через коллектор 2 и форсажную трубку 5 после прорыва защитной мембраны 8 передается на воспламенительный состав 6.

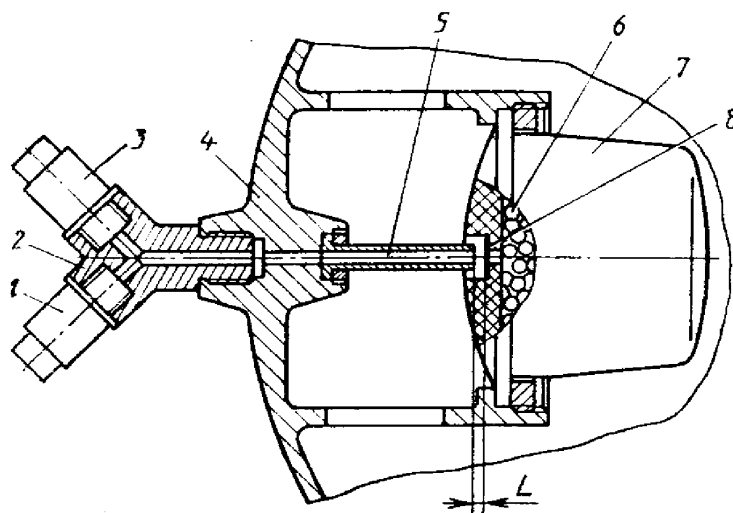


Рис. 4.1. Схема системы запуска РДТТ

**Инициаторы.** В качестве первичных инициаторов применяют электрические пиропатроны, в редких случаях — механического действия (накольного типа). Пиропатроны механического действия вместо мостиков накаливания имеют обычный накольный капсюль, являющийся первичным инициатором. Задействование такого пиропатрона происходит при ударе бойка накольного механизма.

Пиропатроны могут быть непредохранительного и предохранительного типов. Пиропатроны непредохранительного типа просты по конструкции и обладают высокой надежностью. Пиропатроны предохранительного типа имеют предохранительно-взводящий механизм, исключающий несанкционированное задействие пиропатрона при случайной подаче напряжения на входные контакты его от системы управления, а также при воздействии внешних электростатических или электромагнитных полей. Предохранительно-взводящий механизм может быть однократного и многократного взведения (снятия предохранения).

С целью повышения помехозащищенности электрических пиропатронов применяют пиропатроны, рабочее напряжение которых увеличено до нескольких тысяч вольт, а рабочий ток соответственно уменьшен. В этом случае реальные физические поля, могущие создать помехи (грозовые разряды, электромагнитный импульс ядерного взрыва, токи наводок, электростатические разряды), или не достигают уровня рабочего напряжения, или легко блокируются с помощью разрядников. Кроме того, применение высоковольтных электрических пиросредств уменьшает массу бортовой кабельной сети, которая пропорциональна потребляемому току. Перспективным направлением является использование пьезокерамических преобразователей механического импульса в электрический, что позволяет создать помехозащищенные системы запуска с минимальной массой.

**Узлы газовой связи.** Для передачи импульса от пиропатрона к воспламенителю и согласования величины импульса служат узлы газосвязи, которые являются также коллекторами при применении нескольких пиропатронов, используемых для дублирования и повышения надежности системы запуска. В состав газосвязи входят коллекторы, распределители и форсажные трубки, усиливающие импульс при его воздействии на воспламенитель, или ограничивающие его воздействие с целью предохранения воспламенителя от нерасчетного разрушения.

Для форсажных трубок существенен зазор  $L$  (см. рис. 4.1) между торцом трубки и защитной мембраной воспламенителя. Величина зазора отрабатывается экспериментально и зависит от типов выбранных пиропатронов и воспламенителя.

**Воспламенители.** Для воспламенения и обеспечения начала стабильного процесса горения основного топлива применяют воспламенители. Существующие системы воспламенения подразделяют на три основные группы: пиротехнические, электрические, системы с самовоспламеняющейся жидкостью (гипергольные). Наиболее распространенными являются пиротехнические системы. Они надежны и безопасны, срок их службы достаточно велик, время задержки легко регулируется.

Воспламенители размещают в головной и донной частях двигателя, а иногда в некоторой фиксированной точке по длине заряда.

Параметры воспламенителя, в том числе масса, время работы

и воспламенительный состав, зависят в основном от величины поверхности горения заряда РДТТ, его конфигурации и требований, предъявляемых к начальному участку кривой давления — время при работе двигателя. С учетом этих факторов выбирают конструкцию и параметры воспламенителя, его расположение относительно заряда РДТТ.

Воспламенители по времени их срабатывания можно условно разделить на три группы:

- 1) малого времени срабатывания — порядка тысячных долей секунды;
- 2) среднего времени срабатывания — порядка сотых долей секунды;
- 3) большего времени срабатывания — от десятых долей секунды до нескольких секунд; их называют воспламенителями сопровождения.

Первая группа воспламенителей наиболее проста по конструкции; это как правило, насыпные воспламенители бескаркасного типа (рис. 4.2, 4.3). В качестве воспламенительного состава обыч-

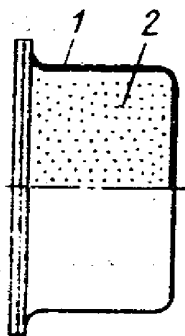


Рис. 4.2. Схема насыпного воспламенителя бескаркасного типа:  
1 — футляр; 2 — навеска

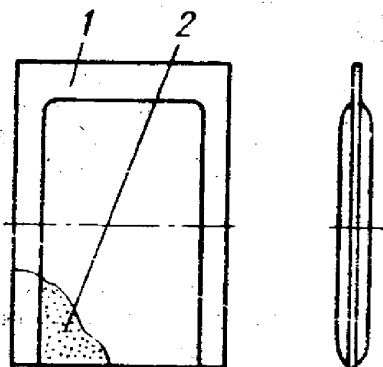
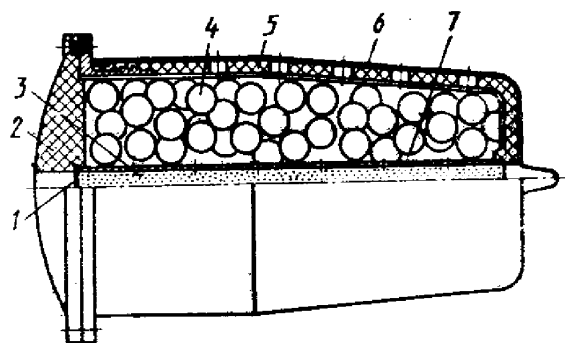


Рис. 4.3. Схема пленочного насыпного воспламенителя бескаркасного типа:  
1 — пакет; 2 — навеска

но применяют дымный ружейный порох с различной величиной зерна, таблетки или гранулы крупнозернистого дымного пороха. Состав воспламенителя размещают в футлярах путем свободной

насыпки. Футляры изготовляют из лавсановой пленки, тканевого материала — миткаля или алюминиевой фольги (ленты из сплава АД1М). Закрепляют воспламенитель в соответствующем гнезде, имеющем расходные отверстия или окна. Иногда воспламенитель размещают в специальном рассекателе для разделения и направления газового потока.

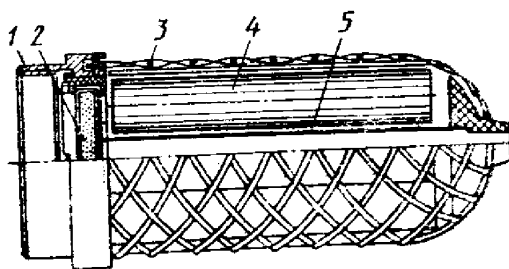
Вторая группа воспламенителей конструктивно более сложна, заряды их размещают в герметичных корпусах (рис. 4.4).



**Рис. 4.4. Схема воспламенителя маршевого РДТТ:**

1 — мембрана; 2 — крышка; 3 — воспламенитель; 4 — воспламенительный состав; 5 — корпус; 6 — герметизирующая оболочка; 7 — форсажная трубка

Воспламенитель имеет устройство задействия (предвоспламенитель), устройства герметизации, корпусные и крепежные детали воспламенителей, основной воспламенительный состав. Корпуса воспламенителей могут быть сгорающими (рис. 4.5). Основной воспламенительный состав состоит из таблеток или гранул.



**Рис. 4.5. Схема воспламенителя со сгорающим корпусом:**

1 — фланец; 2 — предвоспламенитель в футляре; 3 — плетеный каркас; 4 — топливные шашки; 5 — центрирующая форсажная трубка

Воспламенители этого типа наиболее распространены, так как достаточно надежны, могут обладать любой мощностью и имеют возможность выброса таблеток из высокоэффективных пиротехнических составов непосредственно в камеру сгорания двигателя на поверхность заряда, в результате чего увеличивается устойчивость и надежность процесса воспламенения заряда двигателя.

Корпуса воспламенителей изготавливают из металла и различных пластмасс штамповкой, прессованием или намоткой из полимерных материалов. Крепят такие воспламенители с помощью резьбового или фланцевого соединений.

Воспламенители третьей группы выполняют в виде газогенератора с определенным массово-временным газорасходом (рис. 4.6), в состав которого входит силовой корпус 6, имеющий внутреннее 3 и наружное 4 теплозащитные покрытия, входные 1 (для задействия) и расходные 5 отверстия, поперечные сечения которых рассчитывают с учетом требуемого режима работы воспламенителя. Внутри корпуса размещают предвоспламенитель 2 и заряд 7, состоящий обычно из шашек баллистического топлива.

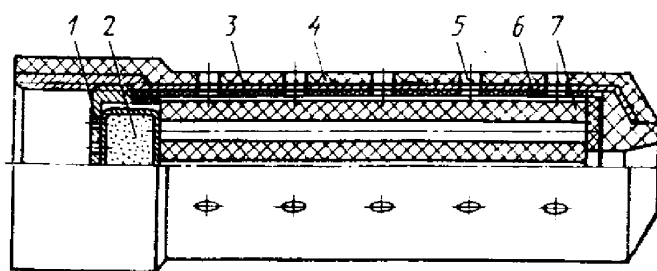


Рис. 4.6. Схема воспламенителя сопровождения направленного действия

#### 4.2. УЗЛЫ ОТСЕЧКИ ТЯГИ

Узлы отсечки тяги предназначены для полного обнуления тяги, создания противотяги или ступенчатого регулирования тяги двигателя. Их обычно располагают на переднем дне двигателя или цилиндрической части корпуса.

Вскрытие узлов отсечки тяги осуществляется путем перерезания стенки камеры сгорания двигателя с помощью детонирующих удлиненных зарядов (ДУЗ) или механических стопорных устройств.

ДУЗ представляет собой медную трубу с куммулятивной выемкой, наполненную бризантным взрывчатым веществом (октогеном, гексагеном и т. д.). Для обеспечения герметичности и надежной передачи детонации от заряда к заряду на торцах ДУЗ имеются тонкостенные колпачки с подпрессованным в них взрывчатым веществом. Для защиты от коррозии ДУЗ покрыт специальными эмалями.

ДУЗ может быть выполнен в виде прямого отрезка, полукольца, кольца.

Возбуждение детонации в заряде осуществляется детонаторами, конструкция которых аналогична конструкции пиропатронов запуска, но вместо основного воспламенительного состава применяют детонирующие составы.

В работе ДУЗ используется принцип разрушающего действия преграды продуктами взрыва в виде кумулятивной струи, образующейся при срабатывании зарядов.

С целью повышения эффективности ДУЗ следует устанавливать на определенном расстоянии от перерезаемой преграды, поверхность которой должна находиться в фокусе кумулятивной струи.

Конструктивно ДУЗ может быть выполнен с осевой или радиальной кумулятивной выемкой. В зоне реза эластичные материалы (например, теплозащитные покрытия) следует заменять более хрупкими материалами.

Схема узла отсечки с ДУЗ представлена на рис. 4.7.

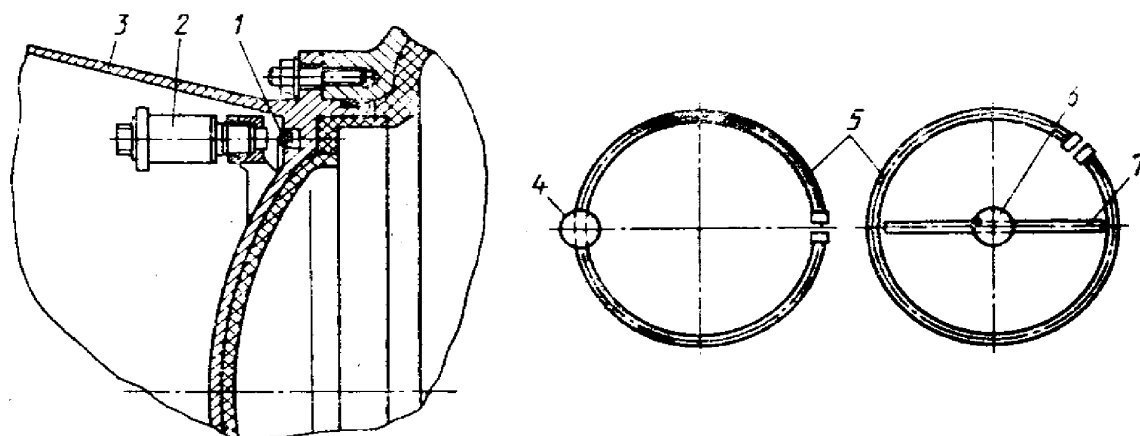


Рис. 4.7. Схема узла отсечки тяги с ДУЗ:

1 — ДУЗ; 2 — пиродетонатор; 3 — раструб отсечки; 4, 6 — положение детонатора при различной схеме задействования; 5 — основной ДУЗ; 7 — передающий ДУЗ

В узлах отсечки тяги с механическим стопорением широко используют закладные стопорные элементы: кольца, сухари, пластины. Опорные поверхности стопорных элементов располагают под

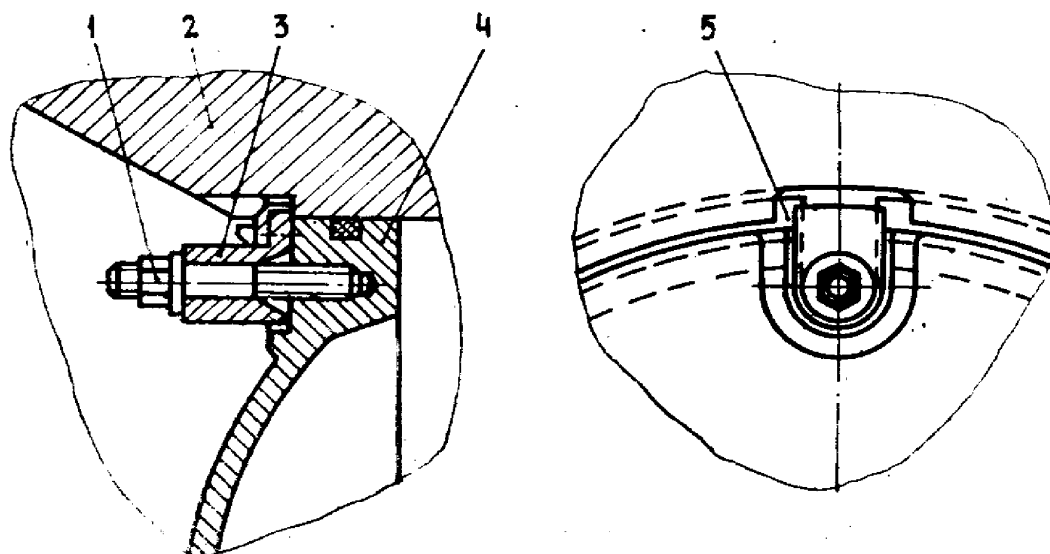


Рис. 4.8. Схема узла отсечки тяги с закладным кольцом



углом, большим угла трения (в диапазоне  $30-45^\circ$ ), чтобы при снятии блокировки вследствие действия внутрикамерного давления стопорные элементы автоматически выходили из зацепления с корпусом.

Схема узла отсечки тяги с закладным кольцом приведена на рис. 4.8. Кольцо 5 зафиксировано стопором 3, который удерживается пироболтом 1. При срабатывании разрывного пироболта стопор выжимается, кольцо 5 радиально выходит из зацепления с корпусом 2 и удерживаемая им крышка 4 отделяется за счет давления в камере сгорания.

На рис. 4.9 представлена схема узла отсечки тяги с закладными сухарями 1, фиксируемыми в радиальном направлении стопорным кольцом 2, которое удерживается в исходном состоянии отгибными планками 5. При срабатывании пиропатрона 3 давление газов распределяется через соединительные каналы крышки отсечки 4 равномерно по стопорному кольцу 2, и последнее удаляется, освобождая закладные сухари 1. Сухари выходят из зацепления с корпусом 6 принудительно под действием давления в камере сгорания.

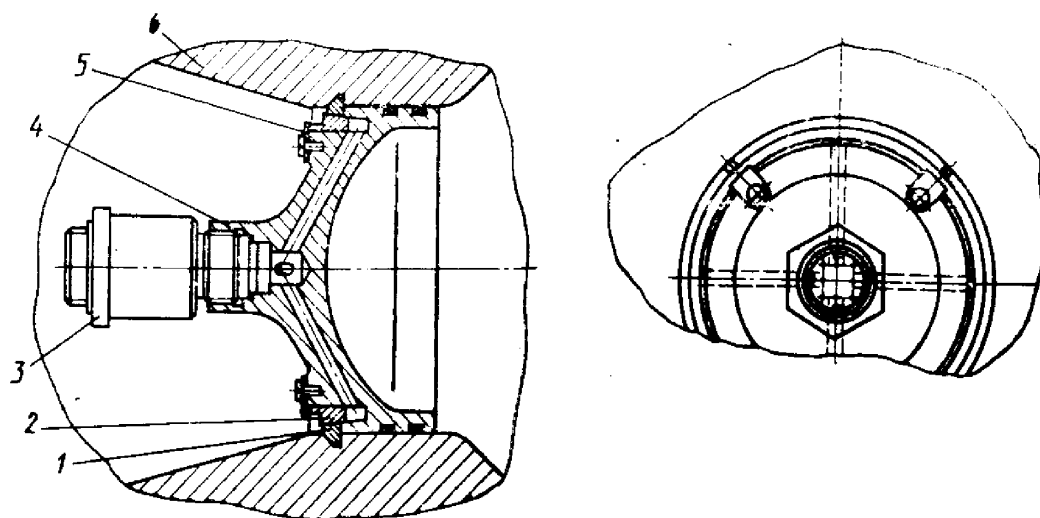
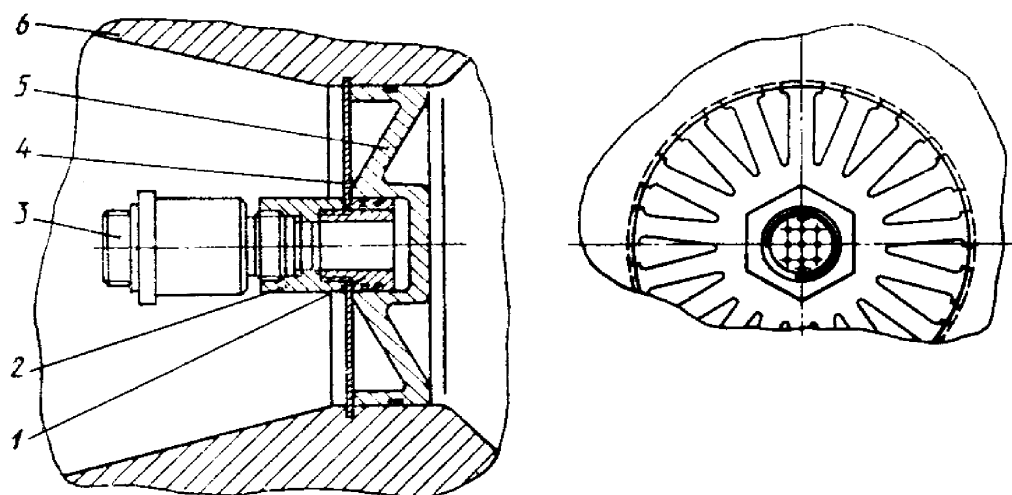


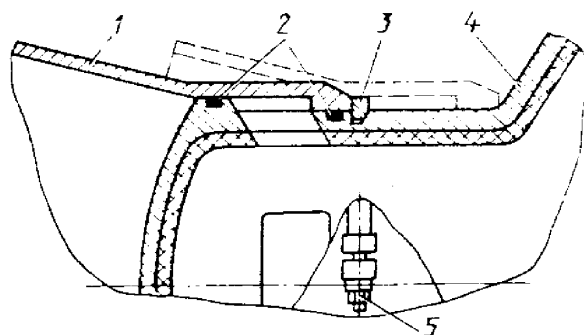
Рис. 4.9. Схема узла отсечки тяги с закладными сухарями

Схема узла отсечки тяги с упругим многолепестковым фиксирующим элементом, который по периферии входит в прямоугольную стопорную канавку, показана на рис. 4.10. При срабатывании пиропатрона 3 поршень 1 с втулкой 2 в центре узла отсечки тяги перемещается, деформируя лепестковый элемент 4, при этом периферийная часть лепестков выходит из зацепления с корпусом 6, освобождая крышку отсечки 5.

На рис. 4.11 приведена схема узла отсечки тяги без вылетающих частей. Герметизирующий стакан (раструб) 1 после его фиксации стопорным кольцом 3 и разрывным пироболтом 5 перемещается под действием перепада давлений; при этом вскрываются



**Рис. 4.10. Схема узла отсечки тяги с упругим многолепестковым фиксирующим элементом**

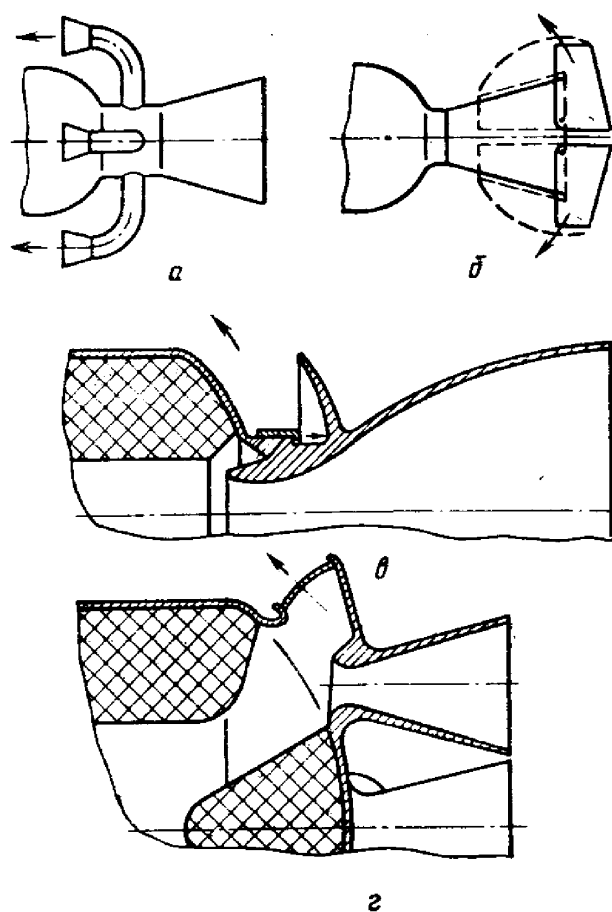


**Рис 4.11. Схема узла отсечки тяги без вылетающих частей:**  
**1 — герметизирующий стакан (раструб); 2 — уплотнение; 3 — стопорное кольцо; 4 — корпус; 5 — разрывной пироболт**

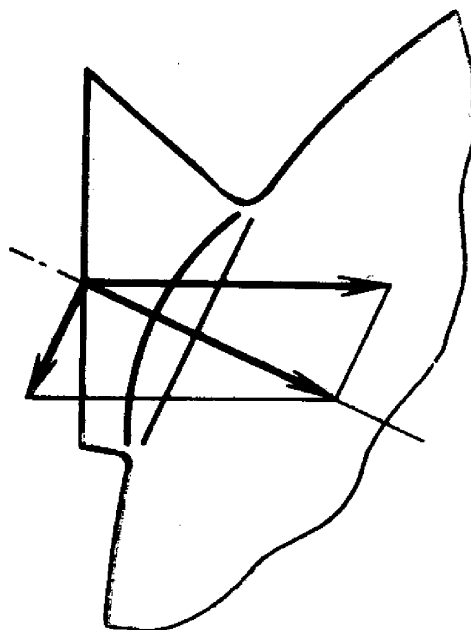
ся расходные окна. Для уменьшения осевых нагрузок герметизирующий стакан проектируют в виде дифференциального поршня.

Узлы отсечки тяги можно конструктивно объединять с сопловым аппаратом (рис. 4.12). Иногда выходящие газы отклоняются вращающимися соплами (рис. 4.12, а) для создания противотяги; то же достигается применением поворотных дефлекторов (рис. 4.12, б). Вследствие низкой эффективности и конструктивной сложности схемы узлов отсечки тяги, приведенные на рис. 4.12, не получили широкого распространения.

Для обнуления тяги двигателя при возникновении аварийной ситуации в полете ракеты используют узлы аварийного выключения двигателя (АВД). Они устроены подобно узлам отсечки тяги, но имеют более простую конструкцию, так как требования к стойкости проточной части узла АВД обычно не предъявляются, необходимо лишь обеспечить обратную тягу, большую чем основная. При необходимости узел АВД объединяют с системой увода ступени с траектории. Система увода может быть выполнена в виде отклоняю-



**Рис. 4.12. Схема расположения узлов отсечки тяги:**  
 а — с вращающимися соплами; б — с дефлекторами; в — с дополнительными газоходами и отражающим экраном; г — совмещенная с соплом в схеме многосоплового двигателя



**Рис. 4.13. Схема аварийного выключения двигателя с кососрезанным щитком для создания боковой составляющей тяги**



**Рис. 4.14. Схема аварийного выключения двигателя с неосевым расположением вскрываемого отверстия**

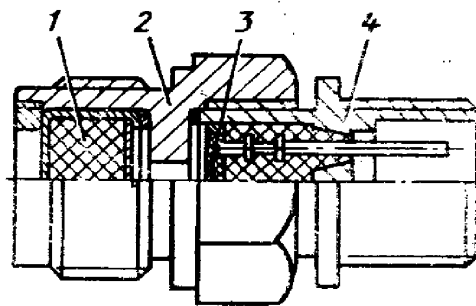
щих щитков (рис. 4.13), с помощью которых образуется составляющая обратной тяги, или с помощью периферийного расположения вскрываемого отверстия, в связи с чем при течении газов возникает момент относительно центра масс уводимой ступени (рис. 4.14).

#### **4.3. ПИРОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА РДТТ**

Свойство взрывчатых веществ аккумулировать большую энергию в малом объеме обуславливает создание разнообразных пиротехнических средств, обладающих значительно лучшими габаритно-массовыми характеристиками по сравнению с аналогичными механическими, электромеханическими и пневматическими устройствами.

В качестве сражания для пиротехнических источников энергии используют пиротехнические составы на основе перхлората калия и алюминиевой пудры, гранулированной канифолью.

**Пиропатроны.** Непредохранительные пиропатроны электрического и механического действия (рис. 4.15 и 4.16) применяют для инициирования воспламенителей и создания давления для срабатывания клапанов перекрытия или вскрытия магистралей, срезания чек, открытия замков, прорыва мембран, срабатывания пиножей:



**Рис. 4.15. Схема пиропатрона неподохранительного типа:**  
**1** — основной заряд; **2** — корпус; **3** — электрические мостики и инициирующий состав; **4** — электрический соединитель

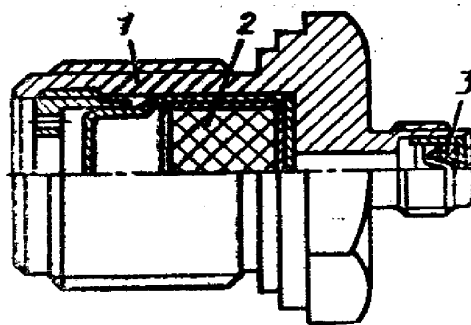


Рис. 4.16. Схема пиропатрона накольного типа:  
1 — корпус; 2 — основной заряд; 3 — капсюль

Время срабатывания пиропатронов 0,015—0,05 с. Сила тока срабатывания 1,5—2 А, безопасного тока 0,2 А, тока проверки 0,05 А. Развиваемое давление в объеме 5 см<sup>3</sup> составляет 35—110 МПа в зависимости от навески.

На рис. 4.17 и 4.18 представлены схемы предохранительных пиропатронов одноразового и многократного взведения.

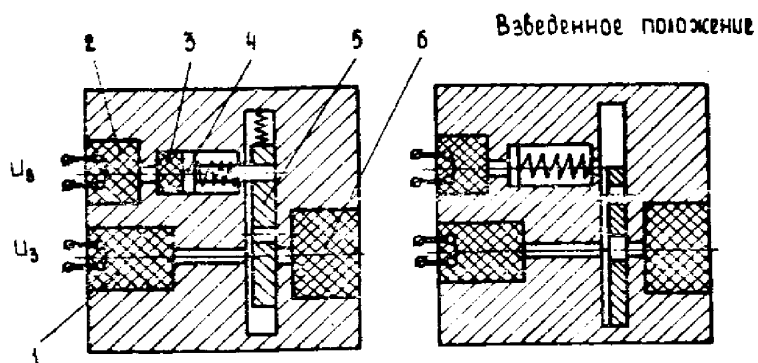


Рис. 4.17. Схема пиропатрона предохранительного типа одноразового взведения

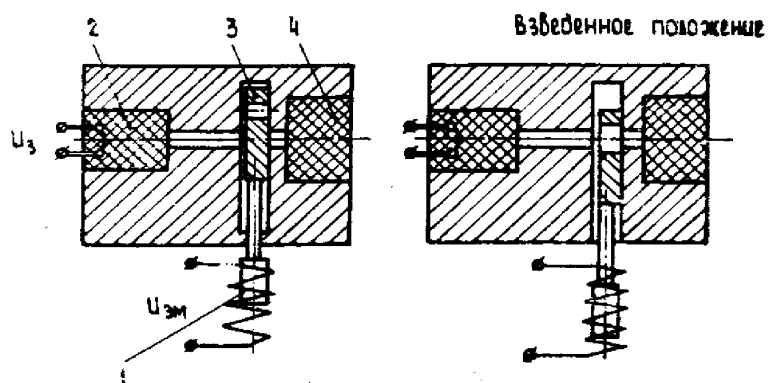


Рис. 4.18. Схема пиропатрона предохранительного типа многократного взведения

В пиропатронах однократного взведения (см. рис. 4.17) при подаче электрического импульса на мостики накаливания предохранительно-взводящего механизма 2 вследствие сгорания столбика 3 пиросредства и перемещения подпружиненного стопора 4 освобождается блокирующая заслонка 5. Перемещаясь в рабочее положение, блокирующая заслонка открывает канал, соединяющий иницирующий состав 1 с основным составом 6. При подаче команды на запуск срабатывают последовательно иницирующий и основной составы.

Недостаток таких пиропатронов — необратимость по снятию предохранения — устранен в пиропатронах многократного взведения, в предохранительно-взводящем механизме которых использован электромагнит (см. рис. 4.18). При подаче команды на снятие предохранения с помощью электромагнита 1 блокирующая заслонка 3 открывает канал, соединяющий иницирующий 2 и основной 4 составы. При снятии напряжения с электромагнитов блокирующая заслонка возвращается в исходное положение.

**Пироболты.** Для скрепления отдельных конструкций элементов и их разделения по электрической команде служат разрывные пироболты (рис. 4.19), которые по времени задействия подразделяют на болты мгновенного срабатывания (время срабатывания 0,1 с) и замедленного, срабатывающие через определенный интервал времени после подачи электрической команды. Время задержки колеблется от десятых долей секунды до нескольких секунд.

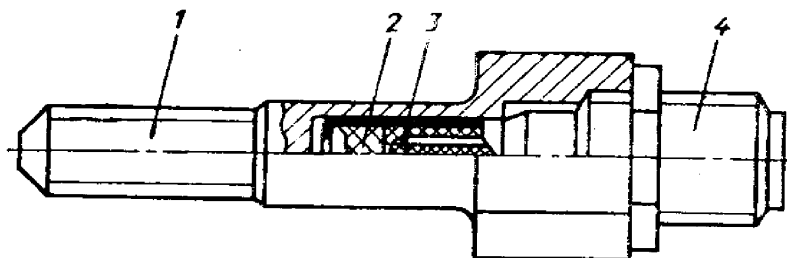
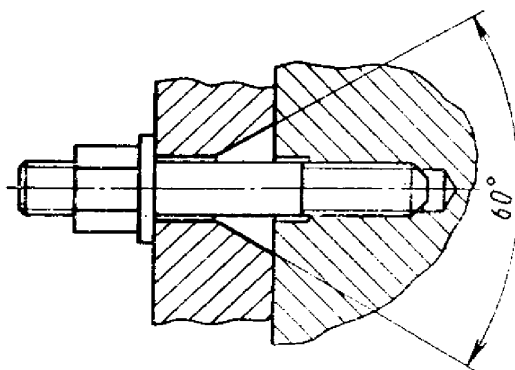


Рис. 4.19. Схема пироболта

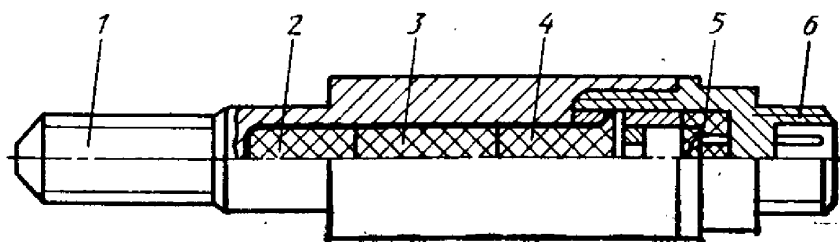
Разрывной болт состоит из корпуса 1 (см. рис. 4.19), внутри которого размещен детонирующий состав 2, и электрического разъема (соединителя) 4 с переходной колодкой. На ней расположены два мостика накаливания и напрессован иницирующий состав 3. При подаче электрической команды детонирующий состав разрушает стенку корпуса пироболта и происходит разъединение частей конструкции.

В конструкции пироболтов должны быть предусмотрены посадочные места (рис. 4.20) для обеспечения надежного срабатывания болта и удержания разорванного болта в детали.



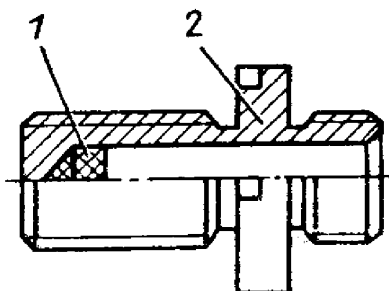
**Рис. 4.20. Посадочное место разрывного пироболта**

В разрывном пироболте с задержкой (рис. 4.21) имеется замедлительный (медленно горящий) пиротехнический состав 3, размещенный между зажигательным 4 и детонирующим 2 составами. Время задержки зависит от свойств и навески. Разработаны пироболты различных типоразмеров.



**Рис. 4.21. Схема разрывного пироболта с задержкой:**  
 1 — корпус; 2 — детонирующий состав; 3 — замедлительный состав; 4 — зажигательный состав; 5 — мостики накаливания и инициирующий состав; 6 — электрический соединитель

Разработаны также простые устройства типа термодатчика (рис. 4.22), который состоит из корпуса 2 с запрессованным в торцевой части канала зарядом 1. При нагреве до определенной температуры состав воспламеняется и создает импульс давления, используемый в командной автоматике.



**Рис. 4.22. Схема пиротехнического термодатчика**

Для усиления импульса давления применяют пироусилители (рис. 4.23). В корпусе 2 из двух колпачков запрессован усиленный заряд 1. Корпус после сборки герметизируют. Пироусилители развивают давление в объеме  $12 \text{ см}^3$  35—150 МПа в зависимости от навески.

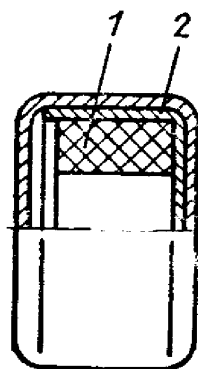


Рис. 4.23. Схема пироусилителя

**Пиромеханизмы.** К ним относят командные устройства, используемые для приведения в действие различных функциональных узлов. Командные устройства могут быть задействованы электрическим или механическим путем.

В работе большинства пиромеханизмов используется принцип преобразования энергии продуктов сгорания пиротехнического снаряжения пиротехнических средств в механическую работу по перемещению исполнительного элемента пиромеханизма (клапана, чеки, ножа, ударника и др.).

Пиропатрон с задержкой (рис. 4.24) используют в качестве временного пиротехнического механизма. Он состоит из корпуса 1, основного заряда 2, замедленного заряда 3, зажигательного состава 4, мостиков накаливания и инициирующего состава соответственно 5 и 6, а также электрического соединителя 7. Импульс давления в узлах автоматики создается через заданное время.

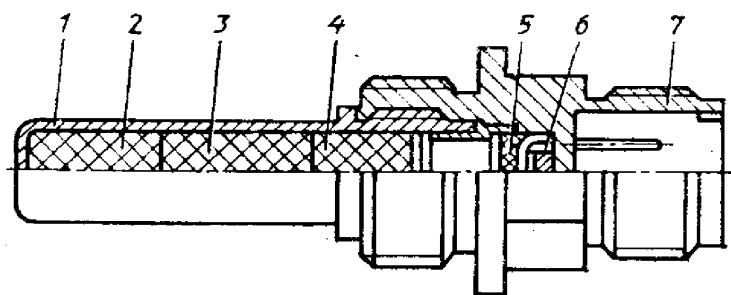


Рис. 4.24. Схема пиропатрона с задержкой



Шариковый пирозамок (рис. 4.25) служит для скрепления и разъединения двух конструктивных узлов. При срабатывании пиропатрона 1 перемещается поршень 3 в корпусе 2, срезая предохранительный штифт 6; шарики 4, двигаясь к оси замка, освобождают стяжную втулку 5 и конструктивные узлы 7 раскрепляются.

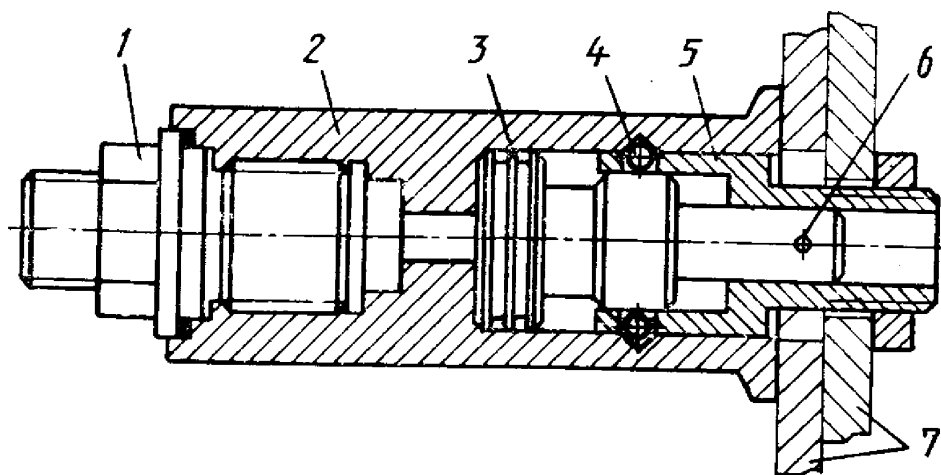


Рис. 4.25. Схема шарикового пирозамка

Пироклапан (рис. 4.26) предназначен для перекрытия газовых или гидравлических линий. При срабатывании пиропатрона 6, установленного во втулку 5, клапан 4 перемещается, срезая герметизирующую и предохранительную мембрану 2 и фиксируется выступом в гнезде корпуса 1, после чего входной и выходной штуцера 3 имеют возможность сообщаться.

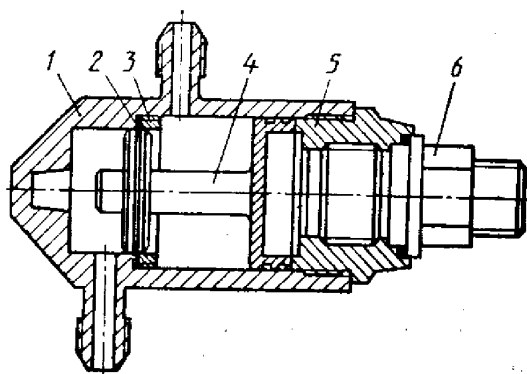
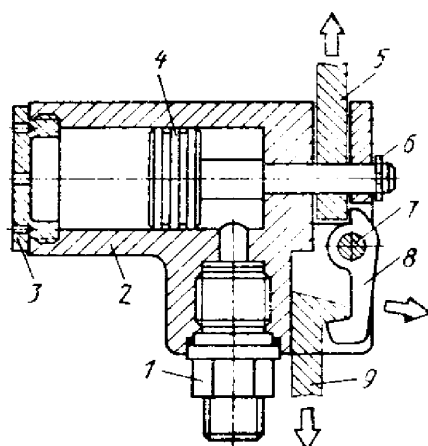


Рис. 4.26. Схема пироклапана

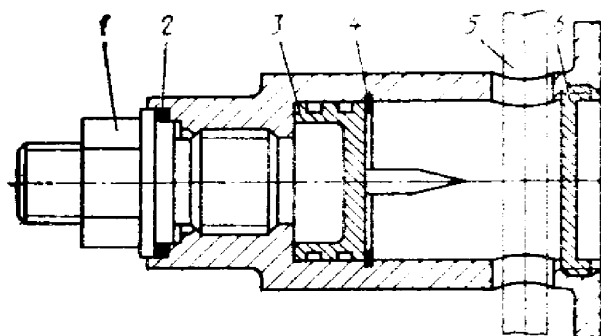
Пирочека (рис. 4.27) служит для последовательного удержания двух различных конструктивных элементов. При срабатывании пиропатрона 1 поршень 4 перемещается, срезая шайбу 6. После освобождения элемента 5 захват 8 поворачивается и освобождает элемент 9.



**Рис. 4.27. Схема пирочки:**

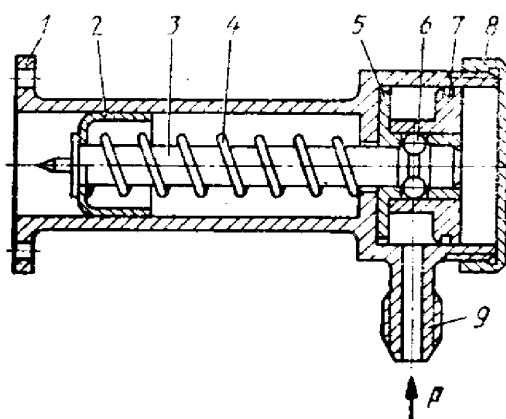
1 — пиропатрон; 2 — корпус; 3 — крышка; 4 — поршень; 5, 9 — отделяемые части объекта; 6 — срезаемая шайба; 7 — ось; 8 — захват

Пиронож (рис. 4.28) используют для перерубания кабеля.



**Рис. 4.28. Схема пироножа:**

1 — пиропатрон; 2 — уплотнение; 3 — поршень с ножом; 4 — срезаемое фиксирующее кольцо; 5 — перерезаемый объект; 6 — крышка



**Рис. 4.29. Схема пироударника:**

1 — корпус; 2 — втулка; 3 — ударник; 4 — боевая пружина; 5 — фиксирующие шарики; 7 — поршень снятия предохранения и задействования ударника; 8 — крышка; 9 — штуцер подвода командного импульса давления

Пироударник (рис. 4.29) служит для задействования пиропатронов напольного типа. При подаче импульса давления в канал штуцера 9 поршень 7 перемещается, раскрывая шариковый замок, состоящий из фиксирующей втулки 5 и шариков 6; при этом освобождается ударник 3, который под действием боевой пружины 4 накалывает капсюль пиропатрона.

Механизм напольного типа с замедлением по времени срабатывания (рис. 4.30) служит для задействования автоматики при подаче механической команды. При выдергивании чеки 1 ударник 4 под действием боевой пружины 3 накалывает капсюль 5, после чего загорается замедлительный состав 7, а через заданное время срабатывает боевой состав 8, выдающий рабочий импульс давления в систему автоматики. Клапан сброса 6 отводит газы замедлительного состава. Механизм напольного типа расположен в корпусе 2.

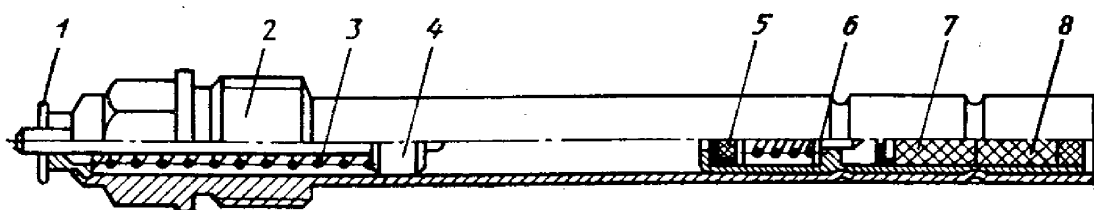


Рис. 4.30. Схема механизма напольного типа с задержкой

## ГЛАВА 5

### ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ

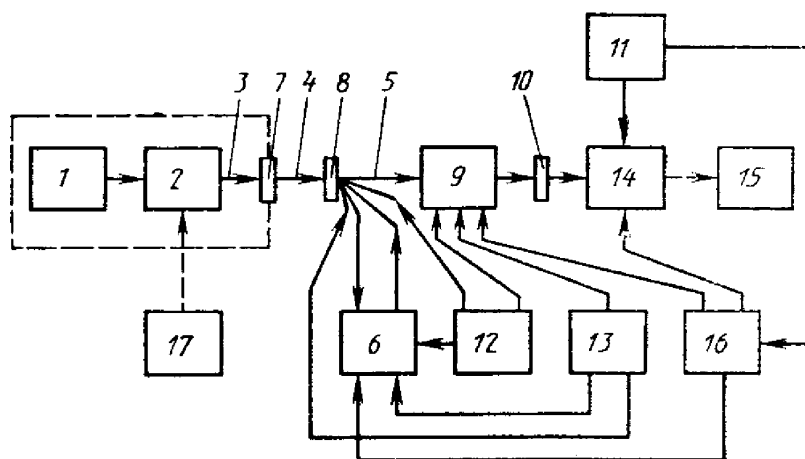
#### 5.1. СТРУКТУРА СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЙ

РДТТ как объект исследований имеет ряд особенностей, которые ограничивают выбор методов и средств измерений.

При испытаниях РДТТ используют дистанционные электрические методы измерений и передачу измерительной информации на большие расстояния по проводным линиям связи (измерительным кабелям) при наземных испытаниях двигателей или по радиоканалам при летных испытаниях ракет. Электрические сигналы удобны для преобразования и регистрации измерительными системами и обработки их на специализированных или универсальных вычислительных машинах.

Система измерений состоит из ряда функциональных элементов (приборов), которые последовательно осуществляют преобразование информативного измерительного сигнала и подавление неинформативных сигналов (помех), представляя результаты измерений в удобной для использования форме. Некоторые приборы (источники питания, системы единого времени и др.) выполняют вспомогательные функции.

Функциональная схема системы измерений для наземных огневых стендовых испытаний РДТТ приведена на рис. 5.1.



**Рис. 5.1. Функциональная схема системы измерений**

Узел отбора, распределения и ввода измеряемого параметра 1 необходим в том случае, если первичный измерительный преобразователь (датчик) 2 не может быть введен непосредственно в зону контроля, если измеряемый параметр необходимо распределить на несколько дублирующих датчиков и отделить от измеряемого параметра другие, неинформативные параметры. Такими узлами являются трубопроводы, распределители давления, защитные экраны, демпферы, рычаги, тяги, гибкие валы, сепараторы и другие устройства.

Датчик 2 служит для преобразования измеряемого неэлектрического параметра в электрический параметр. Такое преобразование необходимо, так как практически все измеряемые при испытаниях РДТТ параметры являются неэлектрическими величинами, передача которых на большие расстояния без сильных искажений и потерь невозможна. В датчиках используются различные физические принципы преобразования [25].

Бортовые, наземные сменные и стационарные кабели 3, 4, 5 служат для передачи электрического сигнала датчика к следующим элементам системы измерений.

Согласующее устройство (предусилитель) 6 формирует, предварительно усиливает электрический сигнал датчика перед передачей по длинной стационарной кабельной сети 5, согласовывает выходное электрическое сопротивление датчика с входным сопротивлением усилителя или регистратора. Согласующее устройство размещают непосредственно на двигателе около датчика или на испытательном оборудовании.

Промежуточный преобразователь 9 окончательно усиливает и формирует электрический сигнал датчика перед регистрацией. Это обычно специальный точный, стабильный, многоканальный усилитель постоянного или переменного тока. Промежуточный преобразователь дополнительно может содержать аналого-цифровой преобразователь (АЦП), а также фильтры для деления измерительного сигнала по частотным диапазонам, вырабатывать стабилизированное напряжение (ток) для питания датчиков, нормированные электрические сигналы для калибровки (масштабирования) измерительного канала, преобразовывать частоту в цифровой код, коммутировать сигналы от нескольких датчиков на один выход и др.

В регистраторе 14 измерительная информация записывается на носитель: магнитную ленту, магнитный диск, фотопленку, светочувствительную и электрохимическую бумаги. Регистрация информации является формой долговременного запоминания и хранения ее для последующей обработки.

В качестве систем первичной обработки, отображения информации 15 используют специализированные или универсальные ЭВМ, информационно-измерительные системы (ИИС). Результаты первичной обработки информации поступают из этих устройств в форме таблиц, графиков — параметр, масштабных графиков или в другой,

удобной для пользования форме. Часть параметров может регистрироваться по дублирующим каналам для повышения надежности измерительной системы, расширения частотного диапазона регистрации, для оперативного анализа результатов испытаний. При первичной обработке измерительной информации зарегистрированные сигналы переводятся в размерность измерявшихся физических параметров двигателя. При вторичной обработке могут проводиться интегрирование, дифференцирование первичной информации, вычисление характеристик по совокупности параметров и констант, а также статистическая обработка и др.

Система единого времени 11 вырабатывает электрические импульсы с интервалом следования 0,001; 0,01; 0,1; 1 с для получения результатов обработки всех параметров в едином времени и вычисления временных параметров работы двигателя.

Для питания датчиков требуется постоянное напряжение 3-27 В. Питание согласующих устройств и промежуточных преобразователей также осуществляется постоянным напряжением 3-27 В, поэтому в состав измерительных систем включаются источники питания 12, вырабатывающие стабилизированное постоянное напряжение. В качестве источников питания используют выпрямители, машинные генераторы, аккумуляторные батареи.

Калибраторы 13 совмещены, как правило, с промежуточными преобразователями 9, но могут быть выполнены и в виде отдельных приборов. Они содержат точные, стабильные резисторы, генераторы переменных напряжений со стабильной амплитудой и частотой, источники нормированных стабильных постоянных напряжений и токов. Эти приборы используют для масштабирования и градуировки измерительных систем электрическим сигналом.

В отличие от калибраторов приборы и устройства для градуировки датчиков 17 создают нормированные, высокоточные воздействия измеряемыми физическими величинами на датчик. Для градуировки датчиков давления используют грузопоршневые манометры, а датчиков силы — силозадающие машины с эталонными грузами или образцовыми динамометрами. Градуировка датчиков может проводиться автономно или в составе всей измерительной системы (сквозная градуировка). В последнем случае точность измерений будет выше.

Для распределения измерительных сигналов по каналам регистраторов и ввода в регистраторы служебных сигналов используют кроссировочный пульт 10.

Бортовая плата электроразъемов 7 и входной коммутационный щит 8 служат для подстыковки измерительных кабелей и объединения отдельных измерительных приборов в единую систему. Пульт автоматики 16 управляет приборами измерительной системы: включает протяжки регистраторов 14, выдает синхронизирующие импульсы на все регистраторы.

Различные функциональные элементы измерительных систем могут быть объединены в одном приборе. Конкретный состав из-

мерительной системы (канала) зависит от типа датчиков. Большие информационно-измерительные системы включают в себя аналого-цифровые преобразователи, регистраторы, калибраторы, источники единого времени, устройства обработки и оперативного отображения информации.

Опытно-конструкторская отработка РДТТ включает в себя автономную отработку деталей и узлов двигателя, комплексные огневые стендовые испытания двигателя, комплексные наземные испытания двигателей совместно с системами ракеты, эксплуатационные испытания двигателей автономно и в составе ракеты, совместные летно-конструкторские испытания двигателей в составе ракеты. При серийном производстве проводят приемосдаточные, контрольные (периодические) испытания двигателей и контрольные отстрелы ракет.

Испытания при автономной отработке двигателей подразделяют на прочностные статические и динамические, жесткостные, функциональные, ускоренные климатические, эксплуатационные испытания, испытания длительным хранением и др. Практически при всех этих испытаниях проводят измерения. Каждый вид испытаний имеет свою специфику по измерениям. Максимальные объемы измерений выполняют при наземных огневых стендовых испытаниях двигателей, наиболее сложные измерения выполняют при летных испытаниях. В табл. 5.1 приведены измеряемые параметры и объемы измерений при испытаниях маршевых РДТТ.

В настоящей главе систематизированы вопросы конструирования измерительных узлов в составе двигателей, так как они недостаточно освещены в литературе. Под измерительным узлом в данном случае понимается совокупность элементов (контролируемая зона конструкции двигателя, датчик, детали сопряжения датчика с конструкцией двигателя, элементы защиты датчика от воздействия дестабилизирующих факторов, узлы отбора и распределения измеряемого параметра и др.), объединенных общим конструктивным исполнением и функциональным назначением.

## **5.2. УЗЛЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ И ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ**

Давление в камере сгорания двигателя является основным параметром, измеряемым при испытаниях. По нему оценивают энергетические характеристики двигателя и проводят диагностирование его работы.

Вследствие высокой температуры продуктов сгорания топлива в камере двигателя (3000—3800 К) датчик нельзя ввести непосредственно в камеру сгорания, поэтому формируется канал отбора давления, включающий канал в стенке камеры сгорания, распределитель и трубопроводы. Отбор давления осуществляется через переднюю крышку, так как в зоне переднего днища нет интенсивных газовых потоков (образуется застойная зона). Однако, учитывая, что на передней крышке, как правило, устанавливают вос-

## 5.1. ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ МАРШЕВОГО РДТТ

Параметры	Диапазон измерения	Число измеряемых параметров	Частота опроса датчиков	Вид испытаний
Давление в камере сгорания двигателя:				
на установившемся режиме	5—25 МПа	1—5	1—10	ОСИ, ЛКИ, ПИ
на переходных режимах	1—15 МПа	1—2	10—1000	ОСИ, ЛКИ, ПИ
на участке спада давления	0,5—0 МПа	1	1—10	ОСИ, ЛКИ
Тяга двигателя	200—5000 кН	1—3	1—100	ОСИ, ПИ
Температура:				
поверхности корпуса	233—573 К	3—30	0,3—10	ОСИ, ЛКИ, ПИ
поверхности соплового блока	233—2500 К	2—12	0,3—10	ОСИ, ЛКИ, ПИ
ТЗП корпуса и соплового блока	233—2500 К	5—100	0,3—10	ОСИ, ЛКИ, ПИ
Тепловой поток на элементы конструкции двигателя:				
лучистый	10—1000 кВт/м <sup>2</sup>	1—4	0,3—10	ОСИ, ЛКИ
суммарный	10—1000 кВт/м <sup>2</sup>	1—4	0,3—10	ОСИ, ЛКИ
Унос теплозащитных материалов	1—20 мм	4—16	0,3—10	ОСИ
Вибрации конструкции:				
низкие и средние частоты	5—300 м/с <sup>2</sup>	2—10	Непрерывно	АИ, ОСИ, ЛКИ
средние и высокие частоты	10—1000 м/с <sup>2</sup>	3—15	»	АИ, ОСИ, ЛКИ
ударные перегрузки	$1 \cdot 10^2$ — $1 \cdot 10^5$ м/с <sup>2</sup>	1—5	»	АИ, ОСИ, ЛКИ



Продолжение табл. 5.1

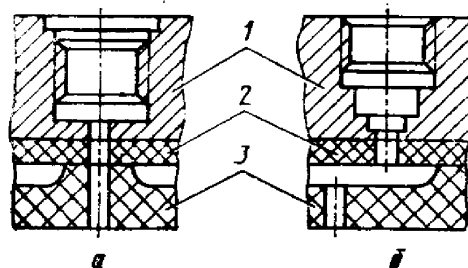
Параметры	Диапазон измерения	Число измеряемых параметров	Частота опроса датчиков	Вид испытаний
Пульсация давления в камере сгорания двигателя	0,01—1 МПа	1—2	»	ОСИ
Локальная деформация поверхности корпуса, деталей соплового блока	0,1—3%	5—20	1—100	АИ, ОСИ
Интегральная деформация (перемещение) корпуса	1—50 мм	3—10	1—100	АИ, ОСИ, ПИ
Параметры сопла как органа управления вектором тяги:				
угол поворота	3—12°	2—12	10—100	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
сила в штоке рулевой машины	0,5—10 кН	2—4	10—1000	АИ, ОСИ, ПИ
управляющая сила	30—300 кН	2—4	10—100	ОСИ, ПИ
давление рабочей жидкости, газа	5—20 МПа	4—12	10—1000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
управляющие токи		4—8	10—1000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
ход штока РМ	30—200 мм	2—4	10—1000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
Параметры узла подвески сопла:				
осевое и радиальное смещение сопла	0—15 мм	1—4	10—100	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
давление рабочей среды	0—15 МПа	1—8	10—100	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
Параметры движения выдвигаемых насадков сопла:				
путь движения при разгоне	200—1500 мм	2—4	100—1000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ

Параметры	Диапазон измерения	Число измеряемых параметров	Частота опроса датчиков	Вид испытаний
путь торможения	10—30 мм	2—4	1000—10000	АИ, ОСИ
скорость	5—20 м/с	1—2	100—1000	АИ, ОСИ
ускорение	0—150 м/с <sup>2</sup>	1—2	100—1000	АИ, ОСИ
движущая сила	2—15 кН	1—4	100—1000	АИ, ОСИ
Параметры сопловой заглушки:				
время срабатывания	0,01—0,1 с	1—4	1000—10000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ
давление срабатывания	0,5—3 МПа	1	1000—10000	АИ, ОСИ, ЛКИ, ПИ

Примечание. АИ — автономные испытания агрегатов; ОСИ — огневые стендовые испытания двигателя; ЛКИ — совместные летно-конструкторские испытания двигателя в составе ракеты; ПИ — периодические испытания при серийном производстве.

пламенитель, необходимо обеспечить беспрепятственный проход газов к заборнику давления в зазорах между крышкой, корпусом воспламенителя и поверхностью заряда. Следует также исключить прямой заброс газов в заборник давления при срабатывании воспламенителя, так как это может привести к нарушению нормального режима работы датчика (воздействие пневмоудара, термоудара). Не исключается возможность отбора давления из других зон камеры двигателя, в том числе и у заднего днища, но при наличии в этих зонах сильных газовых потоков необходимо конструкцией заборника давления исключить влияние скоростного напора газового потока, а также принять дополнительные меры от закупорки канала отбора давления твердыми продуктами сгорания топлива (кокс, сажа, окислы металлов и конденсат), защиты датчиков от тепловых потоков струи продуктов сгорания, акустического давления и др.

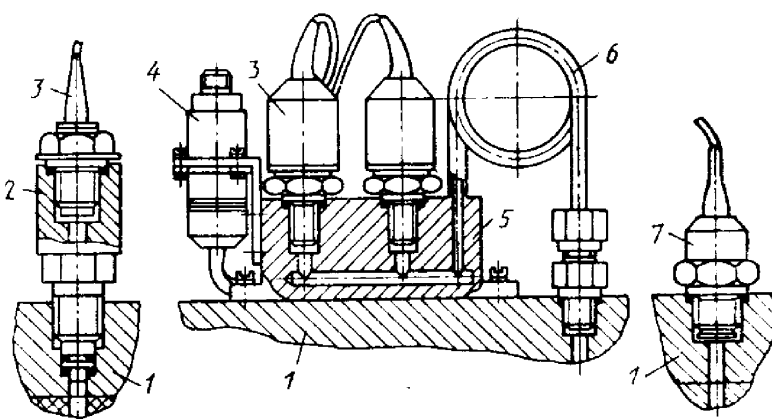
В РДТТ широко применяют смесевые металлизированные твердые топлива, содержащие алюминий. При их сгорании образуются конденсат металлического алюминия и окислы алюминия, кокс от сгорания органических компонентов топлива и теплозащитных покрытий и большое количество сажи. Эти продукты во время работы двигателя могут частично или полностью перекрыть канал отбора давления в любом месте, вследствие чего происходит потеря информации или сильное искажение ее, особенно на переходных режимах. Для защиты заборников давления от твердых продуктов сгорания топлива применяют различные конструкции защитных сепараторов в виде экранов с большим количеством периферийных дренажных отверстий (рис. 5.2), тупиковых каналов-ловушек, лабиринтов, циклонов и других устройств.



**Рис. 5.2. Заборники давления:**

**а** — для датчика пульсаций давления; **б** — для датчика давления; **1** — стенка корпуса (крышки); **2** — теплозащитное покрытие крышки; **3** — защитный экран

Заборники давления в крышке показаны на рис. 5.2, а узлы измерения давления — на рис. 5.3. Датчик давления или пульсаций давления можно устанавливать непосредственно в гнездо крышки. Заборник давления для датчика пульсаций давления не следует закрывать защитным экраном, так как последний исказит параметры пульсаций газа.



**Рис. 5.3. Узлы измерения давления:**

1 — стенка корпуса (крышки); 2 — переходник; 3 — датчик давления; 4 — согласующее устройство; 5 — распределитель; 6 — трубопровод с компенсационной петлей; 7 — датчик пульсаций давления

Датчик давления устанавливают непосредственно в крышку для исключения динамической погрешности при измерении давления на переходных режимах работы двигателя: пуске, выходе на режим, переходе с режима на режим. При такой установке мембрана датчика давления будет находиться на расстоянии 20—50 мм от внутренней поверхности камеры сгорания, поэтому требуется защита ее от горячих газов и теплового излучения.

Установка датчиков в распределитель уменьшает воздействие высокой температуры газов, так как при этом длина канала увеличивается до 80—150 мм. При компоновке измерительного узла может возникнуть необходимость размещения датчиков в зоне, находящейся на значительном удалении от заборника давления или для защиты датчиков от вибрационных нагрузок. В этом случае канал удлиняют трубопроводом. Обычно применяют трубопроводы из стали 12Х18Н10Т внутренним диаметром 4 мм по ГОСТ 19277-73. Применять трубопроводы с внутренним диаметром меньше 4 мм не рекомендуется, так как при этом повышается вероятность закупорки их продуктами сгорания топлива. В целом канал отбора давления рекомендуется выполнять постоянного сечения или монотонно сужающимся, без промежуточных расширяющихся полостей (кроме подмембранной полости у датчика). Внутренняя поверхность канала не должна иметь острых выступов, кромок, у которых образуются вихри задымленного газа, осаждение и коагуляция твердых частиц и последующая закупорка канала.

При установке датчиков на амортизаторы трубопроводы выполняют с компенсаторами в виде колец или петель для обеспечения свободы перемещения датчиков на амортизаторах и уменьшения передачи вибраций по трубопроводу. Применять слишком длинные трубопроводы не рекомендуется, так как это приводит к большим динамическим погрешностям измерения давления. Максимальная

рекомендуемая длина трубопроводов 500—700 мм, оптимальная 200—300 мм. Сложной задачей при разработке измерительного узла является защита мембраны датчика давления от быстрого изменения температуры — термоудара. Хотя практически все датчики работоспособны при установившейся температуре 323 К и выше, переходные тепловые процессы в мембране от воздействия термоудара могут привести к временному (длительностью 5—20 с) увеличению погрешности до 20% и более, что равносильно потере информации. Термоудар возникает на переходных режимах работы двигателя, особенно при его пуске и вызван забросом горячих газов из камеры сгорания и быстрого нагрева воздуха, заполняющего канал отбора давления, при адиабатическом процессе, сопровождающем его сжатие.

Адиабатический процесс при расширении газа в канале отбора давления возникает и при спаде давления в конце работы двигателя, но выражен слабее, так как скорость изменения давления в этом режиме значительно меньше. Устранить нагрев датчиков от заброса горячих газов нетрудно. Канал длиной 200—300 мм практически исключает попадание высокотемпературных газов из камеры, но термоудар от адиабатического процесса не устраняется увеличением длины канала. Количество теплоты, получаемое мембраной датчика при этих процессах, невелико и не приводит к существенному изменению температуры мембраны после завершения переходного процесса, однако его достаточно для возникновения значительных тепловых деформаций мембраны во время переходного процесса.

Для защиты датчиков от термоудара вводят несжимаемую разделительную среду перед мембраной датчика или используют тепловоспринимающие вставки. В качестве разделительной среды можно применять масло с высокой температурой воспламенения (например, трансформаторное, АМГ-10), а также пластичные смазки (например, ЦИАТИМ-221, ВНИИНП-282). При применении масла приемная полость датчика, переходник (распределитель) и трубопроводы должны заполняться им равномерно, без воздушных пузырьков и пустот. Выходное отверстие в переходнике или трубопроводах во избежание вытекания масла закрывается пробкой из пластичной смазки. При использовании пластичных смазок их наносят на мембрану датчика ровным однородным (без пустот) слоем толщиной 3—5 мм или заполняют ими приемную полость датчика. Для улучшения защиты смазкой может быть заполнен и весь свободный объем переходника.

В то же время необходимо учитывать, что пластичная смазка в канале отбора давления выполняет роль демпфера, и ее избыток может привести к значительному искажению измеренного давления на переходных режимах, особенно в зимнее время при пониженных температурах. Заполнять смазкой части канала отбора давления с малым проходным сечением (трубопроводы и др.) не рекомендуется.

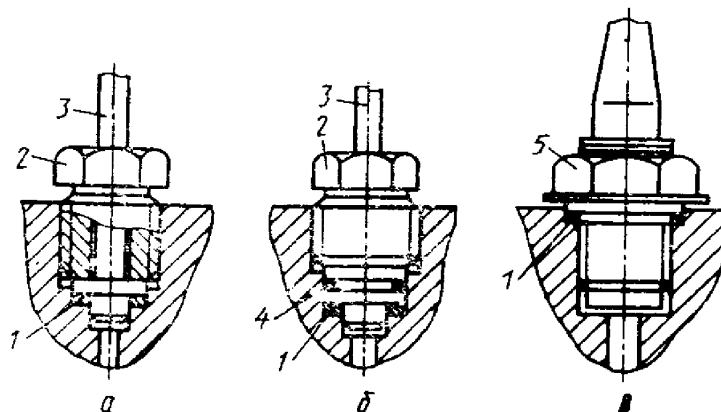
Тепловоспринимающие вставки представляют собой цилиндрические втулки с системой мелких ( $\varnothing 0,5—1,0$  мм) каналов большой суммарной длины. Горячий газ, проходя по каналам, отдает тепло материалу вставки, которая одновременно является демпфером и ослабляет адиабатический процесс нагрева газа перед мембраной датчика.

Перечисленные выше способы защиты от термоудара имеют и недостатки: масло и другие смазочные материалы при длительном хранении и транспортировании двигателя могут вытекать из подмембранного объема датчика. Однородное без воздушных включений заполнение полостей канала отбора давления маслом или другим смазочным материалом трудно выполнить и проконтролировать. Тепловоспринимающие вставки и каналы, заполненные пластичной смазкой, ухудшают динамические характеристики канала отбора давления. Оптимальный способ защиты датчиков давления от термоудара необходимо выбирать исходя из характеристик измеряемого процесса (длительность, скорость изменения давления) и проверять экспериментально в составе двигателя или на специальных установках: ударных трубах, пульсаторах, пороховых генераторах. Особенно велика погрешность измерения давления, связанная с термоударом, при испытаниях двигателей с высоким рабочим давлением и жестким выходом на режим, когда скорость изменения давления достигает  $1000—5000$  МПа/с. Чувствительность к термоудару датчиков давления различных типов неодинакова; датчики с легкой тонкой мембраной, опирающейся на упругий элемент, почти невосприимчивы к термоудару и, наоборот, датчики с массивной несущей мембраной наиболее чувствительны к термоудару.

Для датчиков пульсаций давления канал отбора давления должен быть постоянного сечения, минимальной длины. Объем полости в конце канала перед мембраной датчика тоже должен быть минимальным, так как отношение объема полости к объему канала определяет его резонансную частоту. Для измерения пульсаций давления, верхняя частотная граница которых не превышает  $1000$  Гц, канал должен быть не длиннее  $50$  мм. Диаметр канала отбора давления в крышке и распределителях должен быть  $4—8$  мм. Канал к датчику пульсаций давления не следует заполнять смазочным материалом или маслом, так как это может быть причиной искажения результатов измерений.

Особое внимание при конструировании узлов измерения давления и пульсаций давления следует уделять герметизации соединения деталей канала отбора давления, так как негерметичность может привести к разгару соединения и разрушению двигателя. Такие соединения необходимо выполнять сварными, паяными (наконечник, трубопровод, распределитель). Часть соединений для удобства сборки делают разъемными. Герметизация таких соединений обеспечивается уплотнительными прокладками по ГОСТ 19752-84, ГОСТ 19755-84; в наиболее ответственных и неконтролируемых узлах применяют двойные уплотнения. Некоторые конст-

рукции разъемных соединений показаны на рис. 5.4. Все разъемные соединения канала отбора давления следует проверять на герметичность. Методы контроля степени негерметичности см. гл. 6.

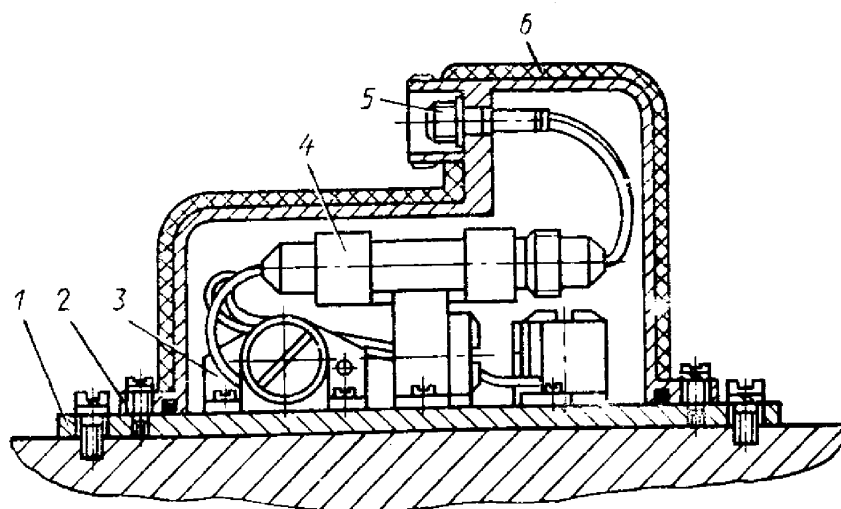


**Рис. 5.4. Разъемные соединения канала отбора давления:**

**а, в** — одинарное уплотнение; **б** — двойное уплотнение; **1** — металлическая уплотнительная прокладка; **2** — гайка; **3** — трубопровод; **4** — резиновое уплотнительное кольцо; **5** — датчик давления

Резьбовые соединения затягивают с контролируемым моментом 30—100 Н·м в зависимости от размера резьбы и характеристик материала. Нормированный момент затяжки необходим для гарантированного раздавливания уплотнительной прокладки. Контрольные указания по моменту затяжки имеются в документации на датчики.

При размещении узлов измерения давления в зоне заднего днища двигателя на датчики могут воздействовать мощные тепловые потоки, горячие газы, повышенное давление на корпус датчика, парогазовая среда при испытаниях в газодинамической трубе с водяным охлаждением. В этих условиях надежную защиту датчиков можно обеспечить, поместив их в герметичные полости (рис. 5.5).



**Рис. 5.5. Герметичная полость с акселерометрами:**

**1** — основание; **2** — герметичный колпак; **3** — кронштейн с датчиком вибраций; **4** — согласующее устройство датчика вибраций; **5** — электроразъем; **6** — теплозащитное покрытие

### 5.3. СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ

Наиболее сложны по конструкции силоизмерительные узлы (СИУ) для измерения осевой тяги двигателей, являющиеся составной частью стапеля [17]. Они включают в себя один — три датчика силы, узлы для обеспечения их последовательного или параллельного соединения, устройства парирования боковых сил (сепараторы). Передача силы от двигателя на датчик осуществляется с помощью переходника (рамы, корзины), который присоединяют к переднему стыковочному узлу двигателя.

СИУ должен обеспечить совмещение оси датчика с осью действия силы (осями сопла, двигателя). Отклонение от соосности допускается не более  $\pm 1$  мм. СИУ должен иметь большую жесткость, так как совместно с массой двигателя и подвижных частей стапеля он образует механическую колебательную систему, амплитуда и длительность затухания колебаний в которой увеличиваются с уменьшением жесткости СИУ. Частоту собственных колебаний системы двигателя — СИУ можно приближенно оценить по формуле  $\omega_0 = \sqrt{\frac{W}{m_k}}$ , где  $W$  — суммарная жесткость силовых элементов стапеля, включая СИУ;  $m_k$  — масса двигателя и подвижных частей стапеля.

Последовательное соединение датчиков силы применяют для повышения точности и надежности измерений; параллельное соединение — при отсутствии датчиков на большие диапазоны измерений. Параллельное соединение датчиков так же, как и последовательное, повышает точность измерений в  $\sqrt{n}$  раз ( $n$  — число датчиков). Надежность получения информации при последовательном соединении увеличивается, при параллельном — снижается.

СИУ, обеспечивающие работу датчиков силы на растяжение, проще по конструкции, надежнее в эксплуатации, более точны, однако в связи с отсутствием датчиков силы растяжения на большие диапазоны при испытаниях крупных маршевых РДТТ такие СИУ не применяют. Важным условием нормального функционирования СИУ является обеспечение минимальных зазоров в силовой цепи двигатель — СИУ — опорная стена. Допустимый зазор не более 0,1 мм необходим для регистрации исходных сигналов ненагруженных датчиков силы перед испытанием. Увеличенный даже до нескольких миллиметров зазор может привести к недопустимым ударным перегрузкам СИУ и двигателя при пуске последнего.

При разработке СИУ необходима оценка его прочности и продольной устойчивости, с учетом перегрузок при пуске двигателя, боковых нагрузок при качении сопла.

СИУ для измерения управляющих сил при качении сопла несколько проще, так как уровень измеряемых сил меньше, требования к точности измерения ниже. В этих СИУ также следует



применять сепараторы для парирования боковых сил вследствие осевого смещения двигателя в стапеле. СИУ для измерения сил, развиваемых рулевыми машинами привода сопла, обычно состоят только из датчика, установленного на штоке рулевой машины. Вследствие жестких ограничений по габаритам, особенностей конфигурации и компоновки рулевых приводов на различных двигателях серийно изготавливаемые датчики силы обычно применить не удастся, поэтому разрабатываются специальные датчики, приспособленные под конкретный привод.

#### 5.4. УЗЛЫ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

При испытаниях РДТТ измеряют большое количество параметров для исследования его температурного состояния. Это температура наружной поверхности элементов конструкции двигателей, температура газов в рабочих объемах и у поверхности двигателей, распределение температур в материале конструкции, тепловые потоки на поверхности двигателей. Кроме того, измеряют перемещение фронта уноса (деструкции) теплозащитных покрытий и деталей газового тракта сопла. Для измерения всех этих параметров используют термометры сопротивления, термоэлектрические термометры (термопары), датчики суммарного и лучистого теплового потока, пирометры, датчики уноса материала.

Узлы измерения температуры состоят из датчиков, элементов монтажа его на двигателе, в качестве которых часто применяют клеевые соединения, элементов защиты датчика от внешних воздействий — механоклиматических и тепловых.

Для измерения температуры наружной поверхности корпуса двигателя используют термометры сопротивления и термопары, причем для металлических корпусов предпочтительнее использовать термопары, а для корпусов из композиционных материалов — термометры сопротивления. Наружная поверхность металлических корпусов за время работы двигателя прогревается сильнее, на них можно монтировать термопары контактной точечной сваркой или зачеканкой. Пластиковые корпуса, наоборот,греваются незначительно, на несколько градусов по наружной поверхности, монтаж датчиков на них возможен только с помощью клея. Для установки термометров сопротивления необходимо применять наиболее терлостойкие и теплопроводные клеи.

Пластиковые корпуса обладают повышенной деформативностью (деформация 2—3%), и при жестком креплении чувствительного элемента термометра возникают дополнительные погрешности в связи с изменением его сопротивления. Для исключения этой погрешности чувствительный элемент термометра следует фиксировать на поверхности с помощью вязких, не передающих деформацию составов.

Термопары, помимо приварки точечной контактной сваркой, устанавливают путем зачеканки рабочего спая, механического креп-

применять сепараторы для парирования боковых сил вследствие осевого смещения двигателя в стапеле. СИУ для измерения сил, развиваемых рулевыми машинами привода сопла, обычно состоят только из датчика, установленного на штоке рулевой машины. Вследствие жестких ограничений по габаритам, особенностей конфигурации и компоновки рулевых приводов на различных двигателях серийно изготавливаемые датчики силы обычно применить не удастся, поэтому разрабатываются специальные датчики, приспособленные под конкретный привод.

#### 5.4. УЗЛЫ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

При испытаниях РДТТ измеряют большое количество параметров для исследования его температурного состояния. Это температура наружной поверхности элементов конструкции двигателей, температура газов в рабочих объемах и у поверхности двигателей, распределение температур в материале конструкции, тепловые потоки на поверхности двигателей. Кроме того, измеряют перемещение фронта уноса (деструкции) теплозащитных покрытий и деталей газового тракта сопла. Для измерения всех этих параметров используют термометры сопротивления, термоэлектрические термометры (термопары), датчики суммарного и лучистого теплового потока, пирометры, датчики уноса материала.

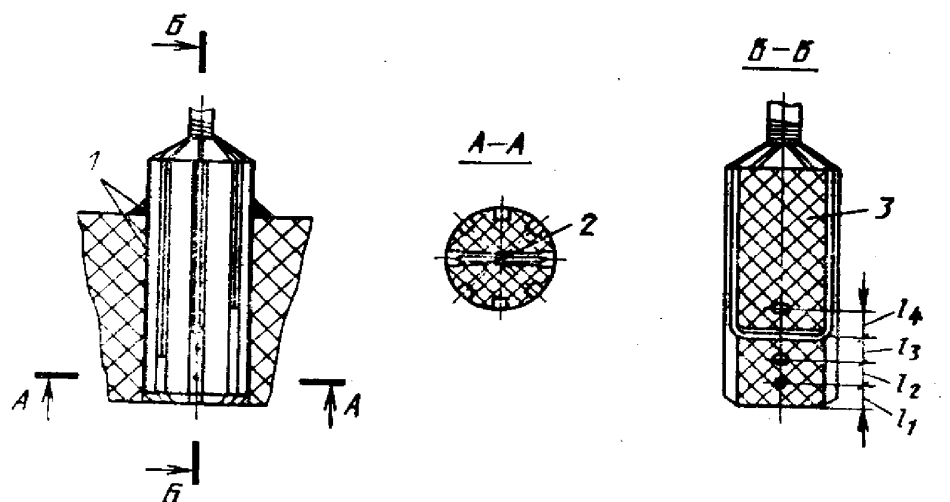
Узлы измерения температуры состоят из датчиков, элементов монтажа его на двигателе, в качестве которых часто применяют клеевые соединения, элементов защиты датчика от внешних воздействий — механоклиматических и тепловых.

Для измерения температуры наружной поверхности корпуса двигателя используют термометры сопротивления и термопары, причем для металлических корпусов предпочтительнее использовать термопары, а для корпусов из композиционных материалов — термометры сопротивления. Наружная поверхность металлических корпусов за время работы двигателя прогревается сильнее, на них можно монтировать термопары контактной точечной сваркой или зачеканкой. Пластиковые корпуса, наоборот,греваются незначительно, на несколько градусов по наружной поверхности, монтаж датчиков на них возможен только с помощью клея. Для установки термометров сопротивления необходимо применять наиболее теплоустойчивые и теплопроводные клеи.

Пластиковые корпуса обладают повышенной деформативностью (деформация 2—3%), и при жестком креплении чувствительного элемента термометра возникают дополнительные погрешности в связи с изменением его сопротивления. Для исключения этой погрешности чувствительный элемент термометра следует фиксировать на поверхности с помощью вязких, не передающих деформацию составов.

Термопары, помимо приварки точечной контактной сваркой, устанавливают путем зачеканки рабочего спая, механического креп-

рами вставляют или вклеивают в заранее подготовленное гнездо в ТЗП таких же размеров (рис. 5.7).



**Рис. 5.7. Пробка с термоэлектрическими термометрами:**  
1 — клей; 2 — рабочий слой термопреобразователя; 3 — пробка

В случае установки термопар во внутреннее ТЗП корпуса двигателя цепи (проводники) от термопар необходимо вывести на наружную поверхность корпуса для присоединения к измерительным линиям. Это можно сделать прокладкой термопарных проводов по границе ТЗП — силовая оболочка корпуса до закладного элемента и далее наружу при изготовлении корпуса.

### 5.5. ВИБРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ

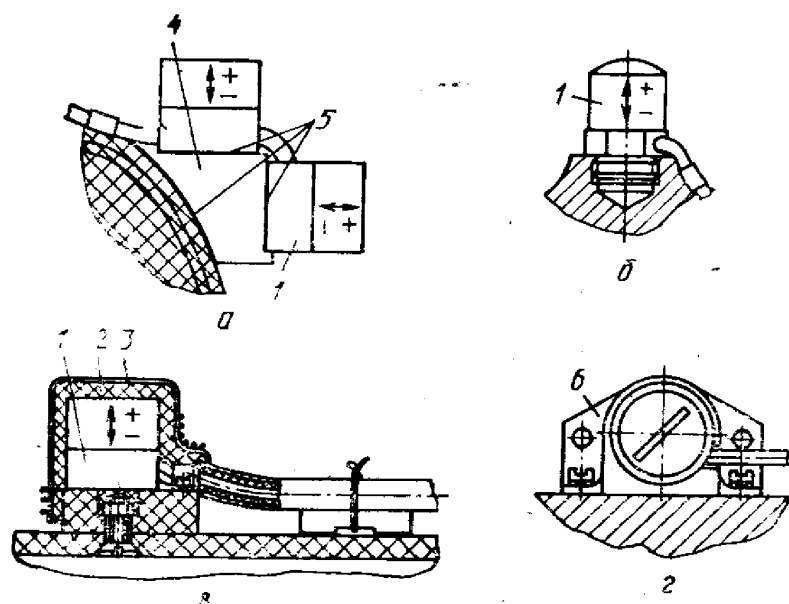
При исследовании динамических нагрузок на агрегаты двигателя и оценки динамической прочности при испытаниях РДТТ проводят большой объем виброизмерений. Виброизмерительный узел включает в себя датчик (акселерометр), монтажные элементы, элементы защиты от внешних факторов. Акселерометры имеют ось чувствительности, которая нанесена на корпусе. При монтаже акселерометра необходимо ось чувствительности совмещать с направлением измерений с точностью  $\pm 1^\circ$ .

Вибрации, как правило, измеряют по трем координатным осям, одна из которых совпадает с осью двигателя. Для ориентации акселерометров по этим осям используют переходные детали — бобышки, изготавливаемые обычно из пресс-материалов. При монтаже акселерометров необходимо обеспечить прочное соединение бобышки с поверхностью двигателя и акселерометра с бобышкой. Для этого используют клей или резьбовое соединение. Для уменьшения электрических помех в измерительных цепях рекомендуется электрически изолировать акселерометры от токопроводящей поверхности агрегата. Это достигается установкой акселерометров через бобышки

из непроводящих материалов или изоляционные пластины. Для защиты от мощных тепловых потоков акселерометры закрывают теплозащитными чехлами из асботкани, теплостойкой резины и других теплозащитных материалов. Масса измерительного узла достигает 50—300 г и может вызвать изменение амплитуды и частоты вибраций исследуемой конструкции. Это зависит как от массы измерительного узла, так и от массы конструкции, физико-механических свойств материала и пространственной жесткости конструкции.

Для измерения высокочастотных вибраций и ударных перегрузок, содержащих широкий спектр частот, акселерометры рекомендуется устанавливать без переходных деталей, жестко, на резьбовые соединения с клеем. Такую установку следует применять и при измерении вибраций и больших ударных ускорений (выше 1000—5000 м/с<sup>2</sup>), так как клеевое соединение может не обеспечить необходимой прочности крепления акселерометра. Многие типы акселерометров чувствительны к деформациям основания, изменению окружающего давления, что следует учитывать при разработке измерительных узлов. Влияние деформации конструкции значительно ослабляет переходная бобышка. Для защиты от изменения окружающего давления акселерометры помещают в герметичный контейнер или применяют акселерометры, нечувствительные к таким воздействиям.

Сложной технической проблемой является измерение вибраций агрегатов, нагреваемых при работе двигателя до высоких температур. Так, например, температура наружной стенки раструба



**Рис. 5.8. Виброизмерительные узлы:**

**а** — с переходной бобышкой; **б** — с резьбовым соединением; **в** — с переходной термостойкой бобышкой и теплозащитным чехлом; **г** — с контейнером; **1** — акселерометр; **2** — теплозащитное покрытие; **3** — экран из фольги; **4** — бобышка; **5** — клей; **6** — контейнер с акселерометром

сопла из УУКМ во время работы двигателя достигает 1500—2500 К. Предельная рабочая температура большинства существующих акселерометров не превышает 473 К и только некоторых 673—873 К, т. е. значительно ниже рабочей температуры сопла. Однако, учитывая кратковременность работы РДТТ, акселерометры могут быть применены и для измерений при более высоких температурах, если их поместить в теплозащитные контейнеры, чехлы.

Схемы виброизмерительных узлов показаны на рис. 5.8.

### 5.6. УЗЛЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ

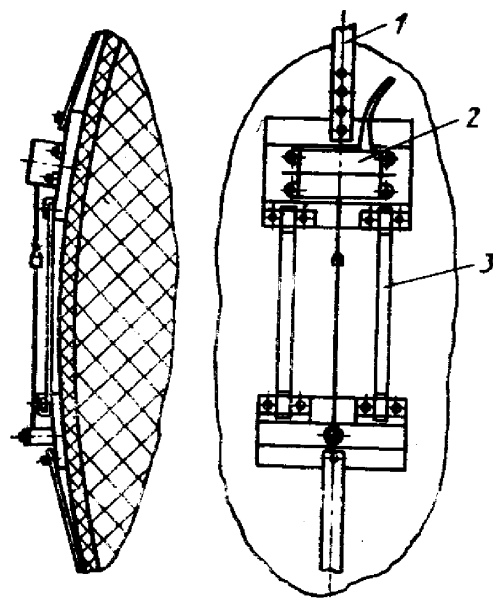
При автономных и огневых стендовых испытаниях измеряют деформации корпуса, соплового блока и других агрегатов двигателя. Для измерений используют датчики деформаций (тензорезисторы) и датчики линейных перемещений.

При установке тензорезистора его ось чувствительности необходимо совмещать с направлением измерения деформаций с точностью 3—5°. Ось чувствительности тензорезистора обозначена на его подложке и она совпадает с направлением длинных ветвей тензорешетки. Тензорезисторы устанавливают на поверхность конструкции с помощью клея.

Тензорезисторы чувствительны к повышенной влажности, вследствие которой изменяются электрическое сопротивление чувствительного элемента, снижается прочность клеевого соединения. Для защиты от влажности на тензорезисторы наносят влагозащитные покрытия: воскоканифольные замазки, битумные мастики и др. От повышенной температуры тензорезисторы защищают так же, как термометры сопротивления.

При измерении деформаций пластиковых корпусов двигателей большое число установленных тензорезисторов (30% и более) выходят из строя вследствие разрыва чувствительного элемента при намотке корпуса. Чаще выходят из строя тензорезисторы, наклеенные не вдоль волокон, а под углом к ним, так как трещины распространяются вдоль волокон. Ввиду большого разброса толщин пластиковых корпусов, низкой надежности тензорезисторов и локальности измерений из-за малых баз тензорезисторов (3—10 мм) для измерения деформаций пластиковых корпусов используют датчики линейных перемещений, которыми измеряют увеличения периметра корпуса в нескольких сечениях, изменения длины корпуса и профиля днищ. Схема измерительного узла для измерения увеличения периметра корпуса приведена на рис. 5.9.

Однако такие измерения слишком осредняют деформационные характеристики корпуса, поэтому лучше измерять деформации пластиковых корпусов на достаточно большой, но ограниченной базе 50—500 мм при помощи датчиков малых линейных перемещений.



**Рис. 5.9. Измерительный узел периметра корпуса:**  
 1 — стальная лента; 2 — датчик перемещения; 3 — натяжные элементы (пружина, резина)

#### **5.7. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ ЛИНЕЙНЫХ И УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ**

При испытаниях РДТТ измеряют перемещения телескопических насадок раструба сопла при раздвижке и торможении, перемещения элементов подвески сопла, углы отклонения сопла при работе рулевого привода, перемещение закладных элементов относительно оболочки корпуса, упругие перемещения (деформации) корпуса.

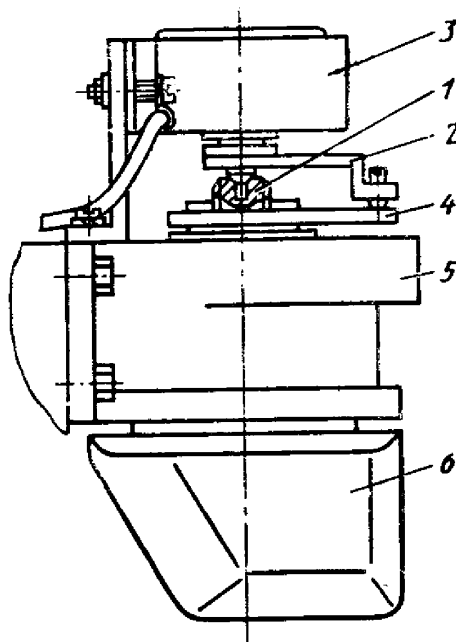
При разработке измерительного узла необходимо в первую очередь выбрать и сформировать базовую поверхность, относительно оболочки корпуса, упругие перемещения (деформации) корпуса.

При разработке измерительного узла необходимо в первую очередь выбрать и сформировать базовую поверхность, относительно которой будет проводиться измерение. Эта поверхность должна оставаться неподвижной относительно основных базовых точек, осей и плоскостей двигателя (осей двигателя и сопла, плоскости стыка сопла с корпусом, центра вращения сопла и др.) или положение ее относительно базовых точек должно точно определяться в течение всего времени испытания.

Для измерения пути раздвижки насадок сопла в качестве базовой поверхности принимают плоскость стыка сопла с корпусом (фланец сопла или корпуса). К этим узлам крепятся жесткие кронштейны, на которых устанавливаются датчики перемещения. На перемещающейся части крепится трос датчика или в нее упирается шток датчика. Для датчиков перемещений с гибкой связью (тро-

сом) необходимо обеспечить совпадение троса датчика с направлением движения агрегата с точностью до  $\pm 5^\circ$ , в противном случае необходимо использовать датчики координат, дающие информацию об угловом положении троса.

Угол поворота сопла или газового руля, имеющего физические оси вращения, измеряют датчиками угловых перемещений (рис. 5.10).



**Рис. 5.10. Измерительный узел с датчиком угла поворота:**  
1 — узел центровки датчика; 2 — рычаг; 3 — датчик угла поворота; 4 — поворотный узел; 5 — кронштейн газового руля; 6 — газовый руль

Гораздо сложнее измерить угол поворота сопла с эластичной подвеской, например, на эластичном опорном шарнире. Такая подвеска не имеет физических осей вращения, а центр вращения не имеет фиксированного положения. В этом случае можно применять датчики линейных перемещений отдельных точек на поверхности сопла с последующим пересчетом в угловые перемещения по зависимостям, определяемым кинематической схемой измерений. В зависимости от алгоритмов преобразования и принятых допущений устанавливают от 3 до 12 датчиков линейных перемещений. Используют также различные устройства для отделения угловых перемещений от линейных и передачи их на датчик (гибкие валы, рычажные механизмы со свободой осевого перемещения и др.). Вследствие сложной компоновки соплового блока с элементами рулевого привода, дефицита свободных объемов измерения часто сопряжены с серьезными техническими сложностями.

## 5.8. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ СИГНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ

При испытаниях РДТТ измеряют сигнальные параметры, обеспечивающие информацию о моменте времени изменения состояния, положения агрегата, узла. Самыми распространенными из них являются момент подачи тока на пиропатрон запуска двигателя и момент срабатывания (разрушения, вскрытия) сопловой заглушки. В зависимости от конструкции двигателя контролируют также моменты расфиксации подвижных частей двигателя, моменты начала и конца движения телескопических насадок на участках разгона и торможения, моменты отделения сбрасываемых частей и др. Для фиксации момента срабатывания сопловой заглушки применяют датчики с чувствительным элементом (ЧЭ), ломающимся при ударе заглушкой, датчики на базе фотодиодов, акселерометров, микропереключателей и др. Схема сопла с различными датчиками момента срабатывания заглушки приведена на рис. 5.11.

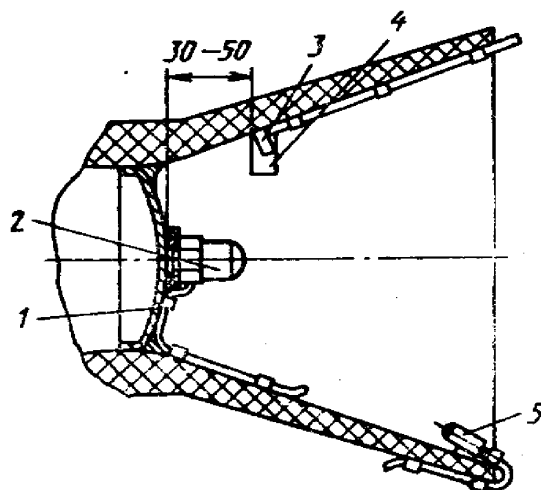


Рис. 5.11. Сопло с сигнальными датчиками срабатывания заглушки: 1 — сопловая заглушка; 2 — акселерометр; 3 — датчик разрыва; 4 — пенопластовый кронштейн; 5 — фотодиод

Датчики с разрушающимся ЧЭ устанавливают на внутренней поверхности раструба на расстоянии 50—100 мм от заглушки. Высота ЧЭ должна быть достаточной, чтобы заглушка задевала его при любой возможной схеме разрушения и траектории полета.

Помимо момента срабатывания заглушки, необходимо определять также давление срабатывания, которое в большинстве случаев определяют по датчикам давления в камере сгорания. Однако в ряде случаев: при очень больших скоростях изменения давления в камере в момент пуска двигателя ( $5 \cdot 10^2$  МПа/с и более), при удлиненных камерах сгорания и в некоторых других случаях давление в камере сгорания у переднего днища и у сопловой заглушки в момент ее срабатывания существенно различается. В этих случаях необходимо измерять давление непосредственно у заглушки, для чего на ней выполняют специальный штуцер и устанавливают датчик давления.



### 5.9. МОНТАЖ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАБЕЛЕЙ НА ДВИГАТЕЛЕ

Для соединения датчиков с другими приборами измерительного канала на двигателе монтируют бортовую кабельную сеть. Кабели следует прокладывать по оптимальным трассам, исключая повреждение их при транспортировании, перегрузке двигателя. Кроме того, их прокладывают в стороне от зон интенсивных тепловых потоков, а если это невозможно, то необходима дополнительная тепловая защита их асбошнуром, кремнеземной тканью и другими теплозащитными материалами в различном сочетании.

Кабели и электрические соединители (разъемы) следует крепить на двигателе при помощи кронштейнов с шагом 100—300 мм. Для крепления используют приклеиваемые кронштейны на сетчатой основе (рис. 5.12). Особое внимание необходимо уделять прокладке кабелей, соединяющих подвижные агрегаты. Масса и жесткость этих кабелей не должны влиять на режим функционирования агрегата. Необходимо исключать возможность попадания кабелей в зоны сочленения подвижных частей, так как это, кроме повреждения самого кабеля, может привести к нарушению функционирования двигателя. Особенно тщательно следует крепить кабели датчиков вибраций, так как произвольное перемещение их при работе двигателя создает электрические помехи в измерительных цепях.

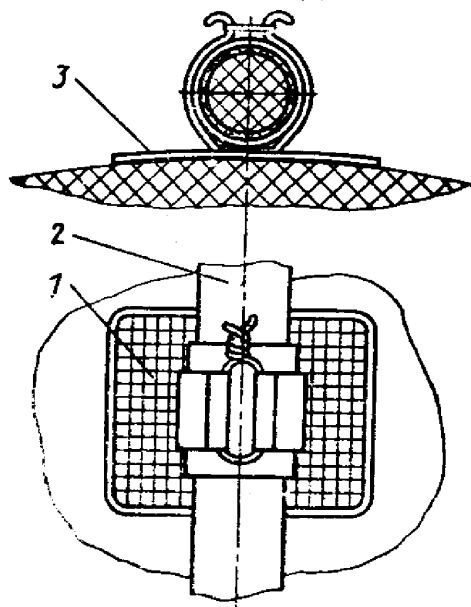


Рис. 5.12. Кронштейн на сетчатой основе с кабелем:  
1 — держатель с сетчатым основанием; 2 — кабель; 3 — клей

## ГЛАВА 6

### УПЛОТНИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ И УСТРОЙСТВА

Герметизация конструктивных стыков РДТТ имеет исключительно важное значение в связи с тем, что твердотопливные двигатели представляют собой конструкции одноразового использования и не могут быть проверены в рабочем режиме. В большинстве случаев окончательно собранный двигатель не может быть испытан на герметичность рабочим давлением. Поэтому необходимы высоконадежные уплотнительные узлы. Конструкторами разработаны разнообразные системы уплотнений. Типовые конструкции уплотнений, применяемых в общем машиностроении, даны в работах [8, 23].

При конструировании уплотнительных узлов РДТТ следует различать требования по герметичности при воздействии эксплуатационных нагрузок, возникающих в процессе хранения и транспортирования (эксплуатационная герметичность), и требования по герметичности при рабочих нагрузках (рабочая герметичность). При эксплуатации уплотнители работают при малых перепадах давлений (колебания атмосферного давления) и незначительных температурных воздействиях, но при длительном воздействии нагрузок при транспортировании. Для обеспечения эксплуатационной герметичности необходимо осуществить защиту от влаги герметизируемого объема и ограничить газовыделение из РДТТ в окружающую среду. При рабочем режиме на уплотнители воздействуют высокие давления, значительные тепловые потоки, агрессивные среды, вибрационные нагрузки; при этом утечка рабочих газов, приводящая к нарушению герметичности РДТТ, не допускается. При рабочих нагрузках изменяются геометрические размеры посадочных мест, а сами уплотнители деформируются; влияние этих факторов оценивают при отработке изделия. Невозможность контроля окончательно собранного РДТТ рабочим давлением обусловлена ограничением по предельному давлению герметизирующих рабочих сопловых заглушек, газопроницаемостью большинства эрозионно-стойких материалов, большим количеством клеевых соединений, которые обеспечивают работоспособность соединения только при комплексном нагружении (не только давлением, но и температурными нагрузками).

Для обеспечения высокой надежности уплотнительных стыков в РДТТ широко применяют дублирование уплотнительных узлов, подачу рабочей жидкости или газа под давлением между сдвоенными уплотнениями, устранение неконтролируемых стыков, применение высокочувствительных методов контроля, переход на неразборные стыки (сварные, паяные).

### 6.1. ОСНОВНЫЕ УПЛОТНИТЕЛЬНЫЕ УЗЛЫ

Различают подвижные и неподвижные уплотнительные узлы в зависимости от того, перемещаются уплотняемые поверхности относительно друг друга или нет. По расположению уплотняющих элементов уплотнительные узлы подразделяют на торцовые, радиальные и угловые.

В РДТТ наиболее широко применяют уплотнения с металлическими прокладками (при относительно небольших диаметрах соединений и возможности осевой затяжки) и уплотнения с резиновыми кольцами круглого и эллиптического сечения. Оба уплотняющих элемента (металлические прокладки и резиновые кольца) после переборки должны заменяться.

При использовании алюминиевых и медных прокладок необходимо проводить повторную подтяжку соединения после определенной выдержки. Для повышения надежности и работоспособности резиновые кольца целесообразно защищать фторопластовыми кольцами.

Основные виды уплотнений приведены на рис. 6.1—6.11. Подвижные уплотнения предназначены для герметизации узлов с вращающимися и поступательно движущимися кинематическими парами (рис. 6.12—6.15).

В качестве уплотнительных элементов используют резиновые и резинотканевые манжеты, резиновые кольца, плавающие металлические уплотнения (особенно торцовые), поршневые кольца. При ограниченных перемещениях деталей герметизируемого узла используют гибкие металлические и резинотканевые мембраны, силфоны и перекачиваемые мембраны (рис. 6.16—6.19).

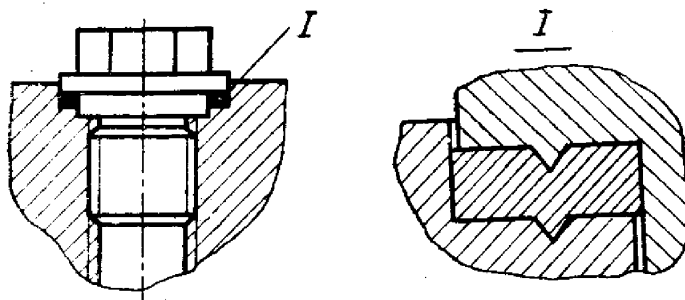
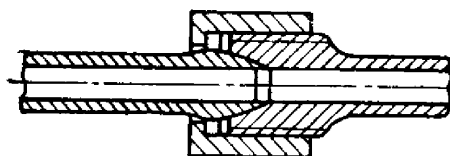
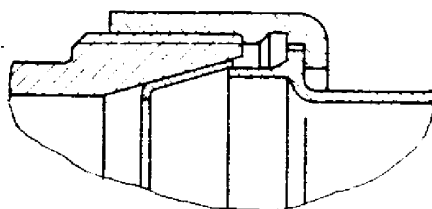


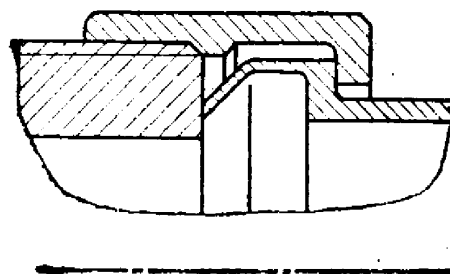
Рис. 6.1. Уплотнение для арматуры с помощью металлической прокладки



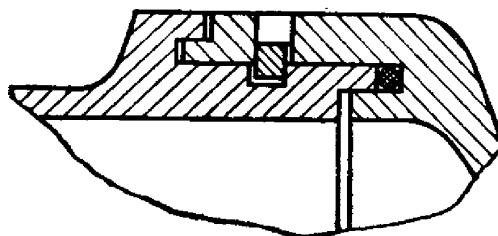
**Рис. 6.2. Ниппельное соединение трубопроводов**



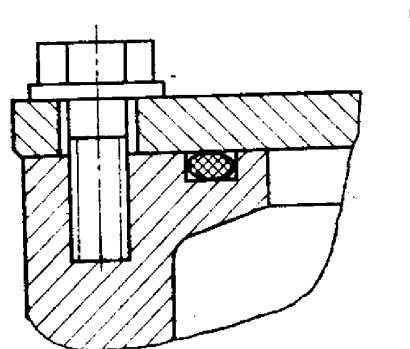
**Рис. 6.3. Гильзовое уплотнение (для агрессивных сред и больших температурных перепадов)**



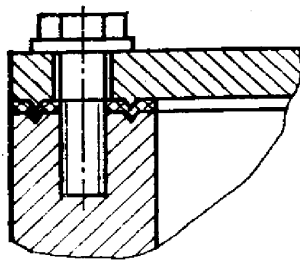
**Рис. 6.4. Торцовое упругое уплотнение**



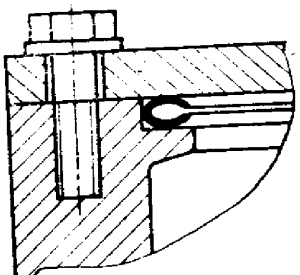
**Рис. 6.5. Торцовое уплотнение резиновым кольцом в шпоночном стыке**



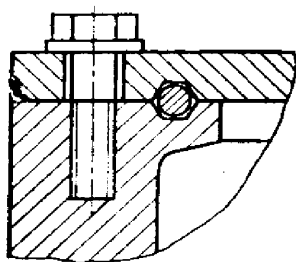
**Рис. 6.6. Торцовое уплотнение резиновым кольцом при фланцевом соединении**



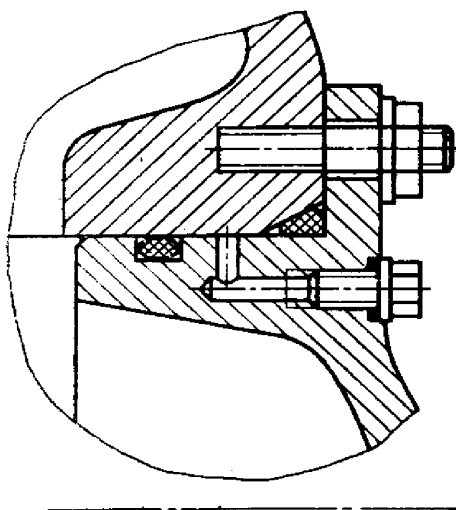
**Рис. 6.7. Торцовое уплотнение с полимерной прокладкой при фланцевом соединении**



**Рис. 6.8. Уплотнение с упругим металлическим кольцом**



**Рис. 6.9. Уплотнение металлической прокладкой круглого сечения**



**Рис. 6.10. Сдублированное уплотнение резиновыми кольцами (одно телескопическое — радиальное уплотнение, второе — углеродное уплотнение) с подачей испытательного давления между уплотнительными кольцами**

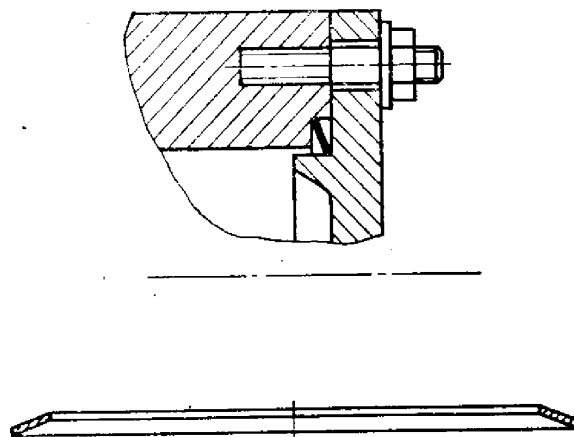


Рис 6.11. Уплотнение стальными тарельчатыми прокладками

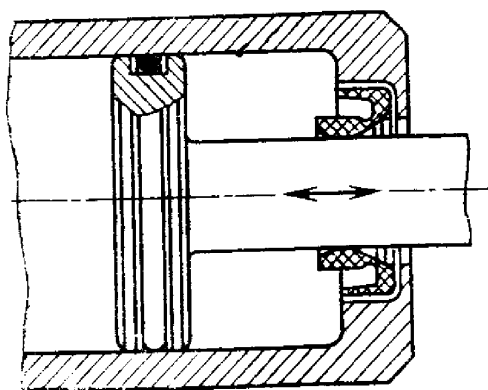


Рис. 6.12. Подвижное уплотнение

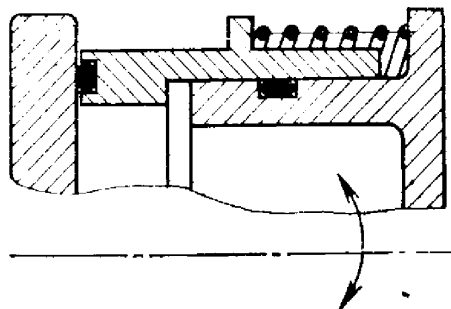


Рис. 6.13. Торцовое плавающее уплотнение с дополнительным поджатием

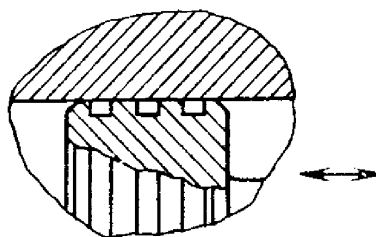
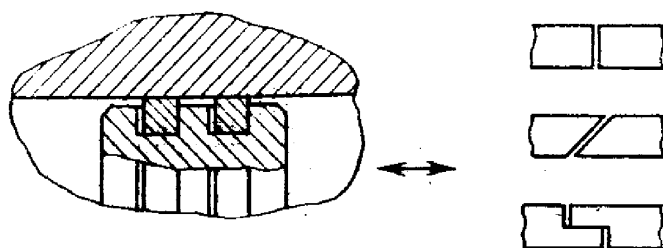
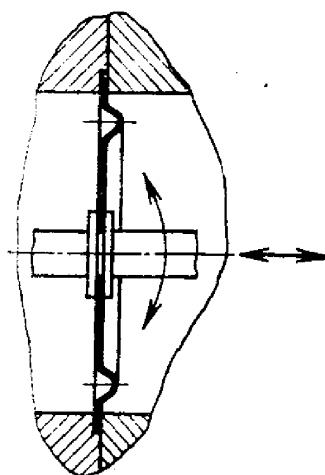


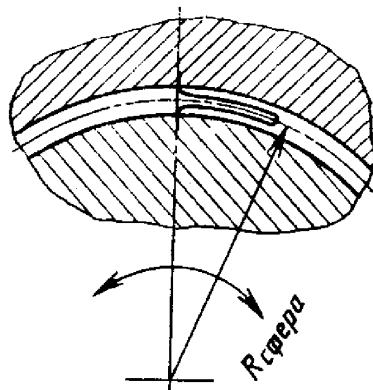
Рис. 6.14. Лабиринтное уплотнение



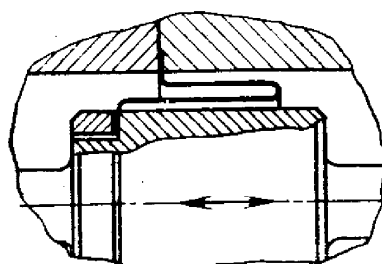
**Рис. 6.15. Уплотнение поршневыми кольцами; виды стыков поршневых колец**



**Рис. 6.16. Уплотнение с помощью гибкой мембраны (металлической или полимерной)**



**Рис. 6.17. Уплотнение перекачивающейся тороидальной манжетой**



**Рис. 6.18. Уплотнение перекачивающейся манжетой**

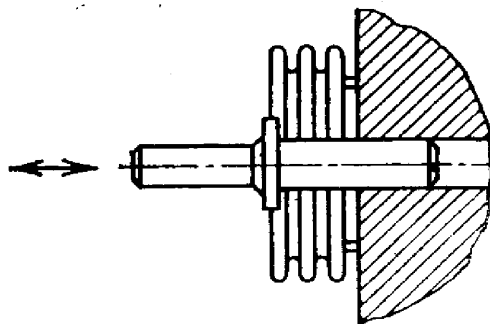


Рис. 6.19. Уплотнение с помощью сильфона

При высоких давлениях и температурах, а также при криогенных температурах применяют металлические распорные уплотнения (см. рис. 6.11).

Для надежности герметичности используют различные герметизирующие составы типа унигермов и анатермов, а также конструктивно-технологические приемы: уменьшение зазоров (повышение класса точности), использование посадок с натягом.

Уплотнительные узлы должны обеспечивать:

заданную норму негерметичности, выражаемую обычно через контрольную течь (в л·мкм рт. ст./с);

надежность и работоспособность узлов уплотнений в условиях эксплуатационных и рабочих нагрузок;

требования к монтажу уплотнений, исключающих их повреждаемость;

требуемые гарантийные сроки при отсутствии регламентных работ;

контролепригодность и доступность мест контроля;

заданную степень обжатия для резиновых и полимерных уплотнителей с учетом гарантийного срока (релаксационных явлений), а также исключение перекручивания при монтаже.

## 6.2. МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ СТЕПЕНИ НЕГЕРМЕТИЧНОСТИ

Для малых объемов узлов РДТТ используют метод спада давления. Контроль проводят по манометру или датчику давления при определенной временной выдержке контролируемой полости под испытательным давлением. Контролируемую полость заполняют либо осушенным воздухом с точкой росы не ниже 60°C, либо инертным газом (например, азотом). Чувствительность метода 10 л·мкм рт. ст./с.

Достаточно широко используют метод обмыливания. Стыки контролируют нагружением узла или РДТТ в целом испытательным давлением, после чего последнее несколько снижают и стыки обмыливают различными эмульсиями. Появление течи в виде пузырьков не допускается. Чувствительность метода  $5 \cdot 10^{-1}$  л·мкм ст/с. РДТТ небольших габаритов помещают в ванну с жидкостью



(метод аквариума) и нагружают испытательным давлением. Контроль негерметичности осуществляется по появлению течи в виде пузырьков в контрольной жидкости. Чувствительность метода  $1 \cdot 10^{-1}$  л·мкм рт. ст./с. Метод аквариума удобен для контроля изделий, не имеющих доступа в контролируемый объем. В этом случае изделие или нагревают, или помещают в нагретую жидкость, либо уменьшают барометрическое давление над контрольной жидкостью, в результате чего возникает перепад давлений в контролируемом объеме.

Для проверки стыков большой протяженности и в труднодоступных местах используют акустический метод, основанный на регистрации звуковых колебаний, возникающих при появлении течи контрольного газа из контролируемой полости. Чувствительность определяется регистрирующей аппаратурой.

Индикаторные методы контроля степени негерметичности основаны на регистрации следов индикаторных газов и жидкостей специальными датчиками или реагентами в виде индикаторных веществ, изменяющих свое состояние при контроле с индикаторными газами или жидкостями. В качестве индикаторных датчиков используют различные течеискатели.

В качестве индикаторных газов и жидкостей применяют аммиак, углекислый газ, гелий, фреон, хладон-13, керосин, ацетон, раствор бихромата калия и др. Для индикаторных реагентов используются специальные сорбционные индикаторные трубки, ленты и специальные лакокрасочные покрытия. Индикаторные массы, ленты и лакокрасочные покрытия позволяют вести контроль герметичности при эксплуатации РДТТ в составе ракетного комплекса. Чувствительность индикаторных методов  $1 \cdot 10^{-3}$ — $1 \cdot 10^{-6}$  л·мкм рт. ст./с.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М. : Машиностроение, 1987. 272 с.
2. Александров А. Я., Куршин Л. М. Трехслойные пластики и оболочки // Прочность. Устойчивость. Колебания. Т. 2. М. : Машиностроение, 1968. С. 243—326.
3. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей / Под ред. В. П. Глушко. М. : Машиностроение, 1989. 464 с.
4. Алфутов Н. А. Основы расчета на устойчивость упругих систем. М. : Машиностроение, 1978. 312 с.
5. Алфутов Н. А., Зинозьев П. А., Попов Б. Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1984. 264 с.
6. Балабух Л. И., Алфутов Н. А., Усюкин В. И. Строительная механика ракет. М. : Высшая школа, 1984. 387 с.
7. Баллистическая ракета на твердом топливе / А. М. Синюков, Л. И. Волков, А. И. Львов и др.; Под ред. А. М. Синюкова. М. : Воениздат, 1972. 511 с.
8. Башта Т. М. Гидравлические приводы летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1967. 495 с.
9. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые соединения. М. : Машиностроение, 1973. 255 с.
10. Бубнов И. Н. Некоторые вопросы классификации и периодизации развития ракетной и космической техники // Исследования по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической техники. М. : Наука, 1981. 264 с.
11. Веницкий А. М. Ракетные двигатели на твердом топливе. М. : Машиностроение, 1973. 348 с.
12. Воробей В. В., Сироткин О. С. Соединения конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1985. 168 с.
13. Елпатьевский А. Н., Васильев В. В. Прочность цилиндрических оболочек из армированных материалов. М. : Машиностроение, 1972. 167 с.
14. Ерохин Б. Т., Липанов А. М. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ. М. : Машиностроение, 1977. 200 с.

15. **Калинин В. В., Ковалев Ю. Н., Липанов А. М.** Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. М. : Машиностроение, 1986. 216 с.
16. **Композиционные материалы:** Справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др.; Под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. М. : Машиностроение, 1990. 512 с.
17. **Конструкция** и отработка РДТТ / Под ред. А. М. Виницкого. М. : Машиностроение, 1980. 230 с.
18. **Лизин В. Т., Пяткин В. А.** Проектирование тонкостенных конструкций М. : Машиностроение, 1985. 344 с.
19. **Миткевич А. Б., Протасов В. Д.** Равновесные стеклопластиковые баллоны давления минимальной массы при негеодезической намотке // Механика полимеров. 1975, № 6. С. 983—987.
20. **Никольс Р. В.** Конструирование и технология изготовления сосудов давления. М. : Машиностроение, 1975. 464 с.
21. **Образцов И. Ф., Васильев В. В., Бунаков В. В.** Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1977. 144 с.
22. **Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю.** Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М. : Машиностроение, 1979. 392 с.
23. **Орлов П. И.** Основы конструирования: Справочно-методическое пособие. В 3-х кн. Кн. 3. М. : Машиностроение, 1977. 360 с.
24. **Основы устройства и конструирования летательных аппаратов:** Учебник для студентов высших технических учебных заведений / В. Н. Новиков, Б. М. Авхимович, В. Е. Вейтин. М. : Машиностроение, 1991. 368 с.
25. **Проектирование датчиков** для измерения механических величин / Под ред. Е. П. Осадчего. М. : Машиностроение, 1980. 480 с.
26. **Разумеев В. Ф., Ковалев Б. К.** Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М. : Машиностроение, 1976. 356 с.
27. **Ривлин Р., Пипкин А.** Проектирование сосудов высокого давления, усиленных нерастяжимыми нитями. Пер. с англ. // Прикладная механика. 1963. № 1. С. 123—129.
28. **Тимнат И.** Ракетные двигатели на химическом топливе. Пер. с англ. В. А. Вебера и С. М. Фролова. М. : Мир, 1990. 294 с.
29. **Фахрутдинов И. Х.** Ракетные двигатели твердого топлива / Под ред. В. Е. Алемасова. М. : Машиностроение, 1981. 223 с.
30. **Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В.** Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М. : Машиностроение, 1987. 328 с.

31. **Alden R. I.** Improved performance 3.05 m (120 in) boosters for the air force Titan 34D space launch vehicle.—JANNAF Propulsion Meeting, 1983, vol. 1, p. 15—27.

32. **Lund R. K., Brinton B. C.** Space Shuttle solid rocket motor (SRM) development and qualification. AIAA-80—1272, 1980.

33. **Perkins D. R.** Propulsion technology for modular expandable launch vehicles. AIAA-87—2083, 1987.

34. **Chase C. A.** IUS Solid rocket motors overview.—JANNAF Propulsion Meeting, 1983, p. 101—119.

35. **Flight**, 1975, 8/V, vol. 107, № 3452, p. 768, 769.

36. **Jane's Weapon Systems**, 1976, p. 8—15.

37. **Aviation Week**, 1976, 19/VII, vol. 105, № 3, p. 18, 113—115, 117, 119, 120.

38. **Aviation Week**, 1976, 10/V, vol. 104, № 19, p. 29, 31, 33, 34, 39—45, 52, 53, 54, 57, 59—61, 67—73, 80.

39. **Aviation Week**, 1975, 3/XI, vol. 103, № 18, p. 34, 35, 37, 38.

40. **AJAA 13 — th Aerodynamic Testing Conference. A Collection of Technical Papers**, p. 173 (AJAA Paper № 84—0606).

41. **AJAA Paper № 80—1183**, 1980, p. 8.

42. **National Defence**, 1984, VII—VIII, vol. 59, № 599, p. 50—53.

43. **Aerospace Daily**, 1981, vol. 111, № 14, p. 100—110.

# О Г Л А В Л Е Н И Е

стр.

Предисловие	3
Глава 1. Конструктивно-компоновочные схемы ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ)	6
1.1. Общая характеристика РДТТ и его составных частей	6
1.2. РДТТ баллистических ракет	11
1.3. РДТТ для космических аппаратов	34
1.4. РДТТ вспомогательного назначения	45
Глава 2. Корпуса РДТТ	53
2.1. Конструктивные схемы корпусов РДТТ	53
2.2. Корпуса РДТТ из композиционных материалов	61
2.3. Прочность элементов корпуса из композиционных материалов	80
2.4. Металлические корпуса РДТТ	100
2.5. Крышки корпусов РДТТ	120
2.6. Разъемные соединения в конструкциях РДТТ	125
Глава 3. Сопловые блоки и органы управления РДТТ	131
3.1. Типовая конструкция сопла. Применяемые материалы	133
3.2. Сопла с переменной степенью расширения	135
3.3. Конструкция раздвижного сопла	141
3.4. Приводы выдвижения насадков	142
3.5. Органы управления РДТТ	143
3.6. Конструкции сопловых заглушек	161
Глава 4. Узлы системы запуска, отсечки. Пиротехнические средства РДТТ	165
4.1. Узлы системы запуска двигателя	165
4.2. Узлы отсечки тяги	169
4.3. Пиротехнические средства РДТТ	174
Глава 5. Элементы системы измерений	182
5.1. Структура систем измерений	182
5.2. Узлы измерения давления и пульсаций давления в камере сгорания	185
5.3. Силоизмерительные узлы	194
5.4. Узлы измерения температуры и тепловых потоков	195
5.5. Виброизмерительные узлы	197
5.6. Узлы измерения деформаций	199
5.7. Измерительные узлы линейных и угловых перемещений	200
5.8. Измерительные узлы сигнальных параметров	202
5.9. Монтаж измерительных кабелей на двигателе	203
Глава 6. Уплотнительные узлы и устройства	204
6.1. Основные уплотнительные узлы	205
6.2. Методы контроля степени негерметичности	210
Список литературы	212
	215

**Лавров Лев Николаевич, Болотов Александр Аркадьевич,  
Гапаненко Вадим Иосифович и др.**

**КОНСТРУКЦИИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

Редактор **Т. С. Грачева**  
Сдано в набор 26.02.93

Корректор **А. А. Чемоданов**  
Подписано в печать 29.06.93

---

Формат 60×90 1/16.	Бумага А-1.	Гарнитура литературная.	Печать высокая.
Усл. печ. л. 13,5.	Усл. кр. отт. 13,63.	Уч. изд. л. 13,5.	
Тираж 250	Заказ 313	Цена договорная	

---

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»,  
107076, Москва, Стромынский пер., 4

Типография НПО «Искра»