МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Н. Т. Каргин, В. В. Волоцуев

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 629.78 (075)

Авторы: **Каргин Николай Тимофеевич,**
Волоцуев Владимир Валериевич

Редакторская обработка Н. Т. Каргин
Компьютерная вёрстка В. В. Волоцуев
Довёрстка В. В. Волоцуев

Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н. Т. Каргин, В. В. Волоцуев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (12,8 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Материал данного электронного учебного пособия изучается студентами в рамках дисциплины «Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники», рассчитанной на три семестра. Электронный контент «Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники» состоит из двух частей: 1) Конструирование изделий ракетно-космической техники; 2) Основы проектирования ракет-носителей.

В первой части контента рассматриваются вопросы конструирования изделий ракетно-космической техники: общие сведения об устройстве ракет-носителей. Требования, предъявляемые к ракетам-носителям; компоновочные и конструктивно-силовые схемы; нагрузки, действующие на ракету-носитель: расчетные случаи нагружения; конструкция узлов и отсеков ракет и космических аппаратов.

Предназначено студентам, изучающим в седьмом и восьмом семестрах дисциплину «Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники» по направлению подготовки (специальности) 160400 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (квалификация (степень) "специалист"), специализация «Ракетные транспортные системы» 160400.1.65.

Разработано на кафедре летательных аппаратов.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

Часть 1. КОНСТРУИРОВАНИЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

ВВЕДЕНИЕ ... 4

1 Общие сведения об устройстве ракет-носителей. Понятия конструирования ракет-носителей ... 5

2 Требования, предъявляемые к ракетам-носителям ... 8

3 Компоновочные и конструктивно-силовые схемы ... 10

4 Формирование конструкций корпусов: сварные, клепанные, болтовые, паянные и клеевые соединения ... 17

5 Конструкционные материалы ... 20

6 Эксплуатационные нагрузки, действующие на ракету-носитель ... 23

7 Аэродинамические нагрузки ... 25

8 Перегрузки ... 28

9 Внутренние силовые факторы ... 32

10 Динамические нагрузки, действующие на ракету-носитель в различных условиях эксплуатации ... 36

11 Тепловое нагружение корпуса ... 42

12 Расчетные случаи нагружения. Эксплуатационные нагрузки. Коэффициент безопасности. Коэффициент запаса прочности ... 48

13 Конструирование кронштейнов ... 52

14 Конструкция узлов сопряжения шпангоутов и стрингеров ... 57

15 Конструкция подкрепленных отсеков с вырезами и люками ... 59

16 Назначение и конструкция силовых колец ... 66

17 Конструкция заправочных и дренажных устройств ... 71

18 Конструирование топливных баков ракет-носителей ... 74

19 Конструирование арматуры топливных баков ракет-носителей ... 88

20 Конструирование межбаковых отсеков ракет-носителей ... 100

21 Конструирование переходных отсеков ферменного типа ракет-носителей ... 107

22 Конструирование переходных отсеков от ракеты-носителя к полезной нагрузке и головному обтекателю ... 116

23 Конструирование приборных отсеков ракет-носителей ... 119

24 Конструирование защитных тепловых экранов баков и приборных отсеков ракет-носителей ... 127

25 Конструирование рам двигательных установок ракет-носителей ... 134

26 Конструирование корпусов хвостовых отсеков ракет носителей ... 141

27 Конструирование элементов системы крепления и отделения головного обтекателя и полезной нагрузки от ракеты-носителя ... 148

28 Конструирование элементов системы крепления и отделения ракетных блоков ракеты-носителя с последовательным и параллельным соединением ракетных блоков ... 153

ЗАКЛЮЧЕНИЕ ... 162

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ ... 163

ВВЕДЕНИЕ

Электронный курс лекций «Конструирование ракетно-космической техники» предназначен для изучения элементов конструкции ракет-носителей и космических аппаратов.

В рамках указанного курса лекций студент знакомится с вопросами конструирования отсеков и узлов ракет-носителей и космических аппаратов. Приводятся простейшие схемы и расчетные зависимости, необходимые для квалифицированного выбора материалов, форм и размеров узлов конструкции.

В разделах курса подробно рассматриваются:

- общие сведения об устройстве ракет-носителей;
- требования, предъявляемые к ракетам-носителям;
- компоновочные и конструктивно-силовые схемы;
- вопросы формирования конструкций корпусов и выбора конструкционных материалов;
- нагрузки, действующие на ракету-носитель: эксплуатационные и аэродинамические нагрузки, перегрузки, внутренние силовые факторы;
- расчетные случаи нагружения;
- вопросы конструирования кронштейнов, узлов сопряжения шпангоутов и стрингеров;
- конструкция подкрепленных отсеков с вырезами и люками, заправочных и дренажных устройств;
- назначение и конструкция силовых колец
- конструирование топливных баков ракет-носителей, арматуры топливных баков ракет-носителей, межбаковых отсеков ракет-носителей, переходных отсеков ферменного типа ракет-носителей, переходных отсеков от ракеты-носителя к полезной нагрузке и головному обтекателю, приборных отсеков ракет-носителей, защитных тепловых экранов баков и приборных отсеков ракет-носителей, рам двигательных установок ракет-носителей, корпусов хвостовых отсеков ракет носителей, элементов системы крепления и отделения головного обтекателя и полезной нагрузки от ракеты-носителей, элементов системы крепления и отделения ракетных блоков ракеты-носителя с последовательным и параллельным соединением ракетных блоков.

Подготовлено на кафедре летательных аппаратов СГАУ.

1 Общие сведения об устройстве ракет-носителей. Понятия конструирования ракет-носителей

Несмотря на большое разнообразие управляемых ракет, все они имеют много общего в своем устройстве.

Под конструктивной схемой ракеты понимается совокупность агрегатов, систем, отсеков и ступеней, определяющая боевые возможности, условия эксплуатации и технологию производства ракеты. Вполне понятно, что в каждом конкретном случае, в зависимости от назначения ракеты, вида топлива, типа двигателей и других факторов, конструктивные формы составных частей (агрегатов, отсеков, систем) и их взаимное размещение будут иметь свои особенности.

Основными частями одноступенчатой ракеты с ЖРД являются полезный груз, корпус, двигатель, бортовая аппаратура системы управления и органы управления (см. рис. 1.1).

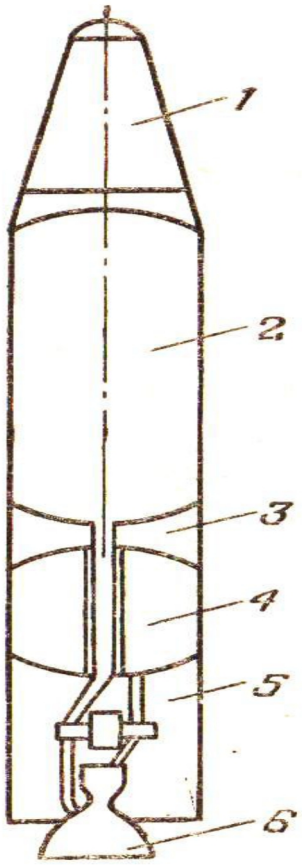


Рисунок 1.1 – Схема одноступенчатой ракеты (1 – полезная нагрузка; 2 – бак окислителя; 3 – приборный отсек; 4 – бак горючего; 5 – хвостовой отсек; 6 – двигатель)

Корпус ракеты состоит из топливных баков, приборного и хвостового отсеков. Топливные баки являются емкостями для компонентов топлива. Как правило, их изготавливают по несущей схеме, т.е. одновременно они являются силовым элементом корпуса. Приборный отсек служит для размещения большей части приборов системы управления. Он может располагаться или между баками, или непосредственно за боевой частью. Хвостовой отсек предназначен для размещения двигателя и части приборов системы управления. Кроме того, хвостовой отсек является силовым элементом при установке ракеты на пусковое устройство.

Двигатель является важнейшей составной частью ракеты. Он создает силу тяги, обеспечивающую движение ракеты. Двигатель состоит из ряда агрегатов и систем (камера сгорания, турбонасосный агрегат, система газогенерации и др.).

Исполнительные органы системы управления служат для создания управляющих сил и моментов с целью удержания ракеты при ее движении на требуемой траектории. В качестве органов управления используются газоструйные рули, специальные рулевые двигатели и поворотные камеры сгорания основных двигателей.

В составных ракетах с ЖРД каждая из ступеней содержит рассмотренные выше составные части. Дополнительным элементом в этих ракетах является система разделения ступеней.

В ракетах с последовательным соединением ступеней (см. рис. 1.2) сначала работает двигатель первой ступени. При достижении ракетой определенной скорости происходит отделение первой ступени и включается двигатель второй ступени и т.д. При достижении заданной скорости происходит выключение двигателя последней ступени и отделяется полезный груз. В ракетах с параллельным соединением ступеней первая ступень представляет собой пакет ракет, имеющих автономные двигатели, топливные баки и необходимые приборы управления. В виде пакета могут выполняться также вторая и последующие ступени. Последовательность включения и выключения двигателей и отделения ступеней ракет пакетной схемы может быть самая различная. Она определяется конкретной конструктивной схемой ракеты. Отметим, что ракеты с параллельным соединением ступеней обладают рядом недостатков по сравнению с ракетами, имеющими последовательное соединение ступеней. К ним в первую очередь относятся трудности транспортировки, большая масса конструкции, сложное и громоздкое пусковое оборудование.

Ракеты с РДТТ имеют ту особенность, что камера сгорания двигателя одновременно является емкостью для размещения заряда твердого топлива, а также - несущей конструкцией ракеты в целом.

В процессе разработки изделий РКТ в конструкторском бюро разделение труда идет по основным подразделениям: проектным, конструкторским.

На *проектные подразделения* возлагаются определение основных характеристик, разработка конструктивно-компоновочных схем, определение состава агрегатов и систем, а также корректировка характеристик, состава, компоновки и массовых характеристик в ходе отработки. В обязанность проектных подразделений входит, кроме того, ведение основной документации: технических предложений; эскизных и технических проектов.

В *конструкторских подразделениях* разрабатываются конструкции корпусов, механических агрегатов и узлов, приборов и оборудования, конструктивные элементы для монтажа; осуществляется авторский надзор в производстве и испытаниях; корректируется конструкторская документация в процессе отработки. Среди документации, которую ведут эти подразделения, основными являются чертежи, спецификации, ведомости, расчеты, программы конструкторских испытаний, инструкции по эксплуатации, технические описания.

Технологические службы проводят технологическую отработку конструкторской документации, разрабатывают директивную технологию и технологии сборочно-монтажных операций изготовления корпусов, механизмов, пневмогидроарматуры, приборов, оборудования, конструкций узлов, технологической оснастки и приспособлений. Результаты работы технологических служб отражаются в директивной технологии, картах техпроцессов, документации на оснастку и приспособления.

Опытное производство занимается изготовлением деталей, узлов, сборкой агрегатов, блоков; проводит заводские контрольные испытания; изготавливает оснастки и приспособления. К основной документации опытного производства относятся технологические паспорта и паспорта на узлы и агрегаты.

На *испытательные службы* возложены лабораторные испытания материалов и элементов конструкции, конструкторско-доводочные испытания; отработочные испытания на макетах и моделях, стендовые и летно-конструкторские испытания. Их основная документация: программы испытаний, инструкции по эксплуатации, технические задания на испытания оборудования, отчеты и акты об испытаниях.

Процесс разработки конструкций включает следующие стадии проектирования:

Технический проект. На этой стадии анализируются конструкторские решения по существующим изделиям, формируется конструкция на основании традиционных решений, проводится оценка степени соответствия ее исходным данным и ее технического уровня. Разрабатываются варианты, соответствующие современным прогрессивным техническим решениям. Проводится сравнительный анализ вариантов по технико-экономическим показателям, массовым характеристикам, надежности, технологичности и т.д. Выбирается один (оптимальный) вариант для дальнейшей разработки.

Разработку рабочей документации, которая состоит в детальной проработке всех элементов конструкции, выпуске самой документации, в изготовлении изделий для контрольно-доводочных испытаний (КДИ) и проведении КДИ, в технологическом контроле и корректировке документации по результатам отработочных испытаний;

Опытное производство. Оно начинается после подготовки конструкторской документации, подготовки производства и заключается в изготовлении головного образца (после завершения отработки технологии) и экспериментальных изделий для испытаний;

Испытания. На этой стадии по результатам наземной отработки подготавливается заключение о готовности изделия к ЛКИ, корректируются проектная и конструкторская документация.

Работа над конструкцией начинается с получения и рассмотрения эскизного или технического проекта изделия, технического задания на отдельный узел или агрегат, технических условий, эскизной разработки агрегата, выполняемой ведущим инженером, и заканчивается передачей конструкции в эксплуатацию, уже опробованной в испытаниях, исправленной по результатам испытаний, "доведенной", отчего этот вид испытаний получил название доводочных.

В конструкциях различных изделий встречается большое количество однотипных элементов: типовых конфигураций деталей (резьбы, проточки, головки под ключ, закругления и т.п.), деталей и узлов конструкций целиком (крепежные детали, подшипники). Практика требует ограничить их разнообразие, унифицировать, выбрать ряд типоразмеров, рекомендуемых к применению в подавляющем большинстве случаев, особенно когда нет необходимости в каких-либо необычных конструктивных решениях этих элементов. Унифицироваться могут также типовые требования к технологии изготовления, к операциям контроля, к документации и т.д.

Работа по унификации того или иного технического решения завершается созданием стандарта. В зависимости от степени распространения в промышленности действуют: стандарты предприятия (СТП), отраслевые стандарты (ОСТы) и государственные стандарты (ГОСТы).

Состав конструкторской документации на различных стадиях проект-но-конструкторской разработки, требования к содержанию и оформлению различных конструкторских документов (графических и текстовых) определены комплексом стандартов Единой системы конструкторской документации (ЕСКД). Осуществленное за последние полтора десятилетия внедрение стандартов ЕСКД в большинстве отраслей промышленности обеспечило единообразие конструкторской документации, упростило взаимный обмен опытом, технической информацией, а главное создало предпосылки для широкой кооперации при создании сложных изделий новой техники. Хорошее знание стандартов ЕСКД - необходимое условие для овладения азбукой конструкторского труда. Известны случаи и всемирной унификации в технике, например, уже внедренная в нашей стране международная система единиц (СИ).

2 Требования, предъявляемые к ракетам-носителям

Требования к ракетам нельзя рассматривать в отрыве от требований, предъявляемых к ракетному комплексу в целом. Поэтому необходимо определить, что такое ракетный комплекс.

Ракетный комплекс – это совокупность ракеты, пусковых устройств, наземной аппаратуры управления, испытательного, заправочного и подъемно-транспортного оборудования.

Процесс создания ракеты весьма многогранен и сложен. Он начинается с разработки тактико-технических требований к ракете и всему ракетному комплексу. При этом тактико-технические требования основываются на анализе боевого применения проектируемой ракеты и должны учитывать накопленный опыт создания аналогичных ракет, а также технические возможности. Конечной целью разработки ракеты является достижение максимальной эффективности ее действия как боевого средства, удобства эксплуатации и технологичности изготовления. Кроме того, все предъявляемые требования должны обеспечить безотказный пуск ракеты в заданное время и полет ее по заранее рассчитанной программе.

Все требования к ракете и ракетному комплексу можно подразделить на общие, эксплуатационные и производственно-экономичеекие. Рассмотрим более подробно эти требования.

Общие требования

Общие требования, предъявляемые к ракете, определяют ее основные характеристики: дальность пуска, могущество действия у цели и надежность.

Дальность пуска. Исходя из задач, выполняемых, например, стратегическими ракетами, диапазон их дальностей пусков должен быть от сотен до десятков тысяч километров и более. Поскольку пуск одной ракеты в большом диапазоне дальностей неэкономичен, приводит к усложнению эксплуатации ракеты, уменьшает ее эффективность и маневренность, ракеты подразделяются на типы с различными диапазонами дальностей.

Для каждого типа ракет предусматривается кроме максимальной и минимальная дальность пуска. Причем минимальная дальность пуска ракет данного типа не должна быть больше максимальной дальности пуска ракет предыдущего типа. Необходимо иметь в виду, что в общем случае одна и та же ракета в зависимости от массы полезного груза может иметь различную дальность пусков и относиться к различным типам ракет.

Надежность ракет и ракетного комплекса. Боевая эффективность ракетного комплекса определяется надежностью выполнения боевой задачи. Высокая надежность достигается за счет создания агрегатов и систем, обладающих высокой безотказностью, и определения соответствующих условий эксплуатации, поддерживающих эту надежность на требуемом уровне.

Надежность проявляется при эксплуатации ракеты и технологического оборудования ракетного комплекса. При этом под эксплуатацией ракеты и оборудования понимают совокупность всех фаз их существования: хранение, транспортировка, проверка, подготовка к использованию по назначению, использование по назначению, техническое обслуживание и ремонт. Под безотказностью понимают способность непрерывно сохранять работоспособность в определенных условиях эксплуатации.

Надежность ракетного комплекса обеспечивается тщательным контролем изготовления агрегатов и систем на заводе, проведением заводских испытаний агрегатов, систем и ракеты в целом, а также проведением испытаний ракеты перед пуском. Для уменьшения времени подготовки ракеты к пуску желательно отказаться от предстартовых испытаний, однако в этом случае должны быть предъявлены более жесткие требования к заводским испытаниям.

На современном этапе развития ракетостроения к надежности ракет предъявляются высокие требования. Практически надежность, по данным иностранной печати, не превышает 80-90%.

Эксплуатационные требования

Под эксплуатационными требованиями понимают такие, которые обеспечивают сохранность ракеты при транспортировке и хранении, а также позволяют осуществить надежный пуск ракеты в заданное время.

Время на подготовку к пуску. Требование минимального времени на подготовку к пуску трудно переоценить.

Виды пуска ракет. Желательно, чтобы конструкция ракеты позволяла производить пуск с установок любого типа. Однако в ряде случаев это условие трудно выполнить. Так, тяжелые ракеты очень сложно приспособить для запуска с подвижных железнодорожных установок. При использовании жидкого топлива с малым допустимым интервалом изменения температуры почти невозможно произвести пуск ракеты с наземных пусковых устройств в любое время года. В этом случае единственно возможным видом пуска является пуск из стационарной шахтной пусковой установки, имеющей систему термостатирования.

Условия транспортировки. Транспортабельность ракет должна быть высокой. Она зависит от размеров ракеты, ее массы и прочностных характеристик, чувствительности элементов ракеты к тряске при перевозке и перегрузке, а также от того, в каком виде перевозится ракета (в собранном, отдельными ступенями, с топливом или без топлива и т. п.).

Средства транспортировки ракет включают специальные колесные либо гусеничные машины и грунтовые тележки. Кроме того, ракеты можно перевозить железнодорожным, воздушным или водным транспортом. Желательно, чтобы собранная ракета помещалась в одном вагоне или самолете.

Стойкость при хранении. Это требование имеет важное экономическое значение, так как оно характеризует потребную периодичность ремонта ракет. Повышение стойкости при хранении предусматривается целым комплексом мероприятий при создании конструкции ракеты: выбором соответствующих металлических и неметаллических материалов, применением антикоррозийных покрытий, применением герметической укупорки ракет и др. Кроме того, стойкость ракет существенно зависит от условий хранения.

Конструкция ракеты должна быть удобной для проведения технического обслуживания и всех видов работ в процессе хранения, транспортировки и при проверках. Конструкция агрегатов и ракеты в целом должна позволять механизировать и автоматизировать рабочие и вспомогательные процессы.

Метеорологические условия применения ракет. Ракетный комплекс должен функционировать при любых метеорологических условиях.

Производственно-экономические требования

К производственно-экономическим требованиям относятся: простота и технологичность конструкции; унификация отдельных узлов и агрегатов ракет; применение отечественных материалов; применение стандартных сортаментов и марок материалов.

Простота и технологичность конструкции снижают стоимость изготовления ракет. Технологичной называется такая конструкция, которая полностью отвечает всем тактико-техническим и эксплуатационным требованиям и допускает ее дешевое изготовление, применяя высокопроизводительные методы обработки и сборки.

Для определения технологичности разработан ряд показателей, к которым относятся: коэффициент использования металла k_m - отношение веса готового изделия к весу материалов, идущих на изготовление заготовок; k_T - коэффициент точности; k_p - коэффициент разрядности работ; коэффициент механизации, определяющий отношение основного машинного времени к штучному и показывающий степень механизации ручных работ.

Унификация отдельных узлов и агрегатов сокращает время и расходы на отработку ракеты, удешевляет производство и упрощает снабжение. Унификация в ракетостроении имеет большое значение, так как различные агрегаты двигателя, элементы его автоматики, приборы системы управления и многие другие элементы могут быть использованы для различных ракет, отличающихся дальностью пуска, могуществом и назначением. Унификация ракет позволяет осуществлять их пуск из различных стартовых устройств (наземные, шахтные и др.). Широко используются унифицированные боевые части для ракет различного назначения.

3 Компоновочные и конструктивно-силовые схемы

Рассмотрим понятия ступень РН, или сокращенно ступень, и ракетный блок (РБ). Предположим, что у одноступенчатой РН головная часть (ГЧ) после сжигания рабочего запаса топлива и выключения двигателя отделяется. Всю РН с момента старта до момента отделения ГЧ назовем ступенью, а РН без ГЧ - РБ.

РН, состоящие из нескольких РБ, называют и многоблочными, и многоступенчатыми, считая в этом случае ступенями последовательно движущиеся части этих РН, образующиеся после отделения опорожнившихся РБ от РН. Счет РБ и ступеней ведут в восходящем порядке – от основания РН к ее ГЧ. Для того, чтобы отличать ступени от РБ, введем следующие обозначения нумерации и индексации: для ступеней $j=\overline{1,N}$, для РБ $i=\overline{1,n}$ (см. рис. 3.1). В общем случае момент перехода от одной ступени к другой может определяться моментом сброса отработавших РБ или крупного элемента конструкции (бака, двигателей).

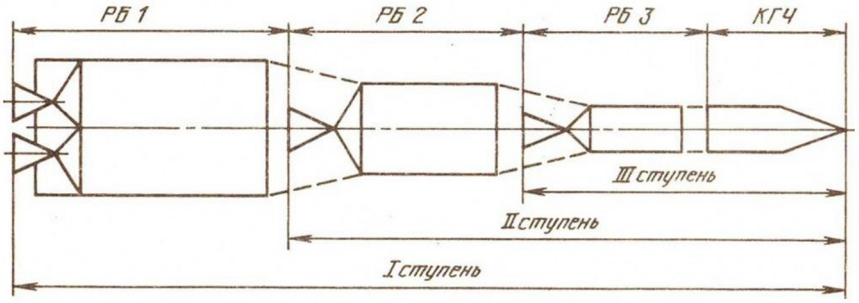


Рисунок 3.1 - Принципиальная схема многоступенчатой РН с последовательным соединением РБ

Для выбора конструктивно-компоновочной схемы (ККС) РН введем понятие массовой отдачи РН, под которой будем понимать отношение массы ГЧ к стартовой массе РН. Заметим, что в нижеприведенную классификацию ККС включены наиболее характерные схемы как существующих, так и принципиально возможных РН.

Одноступенчатая РН (см. рис. 3.2, а). Ее главный недостаток - трата энергии топлива на разгон той части конструкции (баков и двигателей), которая уже выполнила свои функции и с этого момента стала балластом, - проявляется в ограниченных возможностях по массовой отдаче.

Двухступенчатая РН со сбрасываемыми двигателями (см. рис. 3.2, б). Реализована в американской ракете "Атлас". К недостатку такой схемы относят большую массу топливного отсека.

Двухступенчатая РН со сбрасываемыми баками (см. рис. 3.2, в). В этой схеме ненужные на втором этапе полета топливные отсеки (***Т01***) сбрасываются, но возникает необходимость уменьшать тягу к концу полета, чтобы избежать значительных перегрузок. Неизменная масса ДУ в этой схеме снижает массовую отдачу РН.

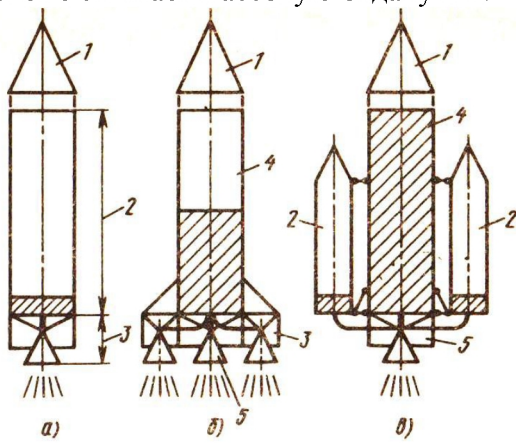


Рисунок 3.2 - Принципиальные схемы одноступенчатых и двухступенчатых РН со сбросом крупных элементов конструкции (1 – ГЧ; 2 – ТО1; 3 – ДУ1; 4 – ТО2; 5 – ДУ2)

Двухступенчатые РН с последовательным соединением РБ (рис. 3.3, а). Это самая распространенная схема. Одна из трудностей, которая возникла при создании РН по такой схеме, – необходимость запуска двигателя РБ2 в полете. На участке полета 1 ступени двигатель РБ2 является балластом.

РН с параллельным соединением автономных РБ и одновременным запуском двигателей всех РБ на Земле (см. рис. 3.3, б). По этой схеме реализована РН "Спутник". Один из недостатков такой схемы – значительная балластная масса топливного отсека РБ2. Запуск всех двигателей на Земле имеет и положительные и отрицательные стороны. Надежность РН повышается по сравнению со схемой рисунка 3.3а – нет балластных двигателей, но при фиксированной геометрии сопла двигателя РБ2 неизбежна потеря удельной тяги из-за большого времени работы двигателя РБ2 на неоптимальных режимах. Этот недостаток можно исправить использованием на РБ2 двигателей с переменной степенью расширения сопла.

РН с параллельным соединением автономных РБ и разновременным запуском двигателей РБ (см. рис. 3.3, в). В этой схеме нет перетяжеленных топливных отсеков, но на участке полета 1 ступени появляется балластный двигатель РБ2; на участке полета II ступени получают высокую удельную тягу, используя высотные двигатели.

РН с параллельным соединением РБ, с одинаковыми компонентами топлива РБ и переливом топлива на участке полета I ступени (см. рис. 3.3, г). Все двигатели в этой схеме запускаются на Земле и работают на участке полета I ступени на топливе РБ1. Когда запас топлива в РБ1 будет израсходован, необходимо переключить двигатель РБ2 на питание из топливного отсека РБ2. Быстрое переключение топливных магистралей в полете — сложная техническая задача.

РН с параллельным соединением РБ, с различными компонентами топлива и сбрасываемым дополнительным топливным отсеком (см. рис.3.3 д). Все двигатели запускаются на Земле. На участке полета I ступени двигатель РБ2 работает на топливе из дополнительного топливного отсека, на участке полета II ступени двигатель РБ2 переключается на питание от собственных баков.

Одна из трудностей, которая встречается во всех схемах с параллельным соединением РБ, заключается в создании конструкций узлов связи РБ минимальной массы. Именно при решении этой задачи возможно появление значительных по массе конструктивных элементов, которые могут значительно снизить массовую отдачу РН.

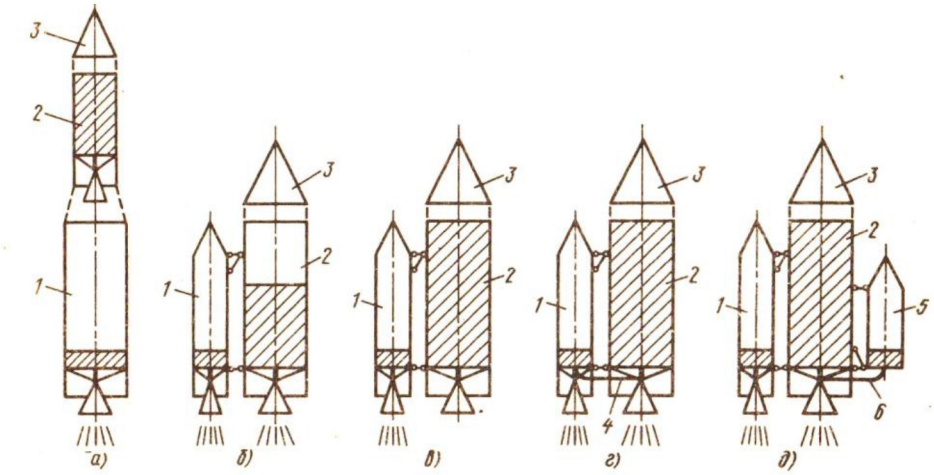


Рисунок 3.3 - Схемы двухступенчатых РН со сбросом РБ (1 - РБ1; 2 - РБ2; 3 - ГЧ; 4 - гидравлическая связь между РБ1 и РБ2; 5 -дополнительный ТО; 6 - гидравлическая связь между РБ2 и дополнительным ТО)

Также рассмотрим трехступенчатые РН:

- РН с последовательным соединением РБ. Реализована в РН "Протон". На участке полета I ступени двигатели РБ 2 и РБ 3 являются балластными, а на участке полета II ступени только двигатель РБ3 является балластным.

- РН с комбинированным соединением РБ. Реализована в РКН "Союз". В этой схеме первые два РБ могут быть такими же, как и в двухступенчатых РН с параллельным соединением РБ, а РБ2 и РБ3 соединяются последовательно.

Исходя из необходимости расстыковки при эксплуатации и функционировании, а также из соображений технологичности изготовления, сборки и возможности транспортировки обычными видами транспорта, крупногабаритные ракетно-космические изделия, как правило, проектируются и изготовляются разделяемыми на отдельные отсеки. Соответственно членятся и корпусные конструкции. Каждый отсек корпуса имеет одну, две, реже три и более поверхности стыка со смежными отсеками (как правило, плоские). Стыки снабжены конструктивными узлами для сборки и соединения отсеков друг с другом, для уплотнения (герметизации) стыков, а также, при функциональной необходимости, — узлами для разделения отсеков или отброса (отталкивания) смежного отсека, агрегата. Требования к сочленению отсеков обычно оказывают существенное влияние на конструктивное исполнение стыков и на конструктивную схему всего отсека.

Требования к конструкции конкретного отсека корпуса КА существенно зависят от его назначения и положения в ***конструктивно-силовой схеме КА***. Известно, что нагрузки наибольшей интенсивности на несущие конструкции изделий РКТ создаются на участке выведения на орбиту либо при торможении в атмосфере планеты и посадке. Корпусные конструкции исключительно космического назначения обычно конструируют насколько возможно тонкостенными. Ввиду невысокого уровня механических нагрузок, часто определяющими характеристиками для них оказываются не прочность, как для большинства "земных" конструкций, а жесткость (допустимый уровень деформаций, обеспечивающий выполнение требований по сохранению точности геометрических характеристик) и технологическая выполнимость.

Основными и наиболее типичными считают следующие требования к конструкции корпуса:

- Обеспечивать необходимую прочность и жесткость во всех расчетных случаях нагружения, в том числе с учетом нагрузок, приходящих от смежных отсеков и агрегатов. Это требование для конструкций КА всегда действует в сочетании с жестким ограничением массы конструкции.
- Иметь габаритные размеры и форму, удовлетворяющие зонам полезной нагрузки головного блока или отсека полезного груза носителя, и обеспечивать объем, необходимый для размещения приборов и другого оборудования внутри.
- Обеспечивать конструктивную увязку и удобные условия, сборки со смежными отсеками и агрегатами.
- Обеспечивать возможность закрепления оборудования как внутри, так и снаружи.
- Обеспечивать доступ внутрь отсека для монтажа оборудования, его проверки, ремонта или замены.
- Удовлетворять заданным условиям по сохранению среды внутри отсека (это требование предъявляется в том числе к негерметичным корпусам из-за необходимости защиты от влаги и пыли при наземной эксплуатации) , а также по обмену между средами внутри отсека и вне его (вентиляция; выравнивание давления, применяемое для исключения или уменьшения нагружения оболочки корпуса внутренним или внешним давлением, в конечном итоге для уменьшения массы конструкции).

В начале разработки отсека прорабатывается его ***конструктивно-силовая схема*** и руководствуются здесь требованием разработки конструкции минимальной массы. При этом уже на этой стадии необходимо полностью учесть такие требования, как обеспечение силовой связи и стыкуемости со смежными конструкциями, необходимый доступ к оборудованию при сборке и эксплуатации, наиболее удобные места крепления основных агрегатов, оборудования и других конструкций.

Разрабатывая конструктивно-силовую схему, конструктор комбинирует прежде всего основными силовыми элементами: обшивкой, шпангоутами, лонжеронами и стрингерами (см. рис. 3.4).

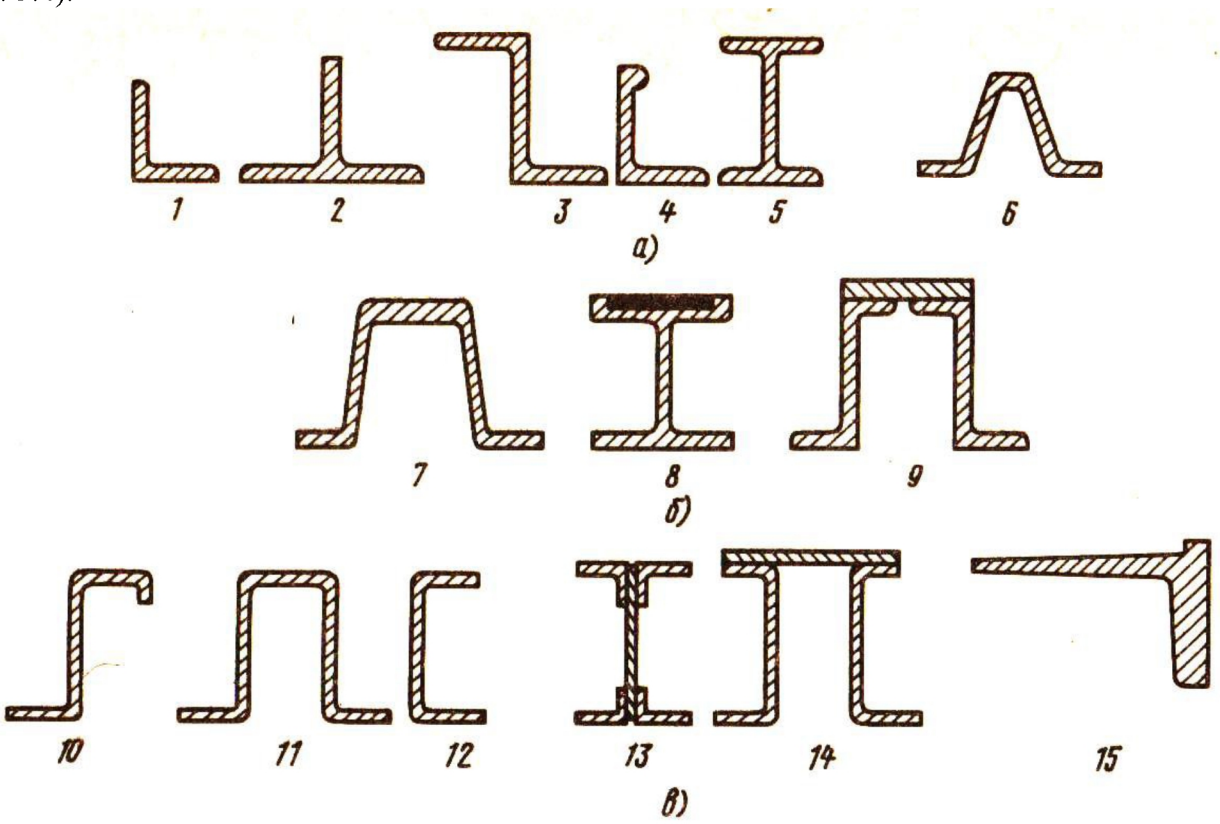


Рисунок 3.4 - Типовые сечения элементов силового набора (а - стрингеры; б - лонжероны; в - шпангоуты; 1-5 - открытые профили; 6 -закрытый профиль; 7 - лонжерон с усиленной верхней полкой; 8 - лонжерон с верхней полкой, усиленной композиционным материалом; 9 - сборный лонжерон; 10, 11, 12 - промежуточные шпангоуты; 13,14 - усиленные шпангоуты (сборные); 15 - торцевой шпангоут)

Обшивка образует форму отсека, ограничивает его внутренний объем, при необходимости защищая его от воздействия факторов окружающей среды. Как самостоятельный силовой элемент обшивка работает на растяжение, в частности, от внутреннего давления. В сочетании с силовым набором обшивка воспринимает и передает на элементы силового набора практически все виды воздействующих нагрузок и напряжений. Относительный вклад обшивки в работу конструкции корпуса в этих случаях зависит от толщины обшивки, частоты силового набора, характера соединения между обшивкой и элементами набора.

Стрингеры – продольные элементы, подкрепляющие обшивку – воспринимают совместно с обшивкой осевые нагрузки и изгибающие моменты, действующие на отсек. В частности, при воздействии сжимающих нагрузок они благодаря развитой форме поперечного сечения существенно повышают критические напряжения потери устойчивости обшивки. Помимо осевых усилий стрингеры через обшивку воспринимают и распределенные поперечные нагрузки, например от внешнего аэродинамического давления; при этом шпангоуты служат опорами для стрингеров. В качестве стрингеров применяются обычно прессованные или гнутые из листа профили, изготовляемые и поставляемые централизованно металлургическими заводами. Применение стрингеров оригинального сечения всегда требует убедительного обоснования. При больших сжимающих или крутящих нагрузках на отсек более рациональным с точки зрения обеспечения минимальной массы конструкции является применение профилей закрытого сечения. Кроме того, в большинстве случаев целесообразно выбирать профили, позволяющие включить в совместную работу более широкую полосу обшивки, например, за счет двухрядного крепления и крепления по двум разнесенным полкам.

Лонжероны – мощные продольные элементы силового набора, воспринимающие сосредоточенные продольные и изгибающие нагрузки большой интенсивности (например, от

узлов крепления двигателей, смежных отсеков и агрегатов), а также обеспечивающие усиление корпуса в местах вырезов, равноценное ненарушенным зонам.Общие требования к лонжеронам во многом аналогичны требованиям к стрингерам. Но есть и отличия: поскольку лонжерон работает в основном автономно на сосредоточенную нагрузку, связь его с обшивкой не имеет такого значения для лонжерона, как для стрингера, но для повышения работоспособности обшивки целесообразно максимально использовать опору на лонжерон. На конструкцию лонжерона в большей степени, чем для стрингера, оказывают влияние особенности схемы его нагружения и характера связей со смежными конструкциями. Лонжероны оригинальной конструкции изготавливаются штамповкой, точным литьем, механической обработкой.

Шпангоуты в конструкциях КА и РН бывают, как правило, замкнутые, кольцевые. По назначению различают: торцевые (стыковочные) шпангоуты, подкрепляющие край отсека корпуса и обеспечивающие надежное соединение его со смежными конструкциями, и промежуточные, подкрепляющие обшивку на участке между торцевыми шпангоутами и обеспечивающие сохранение формы поперечного сечения отсека. В корпусах, работающих на сжатие и изгиб, промежуточные шпангоуты позволяют повысить общие критические напряжения потери устойчивости за счет уменьшения длины участка между опорами. В отсеках, работающих на кручение, промежуточные шпангоуты, подкрепляя обшивку, препятствуют образованию складок обшивки, исключая возможность радиального перемещения участков обшивки.

По конструктивному исполнению различают нормальные и усиленные шпангоуты. Первые применяются, как правило, в роли промежуточных шпаногутов, т.е. для подкрепления обшивки, и изготовляются либо из листового материала штамповкой зацело, либо сборными из профильных и листовых деталей. Усиленные шпангоуты представляют собой сборную конструкцию, иногда достаточно сложную, и предназначены обычно для восприятия сосредоточенных сил, приходящих от навесных конструкций, блоков, модулей, агрегатов, и для передачи этих сил в виде распределенной нагрузки на обшивку, а также для усиления обшивки в зонах вырезов, резких переломов обшивки и т.п.

В зависимости от включения тех или иных элементов силового набора различают следующие типы корпусных конструкций.

Монокок – корпус, у которого основным силовым элементом является собственно обшивка. Это конструкция, содержащая только одну оболочку. Однако на практике понятие "монокок" часто распространяют на все конструкции, которые рассчитываются как обшивка: например, когда обшивка подкреплена только шпангоутами и на участке между шпангоутами ее можно рассматривать как работающую самостоятельно; или когда обшивка подкреплена набором из часто расположенных стрингеров малого сечения. Такую конструкцию называют **полу монококом**. В расчетах ее рассматривают как однородную. Иногда монококовыми считают и конструкции с многослойной обшивкой в связи с тем, что и здесь основным рассчитываемым. элементом является слой обшивки, хотя в этом случае общая расчетная схема уже существенно отличается. Монококовые корпусы применяются тогда, когда продольные нагрузки невелики и могут быть восприняты обшивкой относительно небольшой толщины. Конструкции корпусов с обшивкой, подкрепленной только шпангоутами, называют еще **бесстрингерными**.

Стрингерная – конструкция корпуса, состоящая из тонкой обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами.

Лонжеронная (или балочная) – конструкция корпуса, в которой сжимающие и изгибающие нагрузки воспринимаются лонжеронами, а обшивка воспринимает прежде всего напряжение сдвига и местные нагрузки.

Стержневые конструкции. Из числа стержневых конструкций на традиционных КА, компоновка и конструктивно-силовая схема которых определяются компоновкой и конструктивно-силовой схемой РН, наибольшее применение имеют осе-симметричные ферменные отсеки (см. рис. 3.5). Фермы и рамы широко применяются также для монтажа некоторых агрегатов оборудования, например ДУ, и в некоторых других типичных конструкциях КА, например каркасах солнечных батарей.

При конструировании ферм стремятся обеспечить их статическую определимость, так как статически неопределимая конструкция, как правило, оказывается тяжелее из-за трудности точного учета распределения внешних нагрузок между отдельными элементами, зависящего от их жест-костей и многих технологических факторов – допусков на отдельные элементы, точности выполнения сборочных операций и т.п. Оси нескольких стержней в узлах должны сходиться в одной точке.

Основное внимание уделяется соединению стержней между собой, выполнению их концевых участков и фитингов. Задача состоит в том, чтобы по возможности уменьшить передачу на стержень изгибающих моментов, схеме фермы, в которой, как известно, соединения стержней считаются шарнирными.

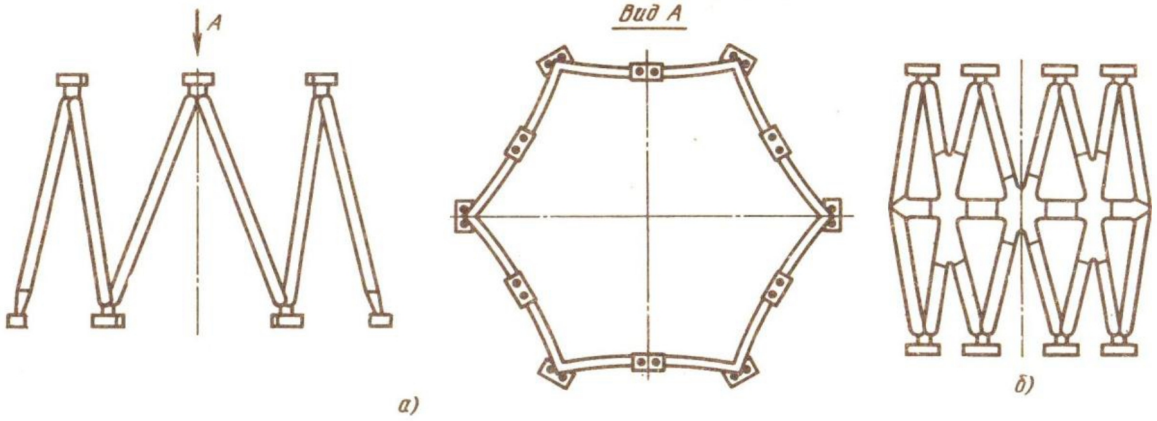


Рисунок 3.5 - Примеры конструкций ферменных отсеков (а - 12-стержиевая ферма; б - 24-стержневая ферма с промежуточным поясом для отсеков большого удлинения)

Известно также, что характер заделки концов стержней существенно влияет на величину критических напряжений потери устойчивости, что необходимо учитывать в конструкциях, работающих на сжатие. Примеры конструктивного исполнения заделки концов стержней фермы показаны на рисунке 3.6.

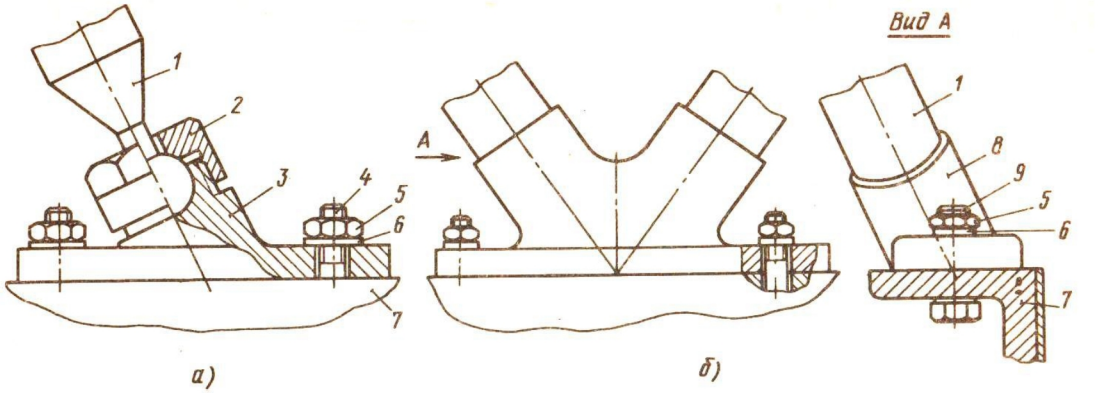


Рисунок 3.6 – Примеры конструктивного исполнения элементов ферменных конструкций (а - узел шарнирного соединения стержня с опорой; б - сварной узел соединения стержней с опорным фитингом; 1 - стержень; 2 - накидная гайка; 3 - опора; 4 -шпилька; 5 - гайка; 6 - шайба с контровкой; 7 - соседний отсек; 8 - опорный фитинг; 9 – болт)

Симметрично расположенные стержни симметричной фермы должны иметь одинаковую жесткость. Работоспособность стержней ферм, работающих на устойчивость, естественно, существенно ухудшается при наличии начальной непрямолинейности, конструктивных изломов и изгибов, при введении в конструкцию элементов, нагружающих стержни поперечными нагрузками. Все это необходимо учитывать как при конструировании, так и при предъявлении требований к деталям и полуфабрикатам.

Фермы большого удлинения, работающие на сжатие, целесообразно разбивать на две, вводя промежуточные кольцевые связи.

Считают, что для перспективных КА и других космических конструкций, вероятно, окажется целесообразным применение крупногабаритных многостержневых и не только осесимметричных ферм. Это могут быть консоли длиной в несколько десятков метров, опорные конструкции гигантских антенн радиотелескопов, солнечных энергетических установок и т.п.

Особый случай представляет конструирование плоских и пространственных рам, в которых стержни в силу функциональных особенностей нагружаются изгибающими и крутящими моментами. В качестве примера такой рамы можно привести распространенную конструкцию каркаса солнечной батареи (см. рис. 3.7). Изгибающие и крутящие нагрузки на стержни здесь создаются за счет натяжения сетки, системы струн или пленки, на которых размещаются фотопреобразователи. Соединения стержней с фитингами (переходными элементами между стрингерами и торцевыми шпангоутами) обычно выполняются сваркой; в отличие от фермы соединение стержней здесь должно быть возможно более жестким. Рамные конструкции широко применяются также для крепления приборов и другого оборудования в приборных отсеках.

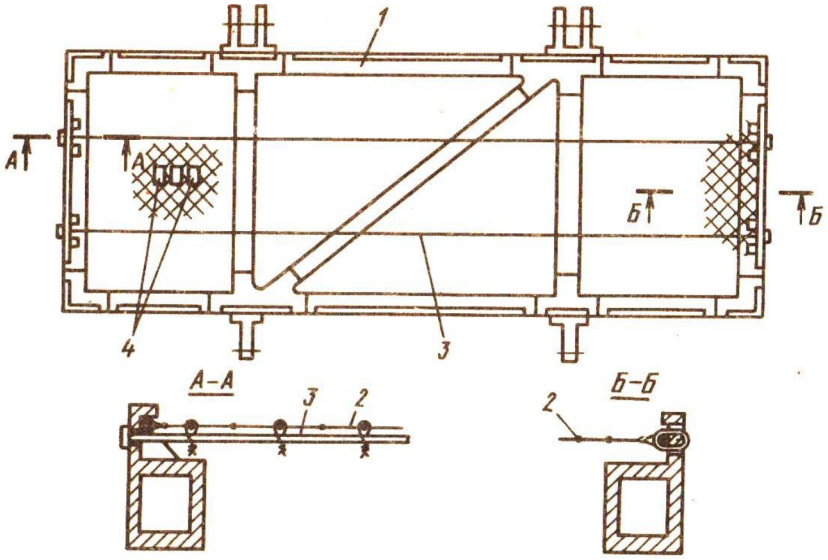


Рисунок 3.7 - Жесткая несущая конструкция солнечной батареи (1 - каркас сварной конструкции; 2 - сетеполотно; 3 - струна; 4 - фотопреобразователи)

4 Формирование конструкций корпусов: сварные, клепанные, болтовые, паянные и клеевые соединения

Основные конструктивно-технологические решения отсека корпуса определяются в большой степени способом соединения элементов, образующих конструктивно-силовую схему и в первую очередь способом соединения обшивки с силовым набором. Для традиционных корпусов, имеющих металлическую листовую обшивку и металлический силовой набор, наибольшее практическое применение имеет соединение их между собой с помощью клепки и сварки.

Клепка – хорошо отработанный технологический процесс с давними традициями. Она позволяет соединять между собой тонкостенные детали, изготовленные из любых металлических и некоторых неметаллических материалов. Типовые конструктивные решения клепаного отсека корпуса показаны на рисунке 4.1.

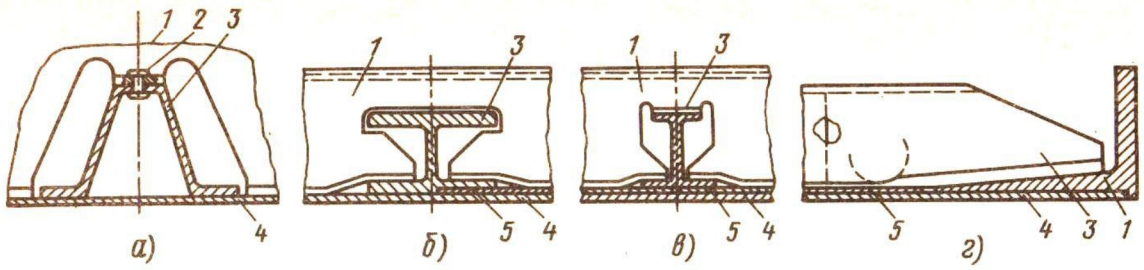


Рисунок 4.1 - Типовые конструктивные решения узлов пересечения стрингеров и лонжеронов со шпангоутами (а - стрингер закрытого профиля и промежуточный шпангоут; б - лонжерон и промежуточный шпангоут; в - стрингер открытого профиля и промежуточный шпангоуту - стрингер и торцевой шпангоут; 1 - шпангоут; 2 - заклепочное соединение стрингера и шпангоута; 3 - стрингер (лонжерон); 4 - обшивка; 5 – накладка)

Освоены и широко применяются конструктивные приемы, позволяющие преодолеть или уменьшить влияние некоторых недостатков клепаных соединений и технологического процесса клепки. Для преодоления сосредоточенного характера передачи нагрузок в клепаном соединении и для уменьшения влияния концентрации напряжений в заклепочные стыки вводят клей, образуя клее-клепаное соединение (см. рис. 4.2). Для герметизации клепаных стыков в ракетостроении широко применяют жидкие герметики, герметизирующие ленты и замазки. Разработаны, унифицированы и используются в необходимых случаях заклепки для односторонней клепки, однако их широкое применение привело бы к неприемлемому утяжелению конструкции и увеличило бы затраты времени на процесс сборки. Все шире внедряются бесшумные и малошумные способы клепки — прессовая, раскаткой (развальцовкой) замыкающей головки и другие, которые наряду с обеспечением лучшей гигиены труда дают для некоторых типов конструкций, например, композитных, ряд технических преимуществ.

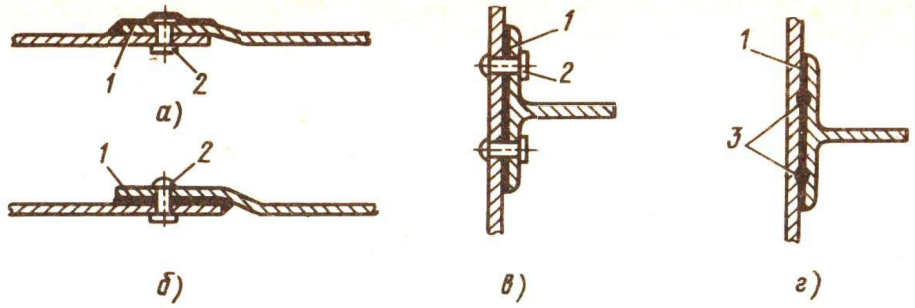


Рисунок 4.2 - Примеры применения клеев (и герметиков) в соединениях клепкой и точечной сваркой (а - соединение внахлестку с поверхностной герметизацией; б - соединение с герметиком в стыке; в - герметизация соединения обшивки и стрингера, соединенных заклепками; г - герметизация соединения точечной сваркой; 1 - слой клея или герметика; 2 - заклепка (или другой механический крепеж); 3 - сварная точка)

При конструировании заклепочных соединений руководствуются следующими правилами:

- Заклепка в соединении должна работать преимущественно на срез; расположение заклепок (см. рис. 4.3) должно быть упорядоченным исходя из наименьшего ослабления соединяемых элементов, возможно более равномерного распределения усилий по заклепкам и включения в работу наибольшего числа заклепок. Характерные размеры определяют в зависимости от нагрузок и материалов склепываемых элементов конструкции и заклепок. Их рекомендуемые предельные значения имеются в стандартах и справочниках.
- Материал заклепок выбирают в зависимости от материалов склепываемых деталей; при этом, как правило, не применяют заклепки из материалов высокой прочности и твердости для склепывания существенно менее прочных и твердых материалов;
- При конструировании соединений, в которых детали из различных материалов должны совместно деформироваться под действием нагрузки или термического расширения. Необходимо учитывать различие свойств жесткости и термического расширения применяемых материалов; предусматривать совместную обработку отверстий в склепываемых деталях, поскольку несовпадение осей отверстий существенно ослабляет соединение.
- Замыкающая головка в пакете из разных материалов должна располагаться со стороны элемента большей прочности или большей толщины; при необходимости для исключения разрушения или деформации материала склепываемых деталей под головки заклепок могут устанавливаться шайбы из более прочного материала, а в отверстие для защиты его стенок вводятся втулки.

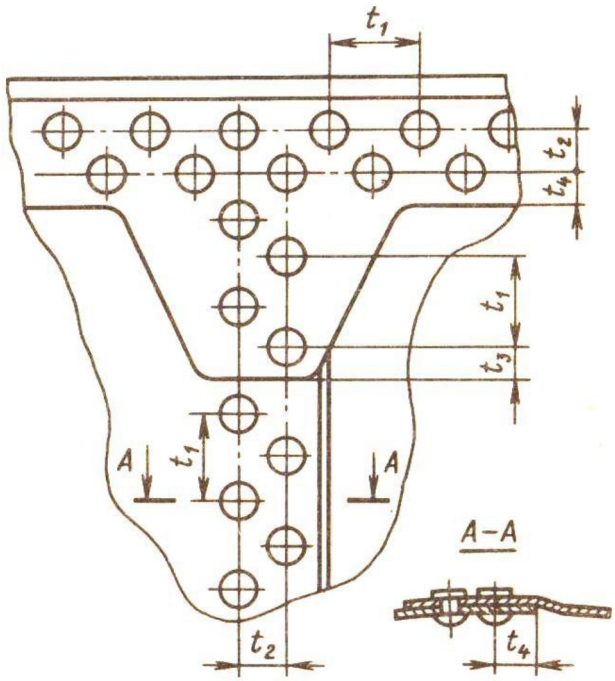


Рисунок 4.3 - Расположение заклепок или сварных точек в шве

Сварные соединения обеспечивают наилучшую передачу нагрузки. Их прочность, принимаемая в прочностном расчете, доходит до 90% от прочности основного материала. При применении автоматической сварки и наличии надежных средств контроля качества сварные соединения обеспечивают высокую герметичность корпусов. Они наиболее эффективны с точки зрения получения конструкции наименьшей массы.

Основные конструктивные решения сварных корпусов показаны на рисунке 4.4, а примеры шпангоутов – на рисунке 4.5.

Из известных типов сварных соединений в конструкциях корпусов КА чаще используются сварка встык и точечная сварка. Первая применяется при сварке панелей и обечаек обшивки между собой и с элементами силового набора; вторая – для приварки к

обечайкам обшивки стрингеров, промежуточных шпангоутов, кронштейнов. Значительно реже применяется сварка внахлестку – для приварки малоответственных кронштейнов.

При изготовлении сваркой корпусов, к которым предъявляются высокие требования по прочности или жесткости, предпочтительным считается стыковое соединение, обеспечивающее хорошее, стабильное качество, симметричную передачу нагрузки между свариваемыми элементами, высокую герметичность.

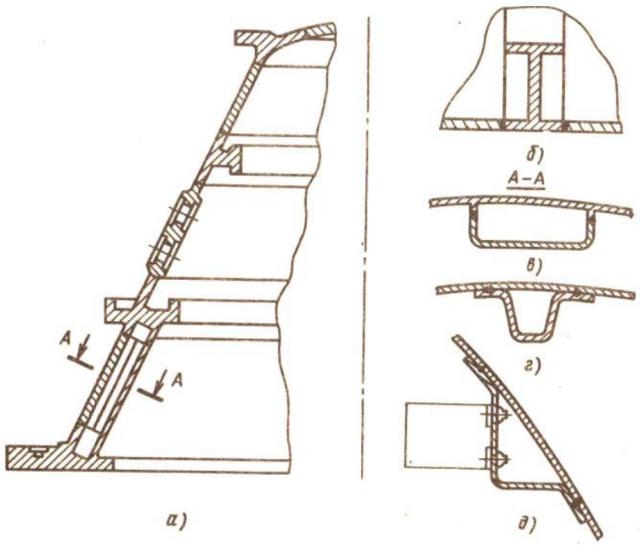


Рисунок 4.4 - Примеры конструктивных решений сварных корпусов (а - герметичный отсек корпуса, сваренный встык; б - приварка шпангоута встык; в - лонжерон, образованный сваркой встык; г - точечная сварка стрингера с обливкой; д — кронштейн, приваренный к обшивке точечной сваркой)

Точечной сваркой привариваются к тонкостенным оболочкам элементы силового набора, также тонкостенные, чаще всего изготовленные из листового материала. Как и для клепаного соединения, для точечной сварки характерны сосредоточенная передача нагрузки и наличие концентраторов напряжения. В связи с этим для повышения работоспособности конструкции на выносливость иногда применяют точечную сварку в сочетании со склейкой.

К настоящему времени отработаны и достаточно надежные способы контроля качества точечной сварки тонкостенных обшивок. Таким образом, в обоснованных случаях и при грамотном конструировании точечная сварка применима в конструкциях корпусов КА и может оказаться весьма эффективной для обеспечения минимальной массы конструкции.

При размещении сварных точек руководствуются теми же общими соображениями, что и при размещении заклепок в клепаном соединении.

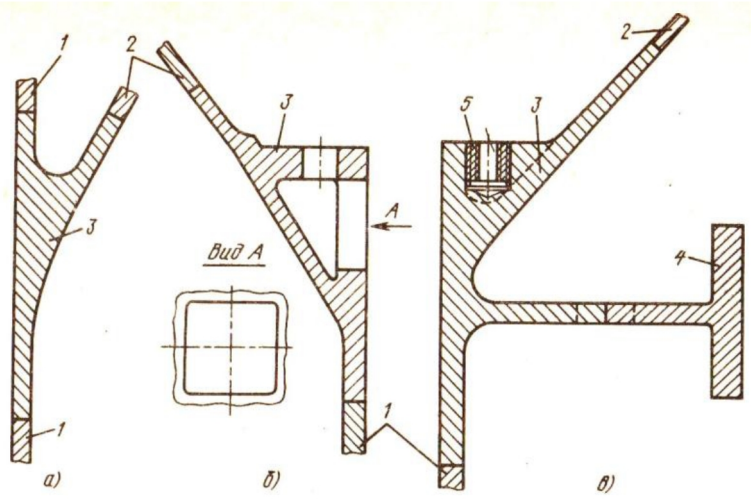


Рисунок 4.5 - Примеры шпангоутов в узлах соединения днищ и оболочек топливных отсеков (а - шпангоут промежуточного днища; б - шпангоут, допускающий болтовое соединение с соседним отсеком; в - усиленный шпангоут, допускающий шпилечное крепление с соседним отсеком; 1 - обечайка бака; 2 - оболочка днища; 3 - стыковочно-распорный шпангоут; 4 - элемент усиления; 5 - резьбовая переходная втулка)

5 Конструкционные материалы

Материалы для корпусов КА выбирают, руководствуясь, прежде всего требованиями высокой удельной прочности, а также технологичности, поскольку технологичность корпусов в большой степени определяет технологичность и стоимость изготовления всего аппарата. Среди других требований для корпусов большое значение имеют характеристики, определяющие несклонность материала к трещинообразованию, низкую чувствительность к концентрации напряжений.

Наиболее употребительными материалами для корпусов являются:

- для негерметичных отсеков – высокопрочные алюминиевые сплавы типа ***Д16***, а также новые сплавы, обладающие значительно более высокими характеристиками;
- для герметичных отсеков, изготавливаемых сваркой, - пластичные, хорошо свариваемые сплавы типа ***АМг6***.

Перспективным считается применение титановых сплавов, особенно в тех случаях, когда корпус подвержен нагреву. Применение титановых сплавов позволяет уменьшить толщину тепловой защиты или отказаться от нее, а следовательно, уменьшить массу конструкции. Для многих корпусных конструкций эффективно применение композиционных.

Прогрессивные конструктивно-технологические решения. К ним можно отнести монолитные секции (см. рис. 5.1), которые применяются с целью уменьшения количества соединений, улучшения совместности восприятия нагрузок обшивкой и подкрепляющим набором и, следовательно, уменьшения массы конструкции в сильнонагруженных корпусных конструкциях. В монолитных секциях обшивка и подкрепляющие ее ребра жесткости представляют единое целое. Они чаще всего изготавливаются из толстых плит методами химического фрезерования, электрохимической обработки или механической обработкой. Для этих технологических процессов изготовления монолитных секций характерен низкий коэффициент использования материала; последний метод отличается также большой трудоемкостью. Возможно также применение горячей штамповки, прессования, литья; однако это целесообразно, как правило, только при изготовлении изделий большими сериями, что пока не характерно для производства КА. Кроме того, эти технологические процессы изготовления панелей не позволяют использовать наиболее высокопрочные алюминиевые сплавы.

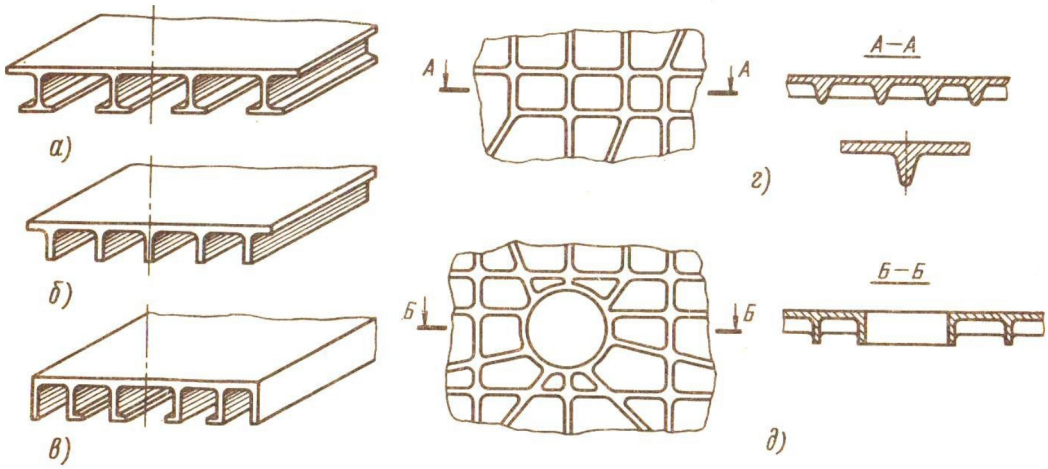


Рисунок 5.1 - Фрезерованные, штампованные и литые панели корпуса (а, б, в - фрезерованные панели; а - продольные элементы таврового типа; б - продольные элементы в виде ребер; в - продольные элементы Г-образного типа; г -штампованная панель; д - литая панель)

Ребра на секциях располагают обычно либо продольно (вдоль образующей поверхности одинарной кривизны), либо в виде системы перекрещивающихся утолщений – секций вафельного типа. Вафельные секции могут использоваться для изготовления оболочек как одинарной, так и двойной кривизны; ребра на них могут располагаться под любыми углами к образующей в зависимости от распределения напряжений в оболочке при рабочих нагрузках. Из таких секций изготовлен, например, корпус станции "Салют". Секции соединяются между

собой и с отдельными элементами силового набора (стыковочными шпангоутами, лонжеронами) сваркой встык. Чаще подкрепляющие шпангоуты располагают внутри отсека; при этом, если ребра монолитной секции расположены с той же стороны, что и подкрепляющий шпангоут, последний крепится к ребрам.

Применение монолитных секций в конструкциях баков и других герметичных емкостей, помимо уменьшения массы, обеспечивает большую надежность сохранения герметичности, поскольку на герметичность корпуса, изготовленного из них, в меньшей степени влияет качество технологии сборки, и они в меньшей степени подвержены концентрации напряжений, однако распространение уже образовавшихся трещин происходит в них более беспрепятственно.

Монолитные секции применимы в основном в сильнонагруженных корпусных конструкциях, так как при малых величинах погонных усилий, действующих в оболочке, оказывается технологически невозможным выполнить столь малые толщины стенок и ребер, чтобы использование монолитных ребристых или вафельных секций было рациональным по массе.

К прогрессивным решениям относят также гофрированные обшивки, которые обладают хорошей эффективностью по массовым характеристикам в конструкциях, работающих на сжатие и изгиб, вследствие того, что гофрированный лист имеет значительно больший момент инерции относительно средней линии обшивки, чем негофрированный лист той же толщины, в то время как масса его увеличивается в сравнении с негофрированным незначительно. Гофрированные обшивки технологичнее, чем монолитные, и обеспечивают лучшее использование металла, так как изготавливаются из плоского листа путем его гибки или штамповки. Недостатком гофрированных обшивок является плохая работа на сдвиг в направлении, перпендикулярном гофрам, а также сложность их соединения с торцевыми шпангоутами.

Гофрированные листы могут также применяться в качестве продольного подкрепления гладкой обшивки (см. рис. 5.2) ив качестве заполнителя в трехслойных панелях и секциях.

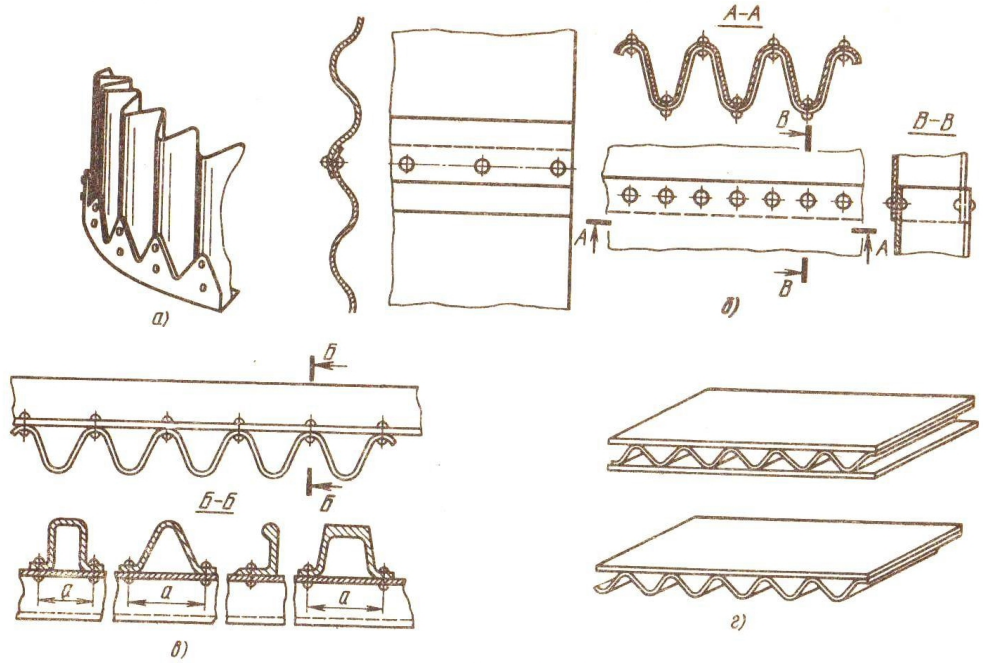


Рисунок 5.2 - Применение гофрированного листа в конструкции корпуса (а - соединение гофрированной оболочки и торцевого шпангоута; б - продольное и поперечное соединения гофрированных листов в обшивке; в - соединение гофрированной обечайки (играет роль и продольного силового набора) с различными шпангоутами; г - панели корпуса, изготовленные из гладких и гофрированных листов)

Трехслойные обшивки с заполнителем (см. рис. 5.3) эффективны в корпусных конструкциях, работающих на внешнее давление, сжатие при условии обеспечения достаточно прочного соединения между несущими слоями и заполнителем, а также при повышенных требованиях к жесткости обшивки (сохранению формы под нагрузкой). Обеспечивается это

тем, что сравнительно тонкие несущие слои из высокопрочного материала, разделенные существенно более толстым слоем заполнителя, в качестве которого используются обычно материалы или конструктивные элементы низкой плотности, образуют конструктивную систему, имеющую момент инерции сечения значительно больший, чем однослойная обшивка такой же массы. Благодаря большому моменту инерции такие обшивки имеют высокие критические напряжения устойчивости, а также хорошую прочность и жесткость на изгиб. Они хорошо работают и на сдвиг.

Заполнителем могут служить пористые материалы низкой плотности типа пенопласта. Наиболее широко применимым заполнителем являются соты, изготавливаемые из металлической (например, алюминиевой) фольги, стекло-, органо-, графито-волокнистых материалов или бумаги. Роль

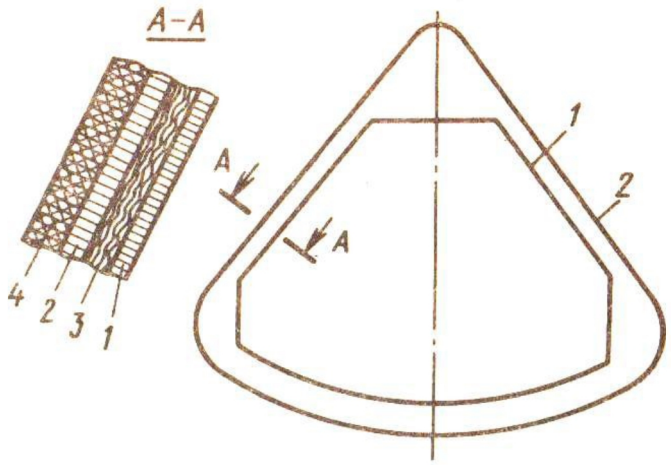


Рисунок 5.3 - Конструкция оболочки корпуса СА КК "Аполлон" (1 - герметичная оболочка кабины (алюминиевая трехслойная панель с сотовым заполнителем); 2 - несущая конструкция теплозащитного корпуса (стальная паяная трехслойная панель); 3 - теплоизоляция; 4 - теплозащитное покрытие (стеклосоты, заполненные фенольной смолой с наполнителем))

Материалы для изготовления ферм и рам выбирают в основном из условий обеспечения минимальной массы конструкции и технологических возможностей прежде всего при выполнении соединений стержней. Наиболее широко применяются алюминиевые и титановые сплавы. Поскольку основным способом соединения стержней с фитингами и законцовками является сварка, то преимущество отдается, как правило, свариваемым сплавам. Очень перспективным для изготовления ферм и рам считается применение композиционных материалов. В тех случаях, когда ферменные или другие стержневые конструкции служат еще и "термомостами", т.е. к ним предъявляются требования по ограничению перетекания тепла между агрегатами, имеющими при эксплуатации существенно различные температуры, предпочтительными материалами для стержней считаются титановые сплавы и композиты на основе стеклопластиков, обладающие меньшей теплопроводностью. Если к конструкции предъявляются повышенные требования по постоянству размеров и формы при переменной температуре эксплуатации, преимущественно следует отдать материалам с малым коэффициентом термического расширения, например углепластикам.

6 Эксплуатационные нагрузки, действующие на ракету-носитель

Чтобы рассчитать отдельные узлы и агрегаты, а также корпус ракеты на прочность, необходимо знать нагрузки, действующие на эти элементы конструкции.

Определяющими для прочности корпуса ракеты являются условия полета. Расчет ракеты на прочность при наземной эксплуатации обычно проверочный и имеет целью установить режимы эксплуатации, допускаемые прочностью корпуса, и проверить рациональность конструкции транспортных и перегрузочных средств.

В период полета ракеты на нее действуют различные группы сил, поэтому до определения их конкретных значений в различные моменты времени целесообразно классифицировать их по общим признакам. Вначале рассмотрим только силы, воздействующие на ракету на активном участке траектории.

Классификация нагрузок, действующих на ракету в полете

На активном участке траектории на ракету действуют тяга двигателя, аэродинамические силы, силы тяжести и управляющие силы. При изолированном рассмотрении нагружения отдельных блоков ракеты к этой системе сил присоединяются реакции узлов сочленения.

Чтобы исследовать движение ракеты, все эти силы целесообразно представлять в виде сосредоточенных так, как это показано на рисунке 6.1: *ЦМ* – центр масс ракеты; ***ЦД*** – центр давления корпуса ракеты; ***P*** – тяга двигателя; Y - подъемная сила; X — лобовое сопротивление; Y_{1p}, X_{1p} - соответственно поперечная и продольная составляющие управляющей силы в связанной системе координат x_1y_1o; mg - сила тяжести; $x_{1д}$, $x_{1м}$, x_{1p} - координаты центра давления, центра масс и места приложения управляющих сил; α - угол атаки.

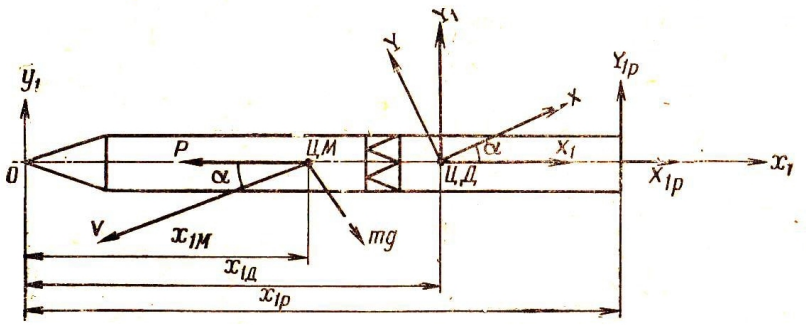


Рисунок 6.1 – Схема сил, действующих на ракету в полете

Чтобы оценить прочность, необходимо еще знать характер распределения сил по элементам корпуса. При определении усилий, действующих на отдельные узлы, следует также учитывать силы инерции масс и частей ракеты и давления во внутренних ее полостях.

Все нагрузки, действующие на ракету в полете, обычно разделяют на программные и возмущающие. Программные нагрузки соответствуют движению ракеты по расчетной траектории, а возмущающие вызывают отклонения от расчетного (программного) движения и представляют собой разность между действительными и программными значениями нагрузок. Возмущающие нагрузки зависят от конструктивных особенностей ракеты и системы управления, состояния атмосферы и точности определения программных нагрузок.

По характеру действия на конструкцию ракеты различают нагрузки статические и динамические. При этом к статическим условно относят нагрузки, время приложения или изменения которых велико по сравнению с периодом собственных упругих колебаний корпуса или с периодом колебаний ракеты как твердого тела. Так, например, силы тяги, лобового сопротивления, давления наддува в баках считаются статическими.

К числу динамических относят нагрузки, вызванные порывом ветра, нарастанием тяги на старте и спадом ее при выключении двигателя, работой тормозных двигателей и т.д.

По характеру приложения к корпусу силы подразделяются на поверхностные и массовые (или объемные). К числу поверхностных относятся тяга, управляющие силы,

аэродинамические силы, давление наддува. Массовыми силами являются силы тяжести и инерции.

Тяга. Тяга, действующая на ракету, складывается из тяги основного двигателя и осевых составляющих тяг рулевых камер сгорания. В двигателях незамкнутой схемы добавляется тяга истекающих продуктов газогенерации. Однако вследствие относительной малости влиянием ее на прочность ракеты можно пренебречь. Обычно полагают, что тяга основного двигателя приложена в месте крепления рамы двигателя к корпусу. Составляющие тяги от рулевых камер сгорания или рулей прикладываются в местах их крепления. Возможный вследствие производственных допусков на изготовление эксцентриситет тяги при прочностных расчетах обычно не учитывают. Величина тяги основного и рулевого двигателей возрастает с увеличением высоты полета согласно известному выражению

$$P = P_0 + F_a \cdot p_{H0} \cdot [1 - \pi(y)], \qquad (6.1)$$

где P_0 - тяга на уровне моря или стендовое значение тяги; F_a - площадь выходного сечения сопла; $\pi(y) = p_H / p_{H0}$ функция высоты, представляющая отношение атмосферного давления на произвольной высоте p_H к давлению на уровне моря p_{H0}.

Сила тяжести. Сила тяжести mg ракеты является массовой силой. Вследствие выгорания топлива, разделения ступеней и изменения ускорения земного притяжения с высотой полета величина ее непрерывно изменяется. Незначительность изменения ускорения земного притяжения с высотой ($g = g_0 \cdot \frac{R^2}{(R+y)^2}$, где $R = 6370$ км – радиус Земли, а y - текущая высота полета ракеты) дает возможность принять его в прочностных расчетах постоянным и равным $g_0 = 9{,}81$ м/с^2.

Если обозначить через m_0 начальную массу ракеты, а $\dot{m}$ - секундный массовый расход топлива, то масса ракеты $m(t)$ в произвольный момент времени t будет

$$m(t) = m_0 - \dot{m} \cdot t = m_0 \cdot (1 - \mu), \qquad (6.2)$$

где $\mu = \frac{\dot{m} \cdot t}{m_0}$.

Типичный график изменения массы двухступенчатой ракеты в полете приведен на рисунке 6.2, на котором обозначено: m_{01} - стартовая масса ракеты; m_{02} - масса второй ступени ракеты; $m_{ПН}$ - масса полезного груза.

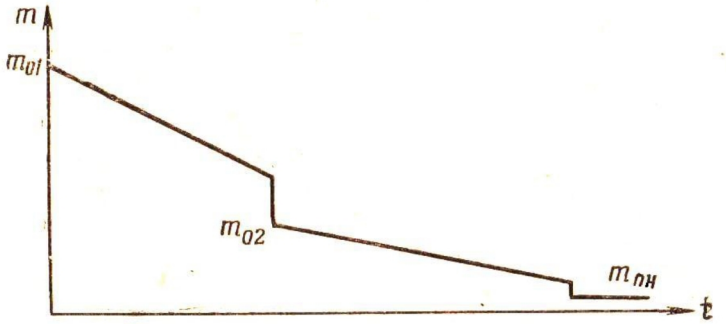


Рисунок 6.2 - Изменение массы двухступенчатой ракеты в полете

7 Аэродинамические нагрузки

Двигаясь в воздухе, ракета испытывает воздействие аэродинамических сил, распределенных по поверхности корпуса. Примерный характер распределения аэродинамических нагрузок по длине корпуса ракеты представлен на рисунке 7.1.

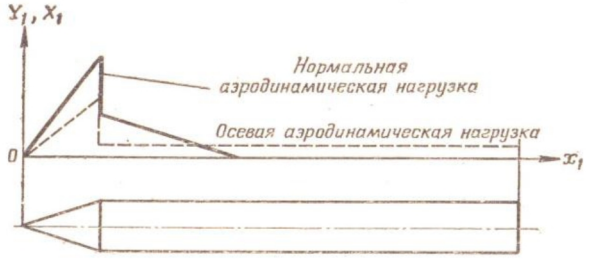


Рисунок 7.1 - Схема распределения аэродинамических нагрузок по длине корпуса ракеты

При баллистических расчетах пользуются обычно составляющими аэродинамической силы в скоростной системе координат: лобовым сопротивлением X и подъемной силой Y. Для оценки прочности суммарную аэродинамическую силу разлагают на составляющие в связанной системе координат: продольную силу X_1 и нормальную силу Y_1. Между X, Y, X_1, Y_1 существуют соотношения:

$$X_1 = X \cdot \cos\alpha - Y \cdot \sin\alpha,$$
$$Y_1 = X \cdot \sin\alpha + Y \cdot \cos\alpha. \qquad (7.1)$$

Поскольку углы атаки на активном участке малы, то можно полагать, что

$$X_1 \approx X,$$
$$Y_1 \approx Y + X \cdot \alpha. \qquad (7.2)$$

Чтобы определить продольные и поперечные усилия, действующие в произвольном сечении корпуса ракеты, необходимо знать законы распределения продольной и нормальной сил по длине ракеты, которые, как известно из аэродинамики, характеризуются частными производными $\frac{\partial c_{x1}}{\partial x_1}$ и $\frac{\partial c_{y1}}{\partial x_1}$.

Ввиду того что

$$X_1 = c_{x1} \cdot q \cdot F_M;$$
$$Y_1 = c_{y1}^{\alpha} \cdot q \cdot F_M, \qquad (7.3)$$

где c_{x1} - коэффициент лобового сопротивления; c_{y1} - коэффициент подъемной силы, c_{y1}^{α} - производная от коэффициента подъемной силы по углу атаки, то продольную и нормальную силы элементарного участка корпуса длиною dx_1 найдем по формулам:

$$dX_1 = \frac{\partial c_{x1}}{\partial x_1} \cdot q \cdot F_M \cdot dx_1;$$
$$dY_1 = \frac{\partial c_{y1}^{\alpha}}{\partial x_1} \cdot \alpha \cdot q \cdot F_M \cdot dx_1, \qquad (7.4)$$

В приведенных формулах: q - скоростной напор ($q = \frac{\rho V^2}{2}$); ρ - плотность воздуха; V - скорость ракеты; F_M - характерная площадь ракеты, обычно площадь миделя.

Проинтегрировав выражение (7.4), получим значения продольной и нормальной сил в произвольном сечении x_1:

$$X_1(x_1) = q \cdot F_M \cdot \int_0^{x1} \frac{\partial c_{x1}}{\partial x_1} \cdot dx_1;$$

$$Y_1(x_1) = q \cdot F_M \cdot \alpha \cdot \int_0^{x1} \frac{\partial c_{y1}^{\alpha}}{\partial x_1} \cdot dx_1 , \qquad (7.5)$$

или, разбив корпус по длине на i участков величиной и заменив интегрирование суммированием, находим:

$$X_1(x_1) = q \cdot F_M \cdot \Delta x_1 \cdot \sum_{k=1}^{k} \left(\frac{\partial c_{x1}}{\partial x_1} \right)_k ;$$

$$Y_1(x_1) = q \cdot F_M \cdot \alpha \cdot \Delta x_1 \cdot \sum_{k=1}^{k} \left(\frac{\partial c_{y1}^{\alpha}}{\partial x_1} \right)_k . \qquad (7.6)$$

Заметим, что, интегрируя зависимости (7.5) по x_1, получим величины изгибающих моментов в сечении x_1 от действия аэродинамических сил. Определение аэродинамических коэффициентов c_{x1} и $c_{y1}^{\alpha} = \frac{\partial c_{y1}}{\partial \alpha}$, а также их производных $\frac{\partial c_{x1}}{\partial x_1}$ и $\frac{\partial c_{y1}^{\alpha}}{\partial x_1}$ является одной из задач теоретической и экспериментальной аэродинамики.

При полете на ракету могут действовать воздушные потоки, возникающие вследствие неравномерного нагрева поверхности земли, неравномерного рельефа местности и прохождения грозовых фронтов. Различают следующие виды воздушных течений:

- струйное течение – это течение большой протяженности и относительно небольшой толщины;
- местные вихревые течения (местные порывы ветра) с большими горизонтальными и вертикальными скоростями;
- непрерывная атмосферная турбулентность.

При прочностных расчетах турбулентность условно заменяют циклическими порывами, т.е. представляют ее в виде нескольких одиночных порывов, действующих один за другим. Примерный характер изменения максимальной скорости ветра с высотой представлен в виде графика на рисунке 7.2.

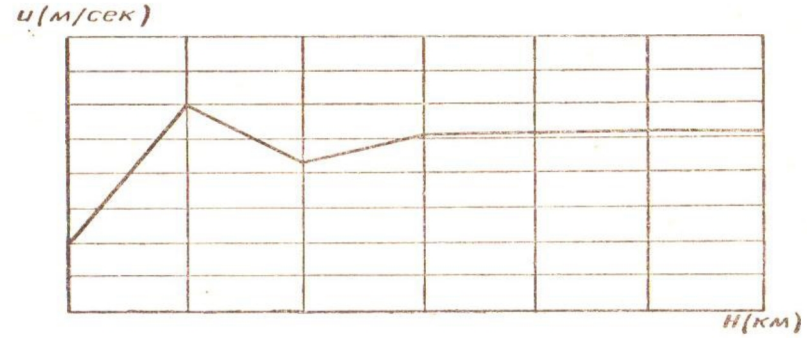


Рисунок 7.2 – Примерный вид графика изменения максимальной скорости ветра с высотой

Рассмотрим действие мгновенного порыва ветра на ракету (см. рис. 7.3).

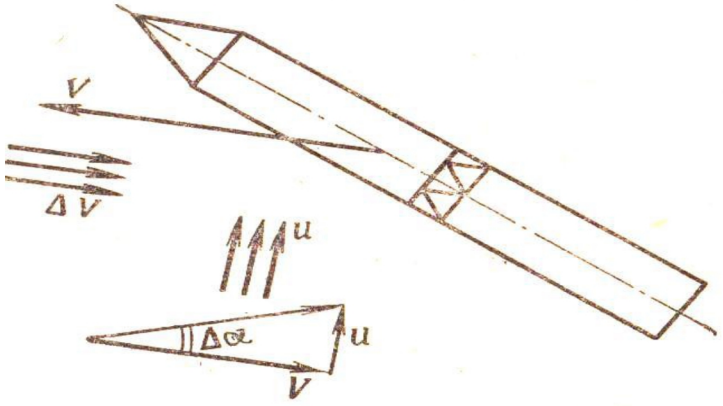


Рисунок 7.3 – Действие мгновенного порыва ветра на ракету

Если на ракету подействует встречный порыв со скоростью ДУ, то угол атаки за время действия порыва ветра (мгновенный порыв) практически останется неизменным, а скорость обтекающего потока увеличится на ΔV. Тогда:

$$X_1 = c_{x1} \cdot F_M \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (V + \Delta V)^2 \approx c_{x1} \cdot F_M \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \left(1 + 2\frac{\Delta V}{V}\right);$$

$$Y_1 = c_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha \cdot F_M \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (V + \Delta V)^2 \approx c_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha \cdot F_M \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \left(1 + 2\frac{\Delta V}{V}\right). \qquad (7.7)$$

При этом увеличение X_1 и Y_1, небольшое (2÷6%). Примерно на такую же величину увеличиваются изгибающий момент, осевые и перерезывающие силы. При действии нормального порыва и скорость потока, обтекающего ракету, изменяется незначительно, зато существенно изменяется угол атаки ($\Delta\alpha = \frac{u}{V}$). В этом лучае

$$Y_1 = c_{y1}^{\alpha} \cdot (\alpha + \Delta\alpha) \cdot F_M \cdot \frac{\rho V^2}{2} = c_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha \cdot F_M \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \left(1 + \frac{u}{\alpha V}\right) \qquad (7.8)$$

Сила лобового сопротивления практически не изменяется, а увеличение подъемной силы при действии нормального порыва доходит до нескольких сотен процентов и при прочностных расчетах должно обязательно учитываться.

8 Перегрузки

Неравномерность движения ракеты приводит к появлению сил инерции, дополнительно загружающих элементы конструкции. Эти силы, как и силы тяжести, являются массовыми.

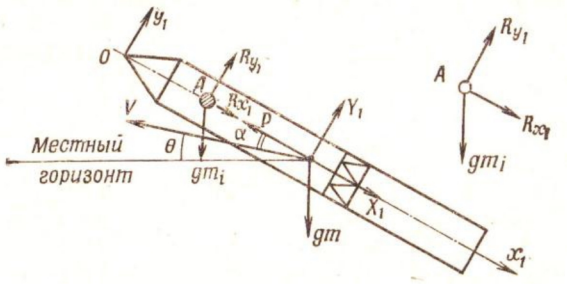


Рисунок 8.1 – Действие груза на корпус ракеты

Рассмотрим действие сосредоточенного груза A, находящегося внутри ракеты, на корпус (см. рис. 8.1). Пусть масса рассматриваемого груза равна m_i, реакции корпуса в осевом и поперечном направлениях R_{x1} и R_{y1}, составляющие ускорения центра масс ракеты в связанной системе координат соответственно равны ω_{x1} и ω_{y1}. При этом полагаем, что угловые колебания ракеты относительно центра масс отсутствуют. Согласно принципу Даламбера составляем уравнения равновесия сил, действующих на массу m_i, из которых получаем искомые реакции:

$$R_{x1} = -\left[\omega_{x1} + g \cdot \sin(\theta + \alpha)\right] \cdot m_i; \qquad (8.1)$$
$$R_{y1} = \left[\omega_{y1} + g \cdot \cos(\theta + \alpha)\right] \cdot m_i$$

Усилия N_{x1} и N_{y1}, с которыми груз воздействует на корпус, по модулю равны реакциям R_{x1} и R_{y1}, но направлены в противоположную сторону, т.е.

$$N_{x1} = \left[\frac{\omega_{x1} + g \cdot \sin(\theta + \alpha)}{g_0}\right] \cdot m_i \cdot g_0; \qquad (8.2)$$
$$N_{y1} = \left[\frac{\omega_{y1} + g \cdot \cos(\theta + \alpha)}{g_0}\right] \cdot m_i \cdot g_0.$$

Здесь выражения в квадратных скобках показывают, во сколько раз усилие воздействия груза на корпус в том или ином направлении больше веса этого груза, и называются коэффициентами осевой n_{x1} и поперечной n_{y1} перегрузок.

Вес груза зависит от ускорения силы тяжести, изменяющегося с высотой. В то же время реакции R_{x1} и R_{y1} (как и N_{x1}, N_{y1}) от ускорения силы тяжести не зависят, поэтому безразлично, какое ускорение подставлять в формулу. Принято вес груза определять для условий Земли на ее поверхности, т.е. полагать $g_0 = 9{,}81$ м/с^2. С учетом сказанного

$$N_{x1} = n_{x1} \cdot m_i \cdot g_0; \qquad (8.3)$$
$$N_{y1} = n_{y1} \cdot m_i \cdot g_0;$$

где

$$n_{x1} = \frac{\omega_{x1} + g \cdot \sin(\theta + \alpha)}{g_0}; \qquad (8.4)$$
$$n_{y1} = -\frac{\omega_{y1} + g \cdot \cos(\theta + \alpha)}{g_0}$$

Как видно из полученных формул, коэффициент перегрузки в некотором направлении равен отношению составляющей ускорения, которое получила бы ракета при движении в этом же направлении, вне поля земного тяготения, к ускорению силы тяжести на поверхности Земли. Рассматривая выражения (8.3), можно сделать вывод, что величины реакций или сил,

передаваемых на корпус ракеты со стороны некоторой массы, можно определить как произведение силы тяжести рассматриваемой массы на некоторые безразмерные коэффициенты – коэффициенты перегрузок.

Ускорения ω_{x1} и ω_{y1} определяются характером движения ракеты. Так, на старте до отрыва от пускового стола $\omega_{x1} = \omega_{y1} = 0$, а угол между осью ракеты и горизонтом $\theta + \alpha = \pi/2$, $g = g_0$. Отсюда следует, что $n_{x1} = 1$, а $n_{y1} = 0$.

Как известно из теоретической механики, ускорение любой точки твердого тела равно геометрической сумме ускорения полюса и ускорения этой точки во вращательном движении вокруг полюса. Если пренебречь осестремительной составляющей вращательного ускорения (ввиду ее относительной малости), то ускорения груза при полете ракеты могут быть выражены через ускорения центра тяжести следующим образом:

$$\omega_{x1} = \omega_{x1}^0;$$
$$\omega_{y1} = \omega_{y1}^0 + \ddot{\varphi} \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_1\right), \qquad (8.5)$$

где $\omega_{x1}^0, \omega_{y1}^0$ - осевая и поперечная составляющие ускорения центра масс ракеты; $\ddot{\varphi}$ - угловое ускорение ракеты; $x_{1ц.м.}$ - координата центра масс; x_1 - координата рассматриваемого груза.

Ускорения центра масс достаточно просто определяются из уравнений движения ракеты. Легко показать, что при полете ракеты на активном участке траектории:

$$\omega_{x1}^0 = \frac{P - X_1}{m} - g \cdot \sin(\theta + \alpha); \qquad (8.6)$$
$$\omega_{y1}^0 = \frac{Y_1 - Y_{1p}}{m} - g \cdot \cos(\theta + \alpha),$$

где m - масса всей ракеты в рассматриваемый момент времени; Y_{1p} - поперечная составляющая управляющего усилия.

Подставляя полученные значения ускорений в выражения для коэффициентов перегрузок и учитывая, что

$$n_{x1} = \frac{P - X}{m \cdot g_0}; \qquad (8.7)$$
$$n_{y1} = n_{y1}^0 + \Delta n_{y1},$$

где $n_{y1}^0 = -\frac{Y_1 + Y_{1p}}{m \cdot g_0}$; $\Delta n_{y1} = -\frac{\ddot{\varphi}}{g_0} \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_1\right)$.

Таким образом, коэффициенты осевой n_{x1} и поперечной n_{y1} перегрузок при поступательном движении могут быть определены как отношение поверхностных сил, действующих в определенном направлении, к весу ракеты.

При движении ракеты на пассивном участке траектории тяга отсутствует и поэтому коэффициент осевой перегрузки

$$n_{x1} = -\frac{X}{m \cdot g_0}. \qquad (8.4)$$

Минус показывает, что перегрузка (произведение соответствующей силы на коэффициент перегрузки) направлена в сторону, противоположную положительному направлению оси ***X***. Наибольшее влияние на коэффициент осевой перегрузки оказывает уменьшение массы ракеты в полете вследствие выгорания топлива. Максимального значения коэффициент осевой перегрузки достигает к концу работы двигателя ступени с тягой $P_{\max}$. Как изменяется коэффициент осевой перегрузки двухступенчатой ракеты на активном участке траектории, показано на рисунке 8.2.

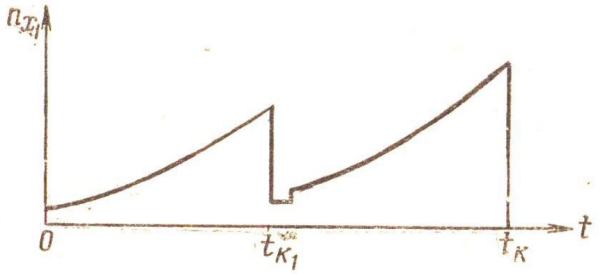


Рисунок 8.2 – Изменение осевой перегрузки на активном участке траектории

Если движение ракеты невозмущенное, то ее угловое ускорение $\ddot{\varphi} = 0$. Следовательно,

$$n_{y1} = n_{y1}^0 = -\frac{Y_1 + Y_{1p}}{m \cdot g_0} \tag{8.5}$$

Если сумма моментов относительно центра масс в плоскости движения ракеты равна нулю, то можно написать, что

$$Y_{1p} = Y_1 \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}} \tag{8.6}$$

Подставляя Y_{1p} из выражения (8.6) в выражение (8.5), получим

$$n_{y1} = n_{y1}^0 = -\frac{Y_1}{m \cdot g_0}\left(1 + \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}}\right). \tag{8.7}$$

Из последнего уравнения видно, что при невозмущенном движении величина коэффициента поперечной перегрузки определяется, в основном, величиной угла атаки α (величиной силы Y_1).

При полете в неспокойной атмосфере коэффициент поперечной перегрузки рассчитывают, предполагая, что внезапно подействовал мгновенный порыв ветра перпендикулярно к направлению полета. Динамичность действия ветра определяется коэффициентом динамичности который вводится в выражение для управляющей силы (8.6). Таким образом, при мгновенном воздействии ветра

$$Y_{1p} = k_д \cdot Y_1 \cdot \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}}, \tag{8.8}$$

а подъемная сила

$$Y_1 = c_{y1}^{\alpha} \cdot (\alpha + \Delta\alpha) \cdot q \cdot F_M \tag{8.9}$$

где $\Delta\alpha = u/V$.

Определим коэффициент поперечной перегрузки центра масс ракеты, учитывая действие мгновенного порыва ветра:

$$n_{y1}^0 = -\frac{Y_1 + Y_{1p}}{m \cdot g_0} = -\frac{Y_1}{m \cdot g_0}\left(1 + k_д \cdot \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}}\right) = -\frac{c_{y1}^{\alpha}(\alpha + \Delta\alpha) \cdot q \cdot F_M}{m \cdot g_0}\left(1 + k_д \cdot \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}}\right)$$

(8.10)

В момент порыва ветра рулевое усилие не уравновешивает ракету, поэтому возникает угловое ускорение (см. рис. 8.3).

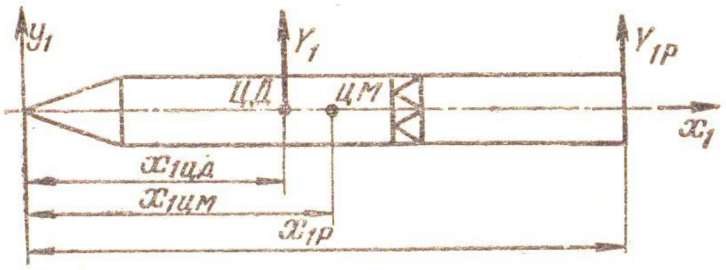


Рисунок 8.3 – Схема поперечных сил

Из теоретической механики известно, что $M = I_z \cdot \ddot{\varphi}$, откуда

$$\ddot{\varphi} = \frac{1}{I_z} \cdot \left[Y_1 \left(x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.} \right) - Y_{1p} \left(x_{1p} - x_{1ц.м.} \right) \right] = \frac{Y_1}{I_z} \cdot \left[\left(x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.} \right) - k_д \cdot \left(x_{1p} - x_{1ц.м.} \right) \right] =$$
$$= \frac{Y_1}{I_z} \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.} \right) \cdot \left(1 - k_д \right) \qquad (8.11)$$

где I_z - момент инерции ракеты относительно оси ***z***, проходящей через центр масс. С появлением углового ускорения $\ddot{\varphi}$ возникает вращательная составляющая коэффициента поперечной перегрузки

$$\Delta n_{y1} = -\frac{\ddot{\varphi}}{g_0} \left(x_{1ц.м.} - x_1 \right), \qquad (8.12)$$

Подставляя значение $\ddot{\varphi}$ из выражения (8.11), а значение Y_1 из выражения (8.9), получим

$$\Delta n_{y1} = -\frac{c_{y1}^{\alpha} \left(\alpha + \Delta\alpha \right) \cdot q \cdot F_M \cdot \left(1 - k_д \right) \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.} \right)}{I_z \cdot g_0} \left(x_{1ц.м.} - x_1 \right). \qquad (8.13)$$

Обозначим:

$$C = \left(\alpha + \Delta\alpha \right) \cdot q \cdot F_M; \quad A = -\frac{c_{y1}^{\alpha} \cdot C}{m} \left(1 + k_д \cdot \frac{x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.}}{x_p - x_{1ц.м.}} \right); \quad B = -\frac{c_{y1}^{\alpha} \cdot C \cdot \left(1 - k_д \right) \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_{1ц.д.} \right)}{I_z}.$$

Тогда $n_{y1} = \frac{A}{g_0} + \frac{B}{g_0} \cdot \left(x_{1ц.м.} - x_1 \right)$

Таким образом, найдены выражения для определения как осевого, так и поперечного коэффициентов перегрузок.

9 Внутренние силовые факторы

От действия всех сил корпус РН или КА деформируется и между его частицами возникают внутренние силы. Для их нахождения применяется метод сечений (см рис. 9.1).

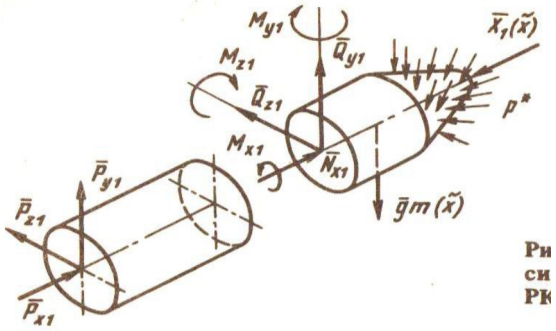


Рисунок 9.1 – Внутренние силовые факторы в сечении корпуса РН

Мысленно рассечем РН или корпус КА плоскостью, перпендикулярной продольной оси. Отбросим нижнюю часть корпуса. Заменим действие отброшенной части на оставшуюся внутренними силами. Приведя систему внутренних сил к центру масс сечения, получим действующие на отсеченную часть три силы и три момента, которые называются внутренними силовыми факторами в сечении корпуса (или силового элемента). К ним относятся: N_{x1} - продольная (нормальная к сечению) сила; Q_{y1}, Q_{z1} - поперечные силы; M_{y1}, M_{z1} - изгибающие моменты; $M_{x1} = M_{kp}$ - крутящий момент. Значения внутренних силовых факторов определяются из уравнений равновесия, составленных для отсеченной части корпуса.

Каждому виду нагружения корпуса РН или КА соответствуют определенные внутренние силовые факторы, возникающие в поперечном сечении. Растяжению, сжатию соответствует N_{x1}; кручению - M_{kp}; чистому изгибу - M_{y1}, M_{z1}; поперечному изгибу - M_{y1} и Q_{z1}, M_{z1} и Q_{y1}. Сложному нагруженному состоянию конструкции соответствует любая комбинация внутренних сил.

Продольные внутренние нагрузки

В продольном направлении на корпус РН или КА в общем случае действуют: составляющая тяги ракетного двигателя P_{x1}; аэродинамическая продольная нагрузка $N_a(\tilde{x})$, составляющая массовых нагрузок $N_м(\tilde{x})$; сила от давления наддува в баках $N_p = p_б \cdot \pi \cdot R_б^2$. Рассмотрим равновесие отсеченной части корпуса и найдем значение продольной силы $N_{x1}(\tilde{x})$ в произвольном сечении (см. рис. 10.2):

$$N_{x1}(\tilde{x}) = N_a(\tilde{x}) + N_м(\tilde{x}) - N_p(\tilde{x}) \qquad (9.1)$$

где $N_a(\tilde{x}) = \int_0^{\tilde{x}} q_{ax1} d\tilde{x}$ - продольная сила в сечении корпуса от распределенной аэродинамической нагрузки; $N_м(\tilde{x}) = \int_0^{\tilde{x}} n_{x1} g_0 m_{\tilde{x}} d\tilde{x} + \sum_i n_{x1} g_0 m_i$ - продольная сила в сечении корпуса от массовых сил; $N_p(\tilde{x}) = p_б \cdot \pi \cdot R_б^2$ - продольная сила в сечении на участке корпуса бака от давления наддува $p_б$; $R_б$ - радиус бака; q_{ax1} - погонная продольная аэродинамическая нагрузка; $n_{x1} g_0 m_{\tilde{x}}$ - погонная продольная массовая нагрузка; $n_{x1} g_0 m_i$ - массовая продольная нагрузка от сосредоточенных масс.

В сечениях корпуса ниже места приложения тяги P продольная сила $N_{x1}(\tilde{x})$ при $\tilde{x} \geq \tilde{x}_p$:

$$N_{x1}(\tilde{x}) = N_a(\tilde{x}) + N_м(\tilde{x}) - N_p(\tilde{x}) - P_{x1} \qquad (9.2)$$

Таким образом, при построении эпюры продольной силы $N_{x1}(\tilde{x})$ по длине корпуса для данного времени полета необходимо знать: продольную составляющую тяги реактивного двигателя P_{x1}; продольную аэродинамическую силу X_1, интенсивность распределения аэродинамической нагрузки q_{ax1} по длине корпуса $\tilde{x}$; массу РН или КА и закон ее распределения по длине корпуса $m_{\tilde{x}}(\tilde{x})$; значение продольной перегрузки $n_{x1}=(P_{x1}-X_1)/(g_0 m_{KA})$; значение давления наддува в баках $p_б$.

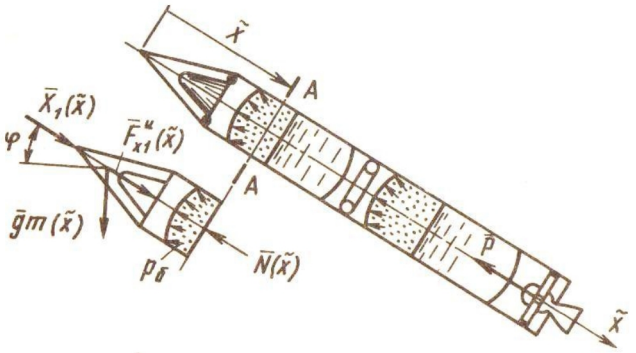


Рисунок 9.2 – Равновесие отсеченной части и продольная сила в произвольном сечении корпуса РН и КА ($F^u_{x1}(\tilde{x})$ - инерционная продольная нагрузка)

На рисунке 9.3 показана типичная эпюра продольных сил $N_{x1}(\tilde{x})$ для РН с ЖРД и несущими топливными баками. Из рассмотрения схемы действия сил на рисунке 9.2 можно сделать вывод, что корпус ракеты от вершины до точки приложения тяги сжат, а от точки приложения силы P_{x1} до хвостового сечения растянут. Скачки в эпюре продольных сил соответствуют: местам приложения сосредоточенных сил в точках крепления грузов, точке действия тяги на корпус, верхним днищам баков от действия давления наддува, нижним днищам баков от действия инерционной нагрузки от массы компонента топлива и давления наддува. Давление наддува дает растягивающее продольное усилие на участке бака, которое равно произведению давления наддува $p_б$ на площадь поперечного сечения бака $F_б$ и разгружает бак от действия сжимающей нагрузки. При большом давлении наддува в баках суммарная продольная сила может быть и растягивающей (на участке бака). Продольное усилие от массы жидкости в баках воспринимается нижними днищами и передается на корпус в виде сосредоточенной силы.

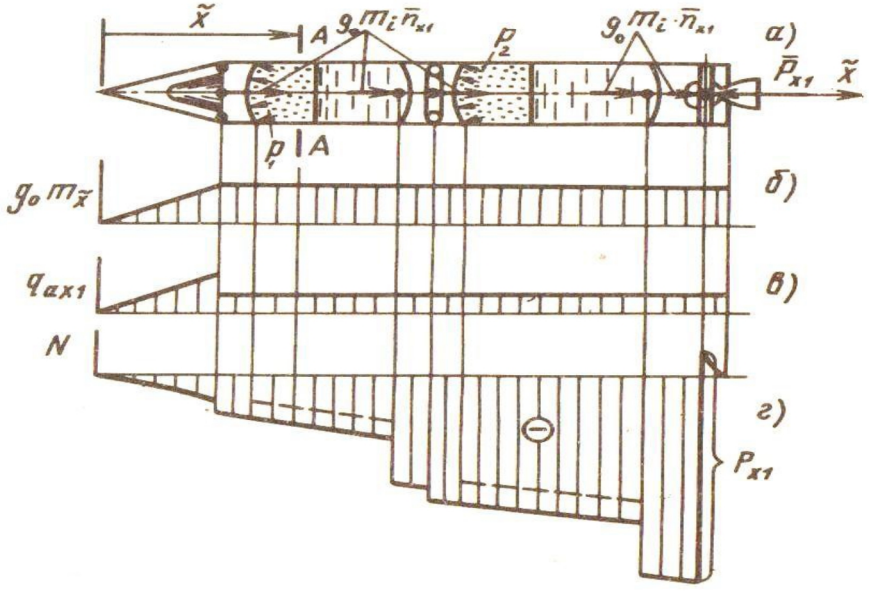


Рисунок 9.3 – Расчетная схема корпуса РН или КА и эпюра продольных сил (а - расчетная схема корпуса и продольная нагрузка от сосредоточенных масс; б - погонная продольная массовая нагрузка; в - погонная продольная аэродинамическая нагрузка; г - эпюра продольных сил)

Аэродинамическая продольная нагрузка зависит от величины скоростного напора

$$N_a(\tilde{x}) = q \cdot S_м \cdot \int_0^{\tilde{x}} \frac{\partial c_{x1}}{\partial \tilde{x}} d\tilde{x} \qquad (9.3)$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор; $S_м$ - площадь миделя; $\frac{\partial c_{x1}}{\partial \tilde{x}}$ - распределение аэродинамического коэффициента по длине.

На больших высотах и в космосе значения продольных нагрузок определяются величинами продольных усилий от массовых сил $N_м(\tilde{x})$ и продольных усилий от давления во внутренних полостях корпуса $N_p = p_б \cdot F_б$, т.е.

$$N_{x1}(\tilde{x}) = N_м(\tilde{x}) - N_p(\tilde{x}) \qquad (9.4)$$

Эпюра продольных сил N_{x1} позволяет определить нормальные напряжения а в любом сечении корпуса РН или КА.

Поперечные внутренние нагрузки

В нормальном (поперечном) направлении на корпус РН или КА в общем случае действуют: составляющая тяги ракетного двигателя P_{y1}, аэродинамическая поперечная нагрузка $Q_a(\tilde{x})$, составляющая массовых нагрузок $Q_м(\tilde{x})$. Рассмотрим равновесие отсеченной части корпуса РН и найдем значение поперечной силы $Q(\tilde{x})$ в произвольном сечении (см. рис. 9.4):

$$Q(\tilde{x}) = Q_a(\tilde{x}) - Q_м(\tilde{x}), \qquad (9.5)$$

где $Q_a(\tilde{x}) = \int_0^{\tilde{x}} q_{ay1} d\tilde{x}$ - поперечная сила в сечении корпуса от распределенной нормальной аэродинамической нагрузки q_{ay1}; $Q_м(\tilde{x}) = \int_0^{\tilde{x}} n_{y1} g_0 m_{\tilde{x}} d\tilde{x} + \sum_i n_{y1} g_0 m_i$ - поперечная сила в сечении корпуса от распределенной нормальной массовой нагрузки $n_{y1} g_0 m_{\tilde{x}}$ и от сосредоточенной массовой нагрузки $n_{y1} g_0 m_i$.

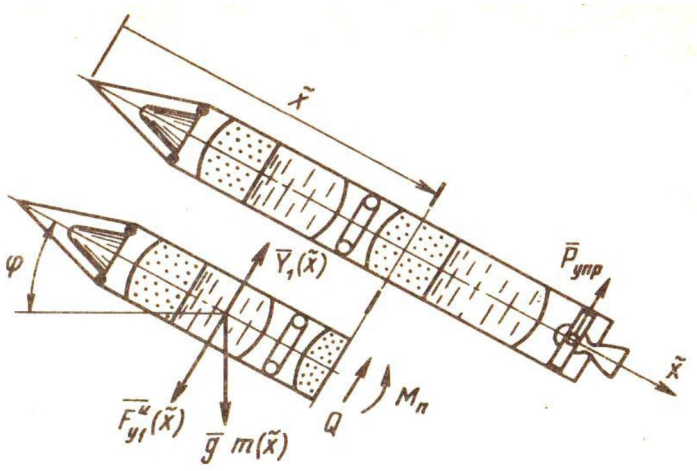


Рисунок 9.4 - Равновесие отсеченной части корпуса в поперечном направлении

Величину изгибающего момента определим из дифференциальной зависимости между моментом M_u и нагрузкой Q

$$\frac{dM_u}{d\tilde{x}} = Q, \quad M_u(\tilde{x}) = \int_0^{\tilde{x}} Q(\tilde{x}) d\tilde{x} \qquad (9.6)$$

При построении эпюр поперечной силы $Q(\tilde{x})$ и изгибающего момента $M_u(\tilde{x})$ необходимо учитывать действие сосредоточенных сил и моментов от поверхностных и

массовых нагрузок. В сечении корпуса ниже точки приложения управляющей силы $P_{упр}$ поперечная сила $Q(\tilde{x})$ при $\tilde{x} \geq x_p$ будет

$$Q(\tilde{x}) = Q_a(\tilde{x}) - Q_м(\tilde{x}) - P_{упр} \qquad (9.7)$$

При правильном выполнении расчетов в концевом сечении корпуса должны выполняться условия $Q(l) = 0$, $M(l) = 0$.

Таким образом, для построения эпюр поперечной силы и изгибающего момента $M_и(\tilde{x})$ необходимо знать: нормальную аэродинамическую силу Y_1 и закон ее распределения q_{ay1} по длине корпуса; массу КА и закон ее распределения $m_{\tilde{x}}(\tilde{x})$ по длине; значение поперечной перегрузки $n_{y1} = n_{y1}^0 + n_{y1}(\tilde{x})$; значение управляющей силы $P_{упр}$ и точку ее приложения.

На рисунке 9.5 показаны типичные эпюры поперечных сил и изгибающих моментов для РН с ЖРД и несущими топливными баками.

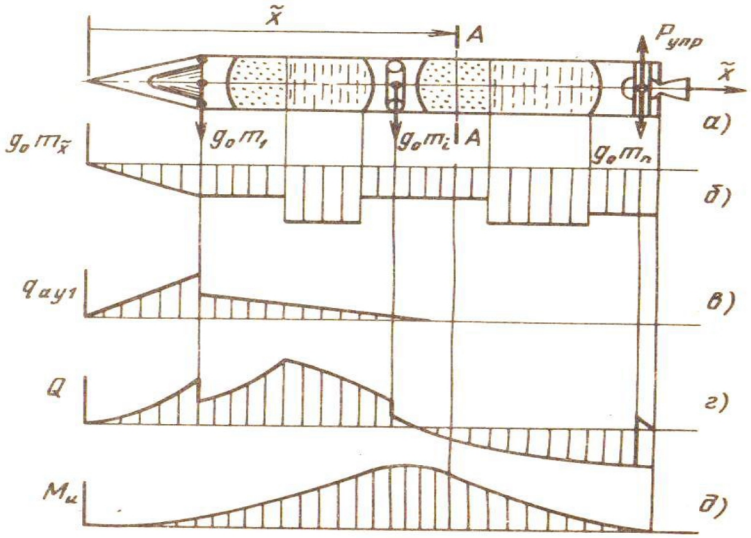


Рисунок 9.5 - Расчетная схема корпуса РН с ЖРД и эпюры поперечных сил и изгибающих моментов (а - расчетная схема корпуса и поперечные нагрузки от сосредоточенных масс; б - погонная поперечная массовая нагрузка; в -погонная поперечная аэродинамическая нагрузка; г - эпюра поперечных сил; д - эпюра изгибающих моментов)

Из рассмотрения приведенной расчетной схемы можно сделать вывод, что скачки в эпюре поперечных сил соответствуют местам приложения сосредоточенных массовых сил в точках крепления грузов и местам действия сосредоточенных поперечных управляющих усилий от органов управления.

10 Динамические нагрузки, действующие на ракету-носитель в различных условиях эксплуатации

Основные понятия теории колебаний задачи динамического расчета конструкции

Знакомясь с особенностями действия на ракету кратковременных и быстроизменяющихся нагрузок, вспомним основные понятия теории колебаний на примере колебаний системы с одной степенью свободы.

Колебанием называется периодическое движение, т.е. такое движение, которое повторяется по истечении некоторого промежутка времени, называемого периодом колебания. Период колебаний обозначается буквой T и обычно измеряется в секундах. Простейшим видом периодического движения является гармоническое колебание (см. рис. 10.1а); в этом случае перемещение x пропорционально синусу или косинусу линейной функции времени t:

$$x = A \cdot \sin(\omega t + \varepsilon), \text{ или } x = A \cdot \cos(\omega t + \varepsilon) \qquad (10.1)$$

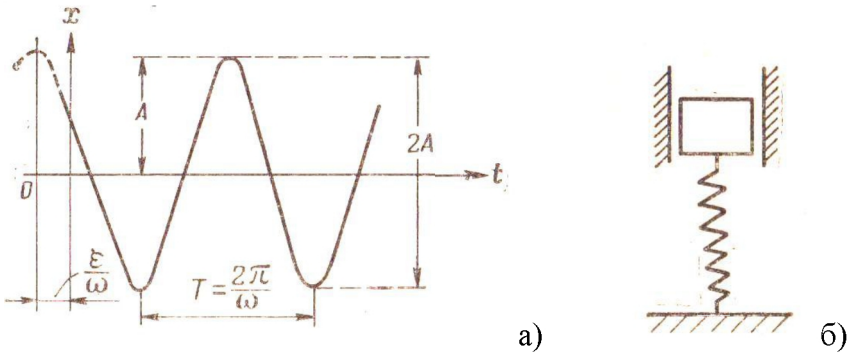
где A - амплитуда колебания; ε - фазовый угол, определяющий величину перемещения при $t = 0$.

Величина, обратная периоду $f = \frac{1}{T}$, называется частотой колебания и измеряется числом колебаний в одну секунду. Соотношение между ω и f выражается формулой:

$$\omega = 2\pi f \qquad (10.2)$$

В дальнейшем будем рассматривать колебания упругих механических систем. Важнейшей величиной, характеризующей «динамическое» поведение механической системы, является число ее степеней свободы. В динамике упругих систем степенью свободы называют количество независимых геометрических параметров, определяющих положение всех масс при всевозможных упругих деформациях системы. Системами с одной степенью свободы называются такие, у которых для полной фиксации их геометрического состояния в любое мгновение достаточно знать один параметр, например Положение определенной точки.

Классический пример колебательной системы с одной степенью свободы — груз, подвешенный на пружинке таким образом, что направляющие позволяют ему перемещаться лишь вверх и вниз по вертикали (см. рис. 10.1б). С увеличением числа сосредоточенных масс в системе и снятием ограничений в направлении движения увеличивается число степеней свободы системы.



а) б)

Рисунок 10.1 – Схема гармонического колебания (а) и пример системы с одной степенью свободы (б)

В системах с распределенными параметрами (балки, стержни, пластинки и т. д.) каждая частица обладает массой, а взаимодействие частиц между собой вызывает возникновение сил упругости и трения. Чтобы задать состояние такой системы, необходимо знать положение каждой ее точки, и поэтому число степеней свободы таких систем делается бесконечно большим. Колебания систем с конечным числом степеней свободы описываются обыкновенными дифференциальными уравнениями, а систем с бесконечным числом степенен свободы – уравнениями в частных производных. Силы трения в колебательных системах вызывают рассеивание энергии. Поскольку природа этих сил во многих случаях не выяснена, то математическое выражение для них имеется не всегда. Часто используется гипотеза вязкого

трения, согласно которой предполагается, что силы трения пропорциональны скорости перемещения. Колебания, которые происходят при отсутствии внешних сил, называются свободными, или собственными. Вследствие наличия сил трения свободные колебания более или менее быстро затухают.

Колебания, происходящие при воздействии внешних возмущающих сил, называются вынужденными.

Свободные колебания представляют собой в общем случае сумму гармонических колебаний, причем число гармоник и соответствующих им частот равно числу степеней свободы системы. Частоты располагаются в порядке возрастания. Низшая частота называется частотой первого тона, затем идут частоты второго и последующих тонов. Наиболее опасны для корпуса ракеты колебания двух – трех низших тонов, определением которых чаще всего и ограничиваются.

Формой колебаний данного тона называют функцию, выражающую соотношение амплитуд перемещений отдельных частей ракеты при колебаниях этого же тона. Форма колебаний не зависит от начальных условий и определяется с точностью до постоянного множителя.

Точки системы, не отклоняющиеся от положения равновесия при колебаниях, называются узловыми. Число узлов для какой-либо формы колебаний равно порядку соответствующей ей частоты собственных колебаний. При действии на упругую систему внешней гармонической силы возникают собственные затухающие колебания, зависящие от начальных условий, и вынужденные гармонические колебания с частотой внешней силы. При совпадении частоты возбуждающей силы с частотами собственных колебаний системы будут наблюдаться резонансы, общее число которых равно числу степеней свободы. Амплитуды колебаний при этом могут возрастать вплоть до разрушения системы. С увеличением сил трения, действующих в системе, резонансные пики сглаживаются и несколько смещаются.

Важным понятием вынужденных колебаний является понятие коэффициента динамичности, который выражает отношение динамического перемещения к перемещению, вызванному статическим действием этой же силы, т. е. показывает увеличение напряженности конструкции, вызванное динамичностью приложения нагрузки.

Известно, что при действии динамических нагрузок на ракету в ее корпусе возникают колебательные процессы, которые при неблагоприятном сочетании факторов могут оказаться определяющими для прочности и надежности конструкции ракеты.

Задачей динамического расчета является: определение максимальных внутренних динамических усилий и сравнение их с предельными или разрушающими, а также расчет динамической устойчивости элементов конструкции ракеты и ракеты в целом.

Главнейшими динамическими характеристиками конструкции являются собственные частоты (или периоды свободных колебаний) и формы колебаний. Если нагрузка нарастает или вообще претерпевает изменения в течение времени, не превышающего два - три периода свободных колебаний, то такая нагрузка по отношению к конструкции может считаться динамической и быстро изменяющейся.

Если продолжительность изменения нагрузки велика и превышает три – пять периодов свободных колебаний, то влияние такой нагрузки близко к статическому. Сказанное подтверждает первостепенное значение низших частот свободных колебаний, поскольку продолжительность изменения нагрузки, соизмеримая с периодом свободных колебаний первого – второго тонов, оказывается значительно больше периодов колебаний высших тонов.

Стремление к уменьшению пассивной массы ракеты приводит к широкому использованию тонкостенных конструкций, к снижению жесткости корпуса, что вызывает увеличение периодов свободных колебаний. Последнее делает корпус ракеты более чувствительным к внешним нагрузкам, так как расширяется диапазон нагрузок, создающих заметный динамический эффект.

При воздействии динамических нагрузок в корпусе возникают упругие колебания. Для корпуса ракеты различают продольные, крутильные и изгибные колебания.

Продольные колебания вызываются быстрыми изменениями осевой нагрузки, такими, например, как нарастание или спад тяги двигателя, пульсация, осевые силы при разделении

ступеней и т.д. Не исключено возникновение таких колебаний, при которых пульсация тяги, вызывая колебания давления топлива на входе в двигатель, может существенно усилиться до опасных размеров.

Большая длина при относительно малой изгибной жесткости делает конструкцию ракеты чрезвычайно чувствительной к изгибным колебаниям. В полете изгибные колебания могут вызываться атмосферной турбулентностью, порывами ветра, толчками при разделении ступеней, автоколебаниями системы управления и т.д. При наземной эксплуатации изгибные колебания возникают от толчков и ударов при транспортировке и такелажных работах. Толчки и удары, являющиеся источником изгибных колебаний, возникают также при старте из шахтного сооружения, как в движении, так и в момент схода с направляющих. Кроме того, следует учитывать упругие колебания ракеты, расположенной в шахтном сооружении, при действии на нее сейсмовзрывных нагрузок.

Исследование перечисленных вопросов усложняется по двум причинам. Первая из них относится к жидкостным ракетам и заключается в необходимости учета подвижности больших масс жидкости в топливных баках. Известные решения этой задачи даже для наиболее простых случаев требуют громоздких математических расчетов. Вторая причина – случайный характер значительной части возмущающих нагрузок, что требует привлечения статистических методов исследования.

При расчете вынужденных колебаний определяются максимальные перемещения частей конструкции, или коэффициенты динамичности. Затем находят деформации и напряжения и проверяют прочность. Оценивая динамическую устойчивость элементов конструкции, определяют значения частот и амплитуд возмущающих нагрузок, при которых амплитуды колебаний могут неограниченно возрастать (резонанс), и вычисляют границы зон этой неустойчивости.

В рационально спроектированной конструкции эксплуатационные параметры нагрузки должны находиться вне пределов зон неустойчивости.

В заключение заметим, что задачи динамического расчета не исчерпываются перечисленными выше. При детальном анализе конструкции необходимо исследовать динамические характеристики большинства систем, агрегатов, узлов и деталей ракеты, например систем питания и наддува, трубопроводов, подвески приборов, отбросных элементов (обтекателей, штепсельных разъемов, гидросоединений) и т.п.

Свободные продольные колебания корпуса ракеты

Решению любой задачи динамики предшествует анализ работы конструкции и построение системы гипотез и допущений, позволяющих правильно выбрать расчетную схему и упростить математическую формулировку задачи. Рассмотрим последовательность решения задачи о свободных продольных колебаниях корпуса ракеты.

Решая задачу динамики, необходимо правильно составить математическое описание движения исследуемой системы в зависимости от ее параметров, действующих сил и расчетных возможностей. Очень важно предельно упростить задачу, выбрав такую расчетную схему, которая позволит решить данную задачу с достаточной точностью имеющимися в распоряжении вычислительными средствами. При этом приходится принимать целый ряд допущений, упрощающих решение. Прежде всего, это относится к выбору числа степеней свободы. Строго говоря, корпус ракеты представляет собой конструкцию с бесконечно большим числом степеней свободы, но при изучении продольных колебаний вполне допустимо представление ракеты в виде системы с конечным числом степеней свободы, т.е. приведение реальной конструкции к системе с сосредоточенными параметрами. Такая схема характеризуется недеформируемыми массами и невесомыми жесткостями. Использование в этой задаче расчетной схемы в виде стержня переменного сечения и переменной массы, не давая значительного повышения точности, существенно усложняет расчет.

В зависимости от конструктивной схемы ракета может быть приведена к неразветвленной или разветвленной схеме. На рисунке 10.2 через m_i обозначены сосредоточенные массы, а через c_i - соответствующие жесткости. Разветвленная схема

соответствует пакетной конструкции ракеты. Кроме того, разветвленная схема учитывает подвижность жидкости в баках, вызванную ее сжимаемостью и податливостью днища и стенок бака. Ракеты твердого топлива последовательного сочленения приводятся обычно к неразветвленной схеме. Следует заметить, что сосредоточенные массы в ответвлениях смещены в сторону условно. В расчетах полагаем, что их центры лежат на общей оси симметрии системы.

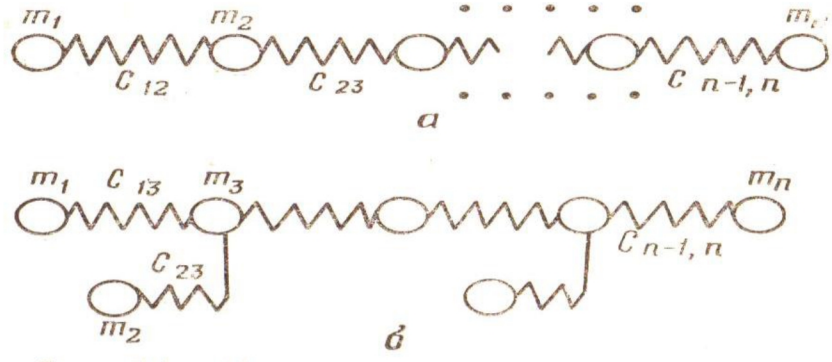


Рисунок 10.2 – Неразветвленная (а) и разветвленная (б) расчетные схемы

Приведение реальной конструкции к расчетной схеме требует решения двух следующих вопросов:

- выбор количества и величины сосредоточенных масс;
- определение жесткостей (податливостей) упругих связей.

Количество сосредоточенных масс приведения – определяется из анализа конструкции. В каждой ракете имеются резко выраженные сосредоточенные массы боевой части, приборного отсека, хвостового отсека с двигателем, соединенные между собой тонкостенными оболочками баковых отсеков. В самих баках основная часть массы приходится на сосредоточенные массы днищ со шпангоутами. Кроме того, значительную часть массы ракеты составляет топливо, которое может быть представлено в виде сосредоточенных масс, присоединенных к корпусу с помощью упругих невесомых связей.

Сосредоточенные массы расчетной схемы выбираются в соответствии с распределением масс реальной конструкции. Величина каждой массы определяется как сумма основной сосредоточенной массы конструкции и части от примыкающих к ней распределенных масс малой интенсивности.

Пример составления расчетной схемы для одноступенчатой жидкостной ракеты показан на рисунке 10.3.

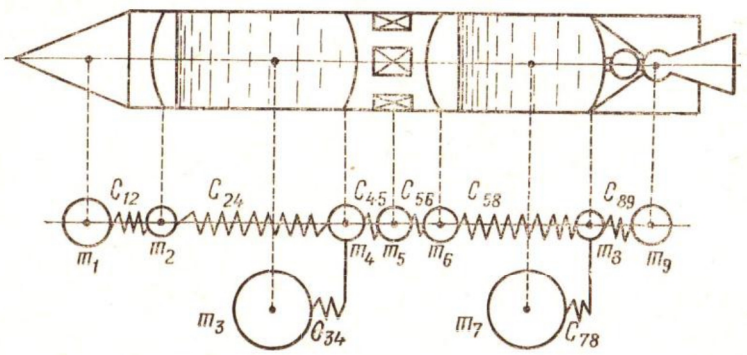


Рисунок 10.3 – Расчетная схема одноступенчатой жидкостной ракеты

После того как количество и расположение сосредоточенных масс определены, приступают к расчету жесткостей упругих связей. Напомним, что жесткостью упругой связи (пружины) называют силу, которую необходимо приложить, чтобы концы пружины переместились на единицу длины. При расчетах часто оперируют величинами, обратными жесткости, – податливостью.

$$e = \frac{1}{c} \qquad (10.3)$$

Для расчета жесткости часть корпуса, расположенную между близлежащими массами, разбивают на участки, в пределах которых можно полагать поперечное сечение корпуса постоянным. Податливость каждого из участков вычисляется по известной формуле сопротивления материалов

$$e = \frac{l}{EF}, \quad \text{или} \quad c = \frac{EF}{l} \tag{10.4}$$

где l - длина участка; F - площадь поперечного сечения; F - модуль упругости первого рода.

Податливость части корпуса равна сумме податливостей всех участков:

$$e = \sum_{k=1}^{n} e_k, \quad \text{или} \quad \frac{1}{c} = \sum_{k=1}^{n} \frac{1}{c_k} \tag{10.5}$$

Несколько сложнее обстоит дело с расчетом податливости упругой связи жидкости с корпусом. Осевое перемещение центра тяжести жидкости может происходить из-за радиальной деформации стенок бака, деформации днища и, наконец, сжимаемости самой жидкости, т.е.

$$e = e_p + e_{дн} + e_{сж} \tag{10.6}$$

где e_p - податливость упругой связи, вызванная радиальной деформацией стенок бака; $e_{дн}$ - податливость, вызванная деформацией днища; $e_{сж}$ - податливость, вызванная сжимаемостью жидкости.

Наибольший вес в этой сумме имеет первый член. Не приводя довольно сложных расчетов, ограничимся изложением лишь основных результатов и расчетных формул для вычисления e_p.

Величина e_p находится по формуле

$$e_p = \frac{1}{m_T \cdot \omega^2} \tag{10.7}$$

где m_T - масса жидкости в баке; ω - частота первого тона колебаний оболочки бака. Для полностью заправленного бака (см. рис. 10.4) можно воспользоваться формулой

$$\omega = \frac{1}{R}\sqrt{\frac{E}{\rho_{пр}}\left[\frac{\delta^2}{12 \cdot R^2\left(1-\mu^2\right)} \cdot \left(m^2+\lambda^2\right) + \frac{\lambda^4}{\left(m^2+\lambda^2\right)^4}\right]}, \quad \lambda = \frac{n \cdot \pi \cdot R}{l} \tag{10.8}$$

где m - число полуволн по длине оболочки (полагают $m = 4..5$); μ - коэффициент Пуассона; $\rho_{пр}$ - приведенная плотность материала стенки бака с учетом присоединенной массы жидкости ($\rho_{пр} = \rho_{ст} \cdot \left(1 + \frac{m}{m^2+1} \cdot \frac{\rho_{ж} \cdot R}{\rho_{ст} \cdot \delta}\right)$); $\rho_{пр}, \rho_{ст}$ - плотность материала стенки бака и жидкости; R, l, δ - радиус, длина и толщина стенки бака.

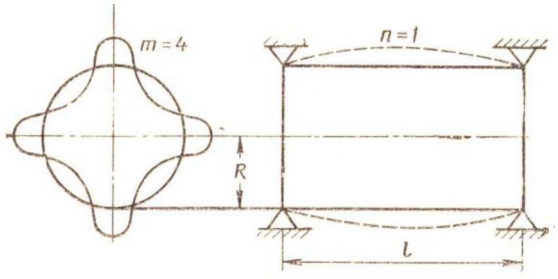


Рисунок 10.4 – К определению частоты колебаний бака

В дальнейшем ограничимся рассмотрением продольных колебаний неразветвленной системы, что позволит несколько сократить выкладки, однако основные результаты этого решения в равной степени применимы и для разветвленных систем.

Уравнение продольных колебаний записывается в виде:

$$m_i \cdot \ddot{x}_i = c_{i-1,i}\left(x_{i-1} - x_i\right) - c_{i,i+1}\left(x_i - x_{i+1}\right); \quad i = \overline{1,n} \tag{10.9}$$

Задача динамического расчета сводится к определению координат x_i как функций времени и к определению динамических усилий в сечениях между массами, равных усилиям в упругих связях:

$$N_{i-1,i} = c_{i-1,i} \cdot (x_{i-1} - x_i) \qquad (10.10)$$

Собственные формы и частоты изгибных колебаний корпуса ракеты

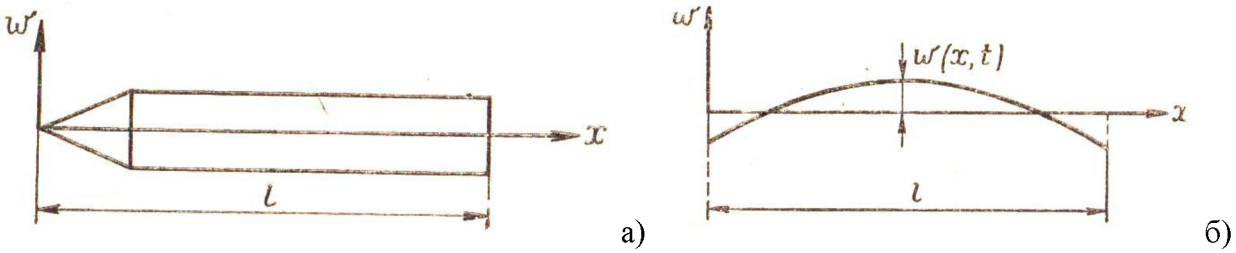
Наряду с определением частот и форм продольных колебаний корпуса ракеты в динамических расчетах всегда необходимо определять частоты и формы изгибных колебаний. Во многих случаях эта задача может быть решена, если представить корпус ракеты в виде упругоизгибаемого стержня переменного сечения и с переменным распределением массы по его длине. В настоящее время известно достаточно много эффективных методов решения этой задачи. Ограничимся рассмотрением только некоторых из них, получивших наибольшее распространение.

Перечислим кратко допущения, которые принимаются в теории колебаний при выводе уравнения поперечных колебаний:

- упругая ось корпуса ракеты в недеформированном состоянии прямолинейна и совпадает с линией центров тяжести поперечных его сечений; при этом под упругой осью понимают геометрическое место точек, к которым должны быть приложены внешние силы, чтобы вызвать изгиб корпуса без кручения;
- отклонения точек оси при поперечных колебаниях не выводят деформации корпуса за предел пропорциональности и лежат в одной плоскости (плоскости колебаний).

Совместим начало отсчета с вершиной, а ось ox направим по упругой оси корпуса (см. рис. 10.5а). Тогда отклонения точек оси стержня при поперечных колебаниях однозначно определяется функцией координаты x и времени t (см. рис. 10.5б)

$$\omega = \omega(x,t). \qquad (10.11)$$



а) б)

Рисунок 10.5 - Выбор системы координат (а) и схема перемещений упругой оси (б)

Эта функция определяется линейным дифференциальным уравнением четвертого порядка в частных производных.

Поперечные нагрузки при возмущенном движении ракеты

Внутренние усилия в элементах конструкции ракеты в период ее возмущенного движения во многом зависят от характера распределения внешних сил по корпусу и их изменения во времени. Как уже указывалось, при быстром изменении величины внешней силы, как правило, возбуждаются упругие колебания конструкции, в результате которых появляются дополнительные напряжения в ее элементах.

Динамические нагрузки, под действием которых возникают изгибные колебания ракеты на активном участке траектории, могут быть как поверхностные (распределенные аэродинамические нагрузки), так и сосредоточенные (управляющие силы). При расчете ракеты на динамическую прочность расчетными случаями обычно являются:

- действие порыва ветра;
- действие порыва ветра совместно со струйным движением воздуха;
- действие управляющей силы (для начального и конечного отрезков активного участка траектории).

11 Тепловое нагружение корпуса

Для оболочки ракеты расчетным является активный участок траектории полета, для оболочки обтекателя – атмосферный участок траектории входа в плотные слои атмосферы.

Проводя расчеты температурных полей в конструктивных элементах ракеты, будем использовать следующие допущения:

- рассматривается нагрев плоской стенки;
- теплофизические характеристики материалов не зависят от температуры;
- задача о нагреве стенки сводится к одномерной задаче теплопроводности.

Допуская это, зависимость температуры оболочки ракеты от времени наиболее просто найти решением уравнения теплового баланса. Рассмотрим уравнение теплового баланса оболочки ракеты, для чего выделим участок оболочки корпуса толщиной о, расположенный на боковой поверхности ракеты вне силового набора (см. рис. 11.1). Ось ***y*** направим в глубь стенки. Температуру оболочки перед стартом ракеты обозначим T_H, а температуру наружной и внутренней поверхностей оболочки соответственно $T_{\omega 1}$ и $T_{\omega 2}$.

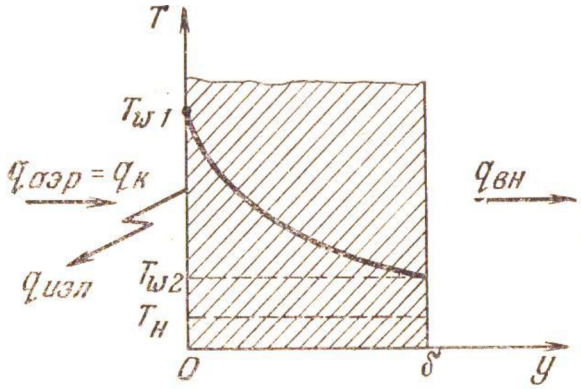


Рисунок 11.1 – Тепловой баланс оболочки ракеты

На активном участке полета излучение воздуха из-за малости $q_Л$ не учитывают, поэтому можно считать, что в полете оболочка нагревается лишь за счет подвода к ней от пограничного слоя конвективного теплового потока q_K. От нагретой оболочки часть тепла передается внутрь отсека (тепловой поток $q_{ВН}$), часть тепла рассеивается с наружной поверхности в окружающее пространство излучением (тепловой поток $q_{ИЗЛ}$).

Таким образом, чтобы определить температуру оболочки в полете, необходимо решить уравнение нестационарной теплопроводности Фурье

$$c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y}\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y}\right) \tag{11.1}$$

при следующем начальном $T(x,0) = T_H$ и граничных условиях

$$-\lambda \left.\frac{\partial T}{\partial y}\right|_{y=0} = q_k - q_{изл} \tag{11.2}$$

$$-\lambda \left.\frac{\partial T}{\partial y}\right|_{y=\delta} = q_{вн}$$

где T, y, t - температура, координата и время; c, p, λ - удельная теплоемкость, плотность и коэффициент теплопроводности материала оболочки.

После преобразований вместо уравнения (11.1) окончательно получим

$$\frac{dT_\omega}{dt} = \frac{q_к - q_{изл} - q_{вн}}{c_p \cdot \delta} \tag{11.3}$$

где T_ω - средняя по толщине температура оболочки; δ - толщина стенки.

Таким образом, изменение температуры оболочки ракеты вдоль траектории зависит от величины и характера изменения тепловых потоков $q_к, q_{изл}, q_{вн}$, а также от толщины и теплофизических характеристик материала оболочки. Тепловой поток излучения стенки можно рассчитывать по формуле

$$q_{изл} = c_0 \cdot \varepsilon_\omega \cdot \left(\frac{T_\omega}{100}\right)^4 \qquad (11.4)$$

где ε_ω - степень черноты стенки.

Величина ε_ω зависит от природы материала, качества поверхности и температуры стенки. Например, для алюминиевых и магниевых сплавов $\varepsilon_\omega = 0{,}5...0{,}55$, для поверхности, покрашенной эмалевым лаком, $\varepsilon_\omega = 0{,}85...0{,}95$.

Конкретное выражение для теплового потока $q_{вн}$ в общем виде записать трудно, так как он зависит от конструкции отсека ракеты, которая определяет механизм передачи тепла от оболочки к внутренним элементам (теплопроводность или излучение и конвекция). В частном случае, если внутренняя поверхность оболочки соприкасается с жидкой или газообразной средой:

$$q_{вн} = \alpha_{вн} \cdot (T_\omega - T_{вн}) \qquad (11.5)$$

где $\alpha_{вн}$ - коэффициент теплоотдачи к внутренней среде; $T_{вн}$ - температура жидкости или газа.

Если принудительное движение жидкой или газообразной среды отсутствует, то величина $\alpha_{вн}$ определяется законами свободной конвекции. При свободной конвекции

$$\alpha_{вн} = 0{,}135 \cdot \lambda_m \cdot \sqrt[3]{\frac{2 \cdot n_x \cdot g_0}{\nu_m^2} \cdot \frac{|T_\omega - T_{вн}|}{T_\omega + T_{вн}} P_{rm}} \qquad (11.6)$$

где λ_m, ν_m, P_{rm} - коэффициенты теплопроводности, кинематической вязкости и число Прандтля внутренней среды; n_x - коэффициент осевой перегрузки ракеты; g_0=9,81 м/с^2 - ускорение силы тяжести. В расчетах физические свойства среды (λ_m, ν_m, P_{rm}) определяют по средней температуре

$$T_m = \frac{1}{2}(T_\omega + T_{вн}) \qquad (11.7)$$

Формулу (11.7) можно использовать также, рассчитывая теплообмен между обечайкой бака и газом наддува выше зеркала топлива. При наддуве баков горячими газами, имеющими температуру $T_m > T_\omega$, тепловой поток $q_{вн}$ в уравнениях имеет обратный знак. В большинстве случаев расчет зависимости $T_\omega(t)$ проводят в запас без учета теплового потока $q_{вн}$.

Уравнение теплового баланса (11.3) позволяет качественно проанализировать изменение температуры оболочки вдоль траектории полета. Увеличение температуры оболочки, а следовательно, и появление тепловых потоков $q_{изл}$ и $q_{вн}$ обусловлено воздействием конвективного теплового потока $q_к$.

На активном участке траектории вследствие быстрого увеличения скорости полета конвективный тепловой поток вначале растет, поэтому увеличивается температура оболочки. Затем с высотой начинает сказываться уменьшение плотности воздуха, и конвективный тепловой поток, достигнув некоторого наибольшего значения, начинает снижаться. На высотах более 80 км полагают $q_к \approx 0$ (см. рис. 11.2).

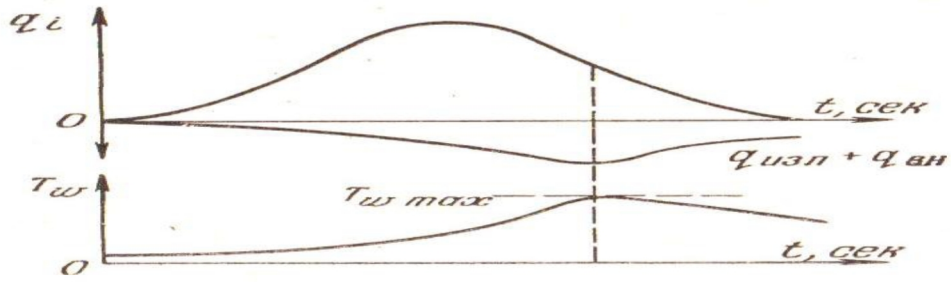


Рисунок 11.2 - Характер изменения тепловых потоков и температуры оболочки вдоль активного участка траектории полета ракеты

В связи с этим температура оболочки растет лишь до определенной высоты. Как показывают расчеты, максимальное значение T_ω бывает на высотах 40…60 км, где уже уменьшается $q_к$ и достигается равенство $q_к = q_{изл} - q_{вн}$. В дальнейшем T_ω уменьшается, так как преобладает влияние отвода тепла в глубь корпуса ракеты и излучение в окружающее пространство.

С увеличением дальности полета значение $T_{\omega\max}$ изменяется мало, так как большие скорости полета достигаются уже в верхних разреженных слоях атмосферы и не могут привести к существенному увеличению температуры оболочки. В количественном отношении величина $T_{\omega\max}$ определяется толщиной оболочки, теплофизическими характеристиками ее материала, положением расчетного сечения и программой разворота ракеты. Рассмотрим подробнее методику расчета нагрева оболочки без учета теплообмена с внутренней средой ($q_{вн} = 0$).

Данный случай расчета является типичным для обечаек топливных баков, расположенных выше зеркала жидкости, оболочки камеры сгорания твердотопливного двигателя, переходников и обтекателей, а также хвостовых и приборных отсеков, если последние не имеют наружного теплозащитного покрытия.

Расчет изменения температуры оболочки во времени сводится к решению уравнения теплового баланса

$$\frac{dT_\omega}{dt} = \frac{q_к - q_{изл}}{c_p \cdot \delta}. \qquad (11.7)$$

Решив уравнение (11.7) относительно искомой величины T_ω, получаем выражение:

$$T_{\omega,k+1} = \frac{T_{\omega,k} + b_1 \cdot \left[(\alpha_i \cdot i_e)_{k+1} - q_{изл,k}\right]}{1 + b_1 \cdot \alpha_{ik+1} \cdot c_{p\omega,k}} \qquad (11.8)$$

Порядок расчета по формуле (11.8) проиллюстрируем на примере определения температуры обечайки топливного бака.

Рассмотрим несущий топливный бак, подверженный воздействию внешнего конвективного теплового потока $q_к$ (см. рис. 11.3). В начальный момент времени $t = 0$ открывается клапан ***K*** и жидкость начинает вытекать из бака с постоянной скоростью ***v***. Давление в баке поддерживается неизменным и регулируется наддувом через клапан ***N*** или утечкой излишнего газа через дренажный клапан ***M***. Ось ***x*** направим вдоль стенки бака. Рассчитаем зависимость $T_\omega(t)$ лишь для участка стенки, соприкасающегося с газообразной средой. В момент времени $t = 0$ (*уровень жидкости* ***A***) считаем, что температура всей стенки, равна температуре жидкости. В качестве граничного условия принимаем, что при $x = v \cdot t$ (*уровень жидкости* ***B***) $T(vt,t) = T_{ж}$. Теплообменом стенки с газом наддува для простоты пренебрегаем ($q_{вн} = 0$), что вполне допустимо, если бак наддувается холодным газом.

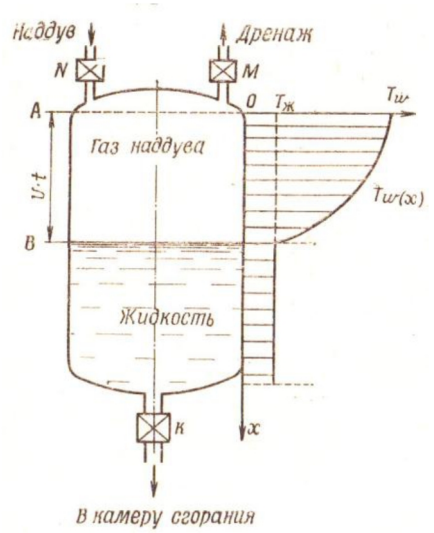


Рисунок 11.3 – К расчету температуры обечайки топливного бака

Все время полета ракеты на активном участке разбиваем на интервалы Δt. Для каждого Δt по известной из расчета для предыдущего интервала температуре $T_{\omega,h}$ в рассматриваемом сечении x и данным о скорости полета u_∞, плотности воздуха p_∞ и угле атаки ϕ находим величины $\alpha_{i,k+1}$, $i_{e,k+1}$, $q_{изл,k}$. По формуле (11.8) рассчитываем новое значение температуры $T_{\omega,k+1}$.

Аналогично определяются изменения температуры $T_\omega(t)$ для всего активного участка полета, в результате чего находится значение $T_{\omega\max}$ в данном сечении. Одновременно ведутся расчеты изменения $T_\omega(t)$ для других сечений бака x и определяется распределение температур $T(x)$ при условии $T(vt)=T_{ж}$. В итоге находят максимальные градиенты температур вдоль стенки бака $\left(\frac{dT}{dx}\right)_{\max}$.

Значения $T_{\omega\max}$ и $\left(\frac{dT}{dx}\right)_{\max}$ используют как входные данные для прочностного расчета обечайки бака. Если эти значения превышают допустимые из требований прочности величины, то необходимо либо увеличить толщину оболочки δ, либо использовать другой материал с большей объемной теплоемкостью (c_p) и лучшими прочностными характеристиками, либо изменить программу вывода ракеты.

Выше рассматривался аэродинамический нагрев оболочки ракеты. Применяя многосопловые ЖРД, также необходимо учитывать нагрев днища ракеты от струй продуктов сгорания.

Струи газов, истекающих из сопел, имеют высокую температуру и являются интенсивным источником теплового излучения. При этом наибольшему лучистому нагреву подвергается центральная часть днища (сопла двигателей расположены по кольцу) или днища между соседними соплами (двигатель имеет две камеры сгорания).

Рассмотрим качественно характер обтекания и теплообмен на днище ракеты с кольцевым расположением сопел двигателя. Картина течения газов у днища со временем полета претерпевает качественные изменения, поэтому все время работы двигателя подразделяют на три периода.

Первый период - старт ракеты или ступени. В момент старта происходит удар струй продуктов сгорания по отражателю (см. рис. 11.4). В струях перед отражателем возникают мощные скачки уплотнения I, что приводит к увеличению излучательной способности газов. Газ, обтекающий отражатель, имеет повышенное давление, поэтому часть газов направляется к днищу и по его поверхности растекается в атмосферу. Таким образом, в момент старта нагрев

днища обусловлен как лучеиспусканием струй, так и конвективным теплообменом с обратными токами.

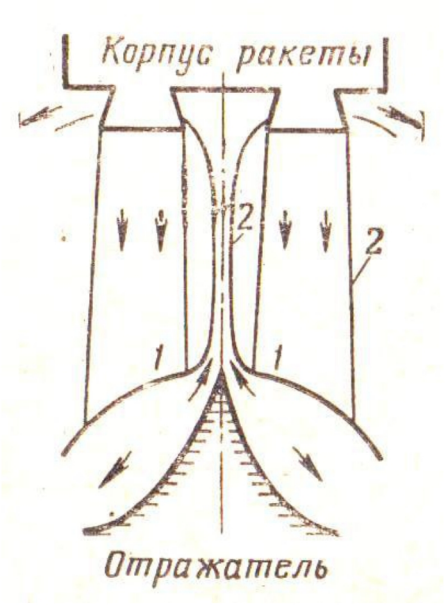


Рисунок 11.4 – Старт ракеты (1 – скачек уплотнения, 2 – граница струи)

Отражатель уже не влияет на нагрев днища, когда ракета поднимается на высоту нескольких калибров сопла, после чего начинается второй период нагрева. В течение этого периода истечение продуктов сгорания из сопла происходит с перерасширением (см. рис. 11.5), так как давление газов на срезе сопла p_a меньше давления атмосферы p_∞.

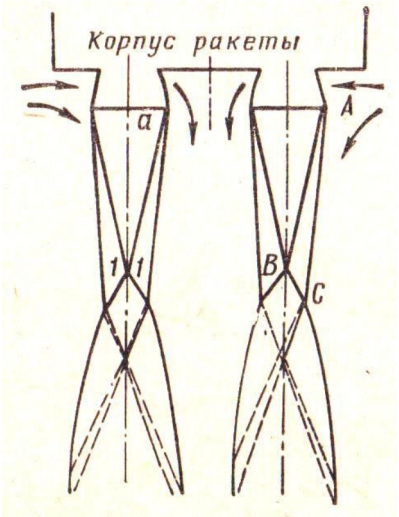


Рисунок 11.5 – Работа двигателя в режиме перерасширения ($p_a < p_\infty$)

В этом случае струи продуктов сгорания, выходя из сопел, сужаются и в них появляются косые скачки уплотнения ***AB*** и ***BC***. При этом параметры газа меняются вдоль оси струи таким образом, что $p_2 > p_\infty = p_1 > p_a$, $T_2 > T_1 > T_a$ (T_a - температура газов на срезе сопла), так что области 2 излучают наиболее интенсивно. Сужаясь, отдельные струи между собою не перемешиваются и оказывают эжектирующее влияние на окружающий воздух. Поэтому часть воздуха засасывается в зазоры между соплами и несколько охлаждает днище.

С подъемом на высоту окружающее давление p_∞ падает, поэтому снижается интенсивность скачков ***AB*** и ***BC*** и при $p_a = p_\infty$ скачки уплотнения в струях отсутствуют. В точке траектории, где $p_a = p_\infty$, лучистый нагрев днища будет минимальным.

В течение третьего периода сопло работает в режиме недорасширения, так как давление p_a начинает превышать давление атмосферы. Если $p_a > p_\infty$, струи расширяются и

сталкиваются друг с другом (см. рис. 11.6). При взаимодействии струй в них возникают скачки уплотнения ***B***, вызывающие возрастание температуры и давления газа.

Давление газа за скачками уплотнения выше, чем у днища. Поэтому из зоны смешения струй некоторое количество газов направляется к днищу и растекается через зазоры между соплами. Следовательно, в нагреве днища, помимо лучистого теплового потока от струй, принимает участие также и конвективный тепловой поток.

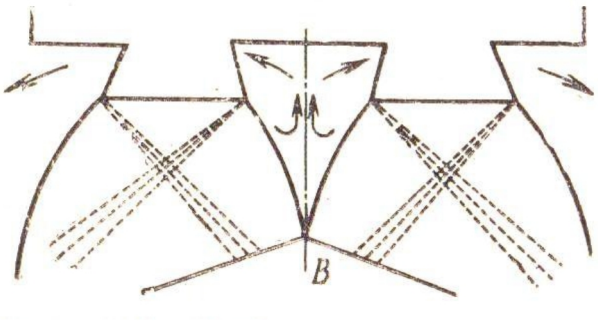


Рисунок 11.6 – Работа двигателя на режиме недорасширения ($p_a > p_\infty$)

С изменением течения газа изменяется и тепловой поток, поступающий к днищу ракеты во время ее полета (см. рис. 11.7). Заметим, что падение q на втором участке обусловлено снижением интенсивности скачков уплотнения ***AB*** и ***BC***, рост q на третьем участке - возрастанием интенсивности скачка ***B*** в точке соударения соседних струй.

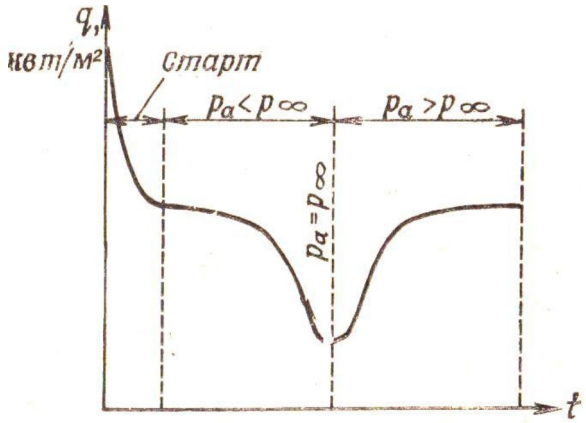


Рисунок 11.7 – Характер зависимости $q(t)$ для днища первой ступени ракеты с многосопловым двигателем

Днища ракеты от лучеиспускания струй продуктов сгорания защищают либо отражающими экранами, либо теплоизоляцией оболочки днища, либо выбором теплостойкого материала.

12 Расчетные случаи нагружения. Эксплуатационные нагрузки. Коэффициент безопасности. Коэффициент запаса прочности

В полете и при наземной эксплуатации корпус ракеты нагружается определенной комбинацией сил и моментов, действующих некоторое время. Кроме того, в полете корпус подвергается аэродинамическому нагреву. При этом разные элементы конструкции корпуса испытывают наиболее опасное, с точки зрения прочности, нагружение в различные моменты времени и на различных этапах эксплуатации ракеты. Естественно, что корпус рассчитывается на прочность для наиболее опасных сочетаний действующих на него нагрузок. Это обстоятельство вынуждает обращаться к понятию расчетного случая.

Расчетным случаем для рассматриваемого элемента корпуса называется момент, определяющий появление наиболее опасной с точки зрения прочности комбинации нагрузок и нагрева.

Проектируя ракету, вводят расчетные случаи, что в значительной степени сокращает объем расчетов на прочность и является необходимым условием для сравнительного анализа силовых схем ракет и составления программы статических испытаний готовой конструкции.

Чтобы выявить, какой случай нагружения является расчетным, необходимо иметь, кроме знания усилий, возникающих в элементах корпуса ракеты при всех полетных и наземных случаях нагружения, полное представление о тех условиях работы конструкции, которые оказывают влияние на ее прочность, т. е. на способность конструкции воспринимать, не разрушаясь, внешние нагрузки. Для ракет эти условия несколько отличаются от условий для других летательных аппаратов, что вызвано определенной последовательностью нагружения корпуса ракеты в процессе эксплуатации как на земле, так и в полете, исключающей, как правило, совпадение наибольших значений составляющих усилий по времени; сравнительно большим кратковременным нагревом оболочки корпуса ракеты в полете, оказывающим влияние на механические и упругие свойства материала, а, следовательно, на несущую способность и жесткость конструкции; кратковременностью нагружения конструкции ракеты в полете основными нагрузками и одноразовостью использования ракет, что в основном исключает случаи усталостного разрушения ее силовых элементов в полете.

В настоящее время для определения расчетных случаев широко используются ***метод доминирующей нагрузки*** и ***метод условной нагрузки***.

Метод доминирующей нагрузки заключается в том, что в качестве расчетного случая рассматривается напряженное состояние элементов корпуса от комбинированного воздействия всех нагрузок в те моменты времени, когда одна из составляющих нагрузок достигает своего максимального значения.

Этот метод достаточно прост, но применительно к ракетным конструкциям имеет ряд недостатков. Так, например, он не полностью учитывает влияние нагрева на несущую способность конструкции. Поэтому несущая способность какого-либо элемента корпуса ракеты, уменьшаясь при высоких температурах, может привести к разрушению конструкции, наступающему при напряжениях значительно ниже максимальных, если они получаются в тех точках траектории, где воздействие аэродинамического нагрева мало. В подобных случаях метод доминирующей нагрузки дает ложное представление о потребной несущей способности конструкции корпуса ракеты.

Кроме того, этот метод при комбинированном действии нагрузок фактически не выявляет наибольшего приведенного напряжения в конструкции. В действительности он определяет случаи нагружения, и, чтобы найти расчетный, необходимо для каждого из них проводить расчет на прочность основных элементов корпуса ракеты.

Свободным от указанных недостатков является метод условной нагрузки. Сущность его состоит в том, что в качестве расчетного рассматривается случай нагружения конструкции в тот момент полета, когда своего наибольшего значения достигает некоторая условная (фиктивная) продольная нагрузка. Величина этой условной нагрузки определяется как эффектом комбинированного воздействия сил, так и зависимостью несущей способности конструкции от ее температуры.

Расчетные случаи для основных частей корпуса ракеты

Корпус ракеты рассчитывается на прочность обычно по отсекам. В пределах каждого отсека выбирается несколько расчетных сечений, количество и место расположения которых зависит от конструктивных особенностей отсека.

Целесообразно выбирать сечения в начале и конце отсека и в местах передачи на корпус каких-либо сосредоточенных сил и моментов, например в местах крепления днищ несущих баков, рамы двигателя, подвесных баков и т. п. Количество сечений по длине отсека должно быть таким, чтобы можно было с достаточной точностью построить эпюры продольных и поперечных сил и изгибающих моментов для каждого расчетного случая. При этом следует иметь в виду, что в принципе каждое сечение может иметь свой расчетный случай.

Строгое определение расчетных случаев нагружения является весьма трудоемкой операцией. Однако на основании качественного анализа и опыта проектирования для основных отсеков корпуса ракеты можно указать некоторое ограниченное число случаев нагружения или моментов полета, которые в основном охватывают все расчетные случаи. В результате объем расчетов значительно сокращается, так как расчетный случай выявляется из сравнения условных нагрузок, вычисленных только для небольшого числа случаев нагружения.

Различные части корпуса ракеты имеют свою специфику нагружения в полете, что отражается в выборе полетных расчетных случаев.

Корпус топливного отсека. Для корпуса топливного отсека, имеющего баки подвесной схемы, а также для переходников, приборных и межбаковых отсеков расчетные случаи устанавливаются максимумом условной нагрузки, если нагрев конструкции сравнительно велик, или максимумом соответствующей приведенной нагрузки, если нагрев мал. Для этих частей корпуса ракеты при слабом изменении значений действующих на них сил в качестве расчетного случая можно принять случай $\max M(x_1)$.

Для обечайки топливного бака несущей схемы расчетный случай находят по максимуму условной нагрузки, причем поперечные нагрузки вычисляют, учитывая порывы ветра. Днища баков рассчитывают на прочность для наибольшего внутреннего давления на днище.

Хвостовой (двигательный) отсек. Схема нагружения хвостового отсека зависит от его компоновки, размеров двигателя, способа передачи силы тяги на корпус ракеты, действия управляющих и стабилизирующих сил, а также от схемы установки ракеты на пусковом столе. Учитывая еще и некоторую неопределенность температурного режима работы конструкции хвостового отсека, следует очень тщательно анализировать те случаи нагружения, которые могут оказаться расчетными.

Если хвостовой отсек является опорным на пусковом столе, то к расчетному случаю относится прежде всего нагружение отсека весом заправленной ракеты и изгибающим моментом от ветровой нагрузки (при наземном старте). В полете хвостовой отсек проверяется на случай действия максимального изгибающего момента от стабилизирующих аэродинамических сил (при стабилизирующем оперении) и управляющих сил.

Для хвостовых отсеков составных ракет с последовательным расположением ступеней расчетным может быть один из случаев нагружения максимальной условной нагрузкой, нагрузками при $\max n_{x1}$ или $\max n_{y1}$ соответствующих участку полета при работе двигателей предыдущих ступеней.

Рама двигательной установки. В качестве расчетного случая для рамы следует рассматривать прежде всего пуск ракеты, т. е. случай выхода двигателей на рабочий режим. В полете расчетным случаем обычно является действие наибольшей местной поперечной перегрузки n_{y1}.

Расчетные случаи в полете обычно являются определяющими при расчете корпуса ракеты на прочность. Вместе с тем необходимо проверять прочность ракеты и при ее наземной эксплуатации, т.е. при транспортировке, перегрузках с транспортных средств и нахождении ракеты на стартовой позиции. Это особенно важно, чтобы правильно назначить места установки и крепления ракеты к различным транспортным и перегрузочным средствам.

Расчетные нагрузки и коэффициент запаса прочности

Рассчитывая внешние эксплуатационные нагрузки, внутренние усилия и несущую способность корпуса ракеты, обычно пользуются условными расчетными схемами и исходными данными, имеющими различную степень точности. Кроме того, большинство нагрузок, действующих на ракету, являются случайными функциями времени и, строго говоря, должны рассчитываться вероятностными методами. Между тем, особые условия летно-конструкторской отработки крупных баллистических ракет и сравнительно малое количество их пусков в пределах одного полигона затрудняют применение статистических методов расчета эксплуатационных нагрузок.

В практике проектирования самолетов широко распространен метод расчета конструкции на действие увеличенных по сравнению с эксплуатационными нагрузок, называемых расчетными. Этот метод применяется и при проектировании ракетных конструкций.

Расчетная нагрузка N_p определяется эксплуатационной нагрузкой $N_э$ из выражения

$$N_P = f \cdot N_э \qquad (12.1)$$

где f - коэффициент безопасности.

Она представляет собой некоторую фиктивную нагрузку, так как коэффициент безопасности учитывает не только точность расчета нагрузок, но и погрешность определения несущей способности конструкции.

Величина коэффициента безопасности f зависит от совершенства методов прочностного расчета, точности определения эксплуатационных нагрузок, изученности свойств материалов и совершенства технологического процесса изготовления корпуса. Выбор коэффициента безопасности является наиболее ответственным и, вероятно, наиболее сложным моментом при установлении потребной несущей способности конструкции корпуса ракеты. Очевидно, что наиболее обоснованно значения коэффициентов безопасности могут быть приняты в результате тщательного исследования степени соответствия реальных режимов работы конструкции расчетным. Однако проведение таких исследований для конструктора ограничивается как сроками проектирования, так и отсутствием достаточно надежных теоретических методов.

Поэтому конструкторы обычно пользуются нормированными значениями коэффициента безопасности, соответствующими различным расчетным случаям. Коэффициенты безопасности нормируют, исходя из результатов летных и лабораторных испытаний и опыта проектирования подобных ракет.

Для основных расчетных случаев нагружения баллистических ракет нормированные коэффициенты безопасности в зависимости от конкретных условий могут иметь довольно широкий диапазон значений. В среднем же при расчете несущих элементов конструкции на прочность для всех расчетных случаев обычно принимается $f = 1{,}1$ по отношению к пределу текучести, т.е. условием прочности является $f \cdot \sigma_э \le \sigma_T$.

Коэффициентом запаса прочности называют отношение фактической разрушающей нагрузки, определяющей несущую способность конструкции, к расчетной нагрузке

$$\eta = \frac{N_{раз}}{N_p} \qquad (12.2)$$

Вполне очевидно, что условием прочности является $\eta \ge 1$. Расчет на прочность, как правило, является проверочным. Поэтому коэффициент запаса прочности часто выражают отношением предельного и расчетного напряжений

$$\eta = \frac{\sigma_{пред}}{\sigma_{расч}} \qquad (12.3)$$

В качестве $\sigma_{пред}$ для сжатых элементов принимают критическое напряжение потери устойчивости $\sigma_{кр}$, а для растянутых элементов – предел прочности σ_B.

У рационально спроектированной конструкции ракеты коэффициент запаса прочности должен быть близок к единице. Соблюдать это условие особенно важно для конструкций последних ступеней составных ракет.

Для первых ступеней ракет, особенно используемых в качестве носителей КА, может допускаться избыточный запас прочности. Это часто оправдывается как экономически, так и относительно малым влиянием некоторого утяжеления конструкции первой ступени на летные характеристики ракеты.

Устанавливая потребную несущую способность конструкции ракет-носителей, необходимо учитывать возможность их использования для серии космических объектов, отличающихся один от другого не только размерами, но и массой. Кроме того, некоторое уменьшение массы конструкции не всегда оправдывает потерю опытных образцов из-за непредвиденных случаев нагружения, связанных с некачественной работой отдельных систем. Поэтому значения коэффициента безопасности, а, следовательно, и коэффициента запаса прочности для больших ракет-носителей, представляющих собой уникальные конструкции, должны выбираться в каждом конкретном случае в зависимости от общего развития техники и имеющегося опыта проектирования ракет.

13 Конструирование кронштейнов

Проектировочный расчет корпуса балочного кронштейна

Корпус балочного кронштейна имеет, как правило, двутавровое сечение (см. рис. 13.1). Он включает в себя два пояса, заключенную между ними: стенку, основание. Пояса двутавра воспринимают осевые усилия, возникающие от изгибающего момента и силы R_x, а стенка - касательные усилия от сил R_x и R_y.

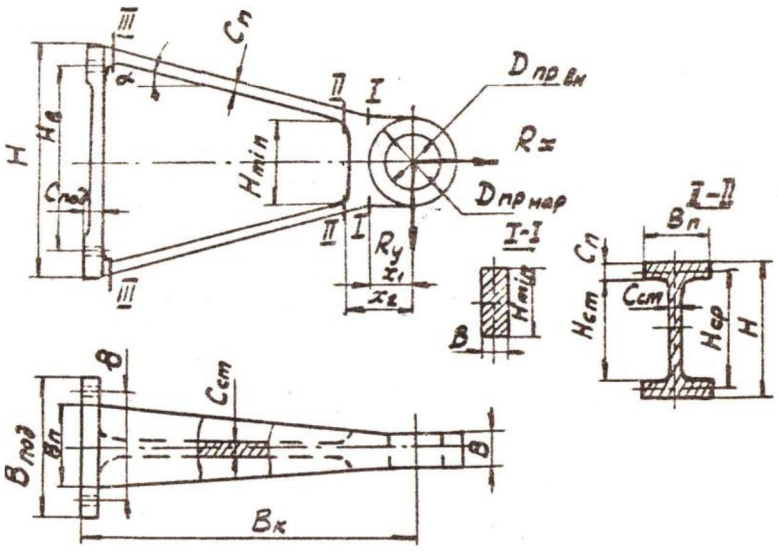


Рисунок 13.1 – Корпус кронштейна

Проектировочный расчет начинается с расчета сечения в зоне перехода проушины к телу кронштейна (сечение ***I–I***). Сечение ***I–I*** устанавливается произвольно на расстоянии или $x_1 = D_{пр.нар}/2$ от точки приложения нагрузки, или $l = D_{пр.нар} + (0..10)$ мм. Тогда изгибающий момент M в сечении будет равен или $M = R_y \cdot x_1$, или $M = R_y \cdot l$. Примем, что $M = R_y \cdot x_1$.

Считаем, что ширина тела кронштейна в этом сечении равна:

$$B = \sigma_{пр} - 2\Delta \qquad (13.1)$$

где $\sigma_{пр}$ - толщина проушины; Δ - величина технологического перепада, равная 1..3 мм.

В выбранном сечении от усилий R_x и R_y действуют напряжения:

$$\sigma = \frac{M}{I} y + \frac{R_x}{B \cdot H_{кр}} \qquad (13.2)$$

где M - изгибающий момент в сечении; I - момент инерции; y - расстояние от нейтральной линии крайнего волокна; $H_{кр}$ - высота кронштейна в сечении.

Подставляя в эту формулу значения M и используя условие прочности $\sigma \le \sigma_B$, получим квадратное уравнение относительно $H_{кр}$. Решая это уравнение и принимая, что $H_{кр} = H_{\min}$, имеем:

$$H_{кр} = \frac{\frac{R_x}{B} + \sqrt{\left(\frac{R_x}{B}\right)^2 + \frac{12 \cdot \sigma_B \cdot R_y \cdot D_{пр.нар}}{B}}}{2 \cdot \sigma_B} \qquad (13.3)$$

Далее переходим к расчету толщины стенки. Стенка воспринимает перерезывающую силу. Ее толщина рассчитывается из условия среза по следующей формуле:

$$C_{ст} = \frac{R_y + R_x \cdot tg\alpha}{H_{ст} \cdot \tau_B} \qquad (13.4)$$

где α - угол наклона пояса кронштейна и продольной оси; $H_{ст}$ - высота стенки в рассматриваемом сечении; τ_B - допускаемое касательное напряжение ($\tau_B = 0{,}6 \cdot \sigma_B$).

При выборе толщины стенки в качестве расчетного сечения кронштейна принимают то сечение, где стенка включается в работу и имеет наименьшую высоту (сечение ***II–II***). Считается, что для данного сечения $H_{ст} = H_{\min}$. В этом случае учитывается, что часть площади поперечного сечения поясов воспринимает перерезывающую силу, так как высота стенки соизмерима с суммарной толщиной поясов и ширина пояса небольшая.

В расчетах принимается, что сечение ***II–II*** находится на расстоянии $x_2 = 0{,}75 \cdot D_{пр.нар}$ от точки приложения силы R.

Из технологических соображений толщина стенки кронштейна делается постоянной по всей длине кронштейна. Следует иметь в виду, что напряжения в стенке по направлению к основанию кронштейна уменьшается, так как перерезывающая сила остается постоянной по длине кронштейна, а высота стенки увеличивается.

Для снижения массы кронштейна или для размещения какой-либо коммуникации в стенке делают вырезы. Высота выреза делается не более половины высоты стенки кронштейна. Для проверки прочности стенки кронштейна в месте выреза определяют напряжения сдвига и сравнивают их с τ_B.

Расчет толщины и ширины поясов проведем сначала для сечения ***II–II***, а затем для сечения ***III–III*** (см. рис. 13.1). Здесь стенка имеет наименьшую строительную высоту, и сплошное сечение кронштейна переходит в сечение двутавра, ширину пояса B_n в данном сечении примем равной ширине проушины B. Если при этом в поясе возникнут напряжения большие, чем предел прочности, следует увеличить его ширину.

По направлению к основанию кронштейна ширина пояса, как правило, увеличивается, а толщина C_n по технологическим соображениям принимается постоянной.

Как уже отмечалось, пояса кронштейна воспринимают осевые усилия. Разрушение растянутого пояса происходит при напряжениях, равных пределу прочности материала, а сжатый пояс разрушается при напряжениях, равных критическим напряжениям потери устойчивости. Размеры пояса определим исходя из его площади, которую найдем из условия сохранения игл большей устойчивости. В этом случае площадь пояса определяется по следующей методике.

Напряжения, действующие в поясе, равны:

$$\sigma = \frac{M}{I} y + \frac{R_x}{F} \qquad (13.5)$$

где $M = R_y \cdot x_2$, $y = \frac{H_{кр}}{2} = \frac{H_{\min}}{2}$, $I = \frac{2 \cdot B_n \cdot C_n^3}{12} + 2 \cdot B_n \cdot C_n \cdot \left(\frac{H_{\min}}{2} \right)^2 \approx 0{,}5 \cdot B_n \cdot C_n \cdot H_{\min}^2$

Первым членом выражения 13.5 можно пренебречь по сравнению со вторым в виду его малости, тогда:

$$\sigma = \frac{0{,}75 \cdot R_y \cdot D_{пр.нар}}{B_n \cdot C_n \cdot H_{\min}} + \frac{R_x}{B_n \cdot C_n} \le \sigma_{кр} \qquad (13.6)$$

где $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение общей потери устойчивости, которое можно принять равным $(0{,}7...0{,}8)\sigma_B$.

Отсюда

$$F_n = B_n \cdot C_n = \frac{0{,}75 \cdot R_y \cdot D_{пр.нар}}{H_{\min} \cdot \sigma_{кр}} + \frac{R_x}{\sigma_{кр}} \qquad (13.7)$$

Исходя из выбранного значения площади пояса, определяем его размеры B_n и C_n. Для получения рациональной конструкции кронштейна принимается, что $(B_n / C_n)_{\max} \approx 8...10$. Полученные значения ширины и толщины пояса уточняются, исходя из конструктивно-технологических соображений.

Расчет ширины пояса производится для сечения ***III-III*** (у основания кронштейна) по условию

$$\sigma = \frac{M}{I} y + \frac{R_x}{F} \le \sigma_{kp} \qquad (13.8)$$

В нашем случае $M = R_y \cdot B$, $I = \frac{B_n \cdot C_n \cdot (H_{\max} - C_n)^2}{2}$, $y = \frac{H_{\max} - C_n}{2}$,

где B - длина кронштейна; $H_{\max}$ - его максимальная высота.

Тогда, задаваясь значением C_n, получим $B_n = \frac{R_y \cdot B}{C_n \cdot (H_{\max} - C_n) \cdot \sigma_{kp}} + \frac{R_x}{\sigma_{kp} \cdot C_n}$.

Болты крепления кронштейна подбираются из условия работы на разрыв и на срез. На срез работают все болты, и усилия между распределяются пропорционально их жесткостям среза.

Размеры H_B и B_B (см. рис. 13.1) определяются силовой увязкой конструкции. Величину H_B рекомендуется брать как можно большей для уменьшения нагрузки на болт, а величину B_B следует брать как можно меньшей для уменьшения влияния местного изгиба под отдельным болтом. При этом минимальное расстояние от стенки кронштейна до оси болта определяется по ГОСТ 13682-80 "Места под ключи гаечные".

Диаметр болта D_δ по условию расчета его на разрыв определяем из выражения:

$$D_\delta = \sqrt{\frac{\frac{8 \cdot R_y \cdot B}{M_B} + 4 \cdot R_x}{n_\delta \cdot \pi \cdot \sigma_{Bp}}} \qquad (13.9)$$

где n_δ - количество болтов крепления вверху или внизу основания.

Из условия работы болта на срез по одной плоскости можно записать, что

$$R_y = n \cdot \frac{\pi \cdot D_{\delta cp}^2}{4} \cdot \tau_{Bp} \qquad (13.10)$$

где n - общее количество болтов крепления; τ_{Bp} - напряжение среза болта.

Тогда $D_{\delta cp} \ge \sqrt{\frac{4 \cdot R_y}{0{,}7 \cdot n \cdot \pi \cdot \sigma_{Bp}}}$.

Из двух значений диаметров болта выбираем наибольший и для него определяем действующее в нем суммарное напряжение от среза и растяжения $\sigma = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$ и сравниваем его с σ_{Bp}.

В конструкциях элементов ЛА используется, в основном, точечное крепление кронштейнов. Точечное крепление кронштейна производится в двух-шести точках, и только в этих точках (местах установки болтов) крепление является контактным. Контактные поверхности – бобышки выступают над поверхностью основания для уменьшения площади механической обработки основания кронштейна. Технологический перепад составляет 1...3 мм. Толщина бобышки (подошва) принимается как максимальное значение из толщин, определенных из условий ее смятия под болтом крепления и местного изгиба под отдельным болтом

$$\delta_{под} = \max\{\delta_{под}(R_y), \delta_{под}(R_x)\} \qquad (13.11)$$

Толщина подошвы из условия ее смятия под болтом от силы определяется как

$$\delta_{под}(R_y) = \frac{\alpha \cdot R_y}{n_\delta \cdot D_\delta \cdot \sigma_{см}} \qquad (13.12)$$

где α - коэффициент, учитывающий различные вида нагружения подошвы (усилие затяжки болтов, неравномерность на-гружения и т.д., $\alpha = 1{,}4$); $\sigma_{см} = 1{,}3 \cdot \sigma_B$; σ_B - предел прочности материала кронштейна.

Толщина подошвы из условия местного изгиба основания в зоне крепления кронштейна ***А-А*** (см. рис. 13.2) определяется из условия

$$\sigma = \frac{M}{2W} = \frac{3 \cdot R_x \cdot l}{n_\delta \cdot B_{подэфф} \cdot \delta_{под}^2}, \qquad (13.13)$$

$$\delta_{под}(R_x) \geq \sqrt{\frac{3 \cdot R_x \cdot l}{n_\delta \cdot B_{подэфф} \cdot \sigma_B}} \qquad (13.14)$$

где l - расстояние от ребра до оси отверстия крепления; $B_{подэфф}$ - ширина подошвы, эффективно воспринимающая изгиб полки основания.

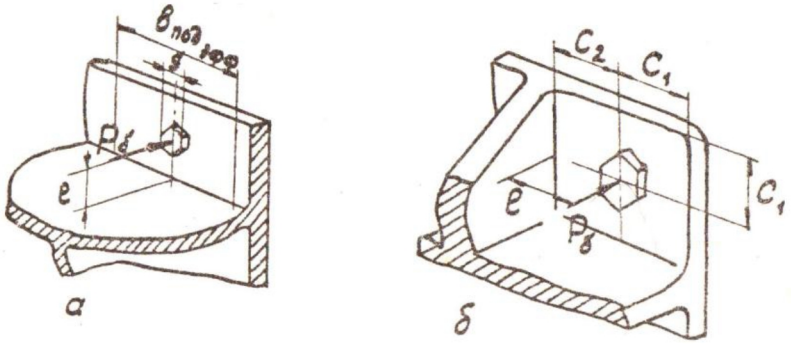


Рисунок 13.2 – Выбор эффективной ширины подошвы

При односторонней заделке основания (см. рис. 13.2а) $B_{подэфф} = S + 3{,}5l$, для двухсторонней угловой заделки (см. рис. 13.2б) $B_{подэфф} = 2 \cdot C_1 + 0{,}5 \cdot \pi \cdot C_2$. Размеры l, S, C_1 и C_2 принимаются не менее соответствующих размеров по ГОСТ 13682-80 "Места под ключи гаечные".

Расчет рамных кронштейнов

Рамные кронштейны представляют собой однопролетную, как правило, несимметричную двухстержневую раму (см. рис. 13.3). При выборе силовой схемы рамного кронштейна необходимо избегать появления изгибающих моментов в стержнях – поясах корпуса. Для этого оси стержней должны пересекаться в точке приложения нагрузки.

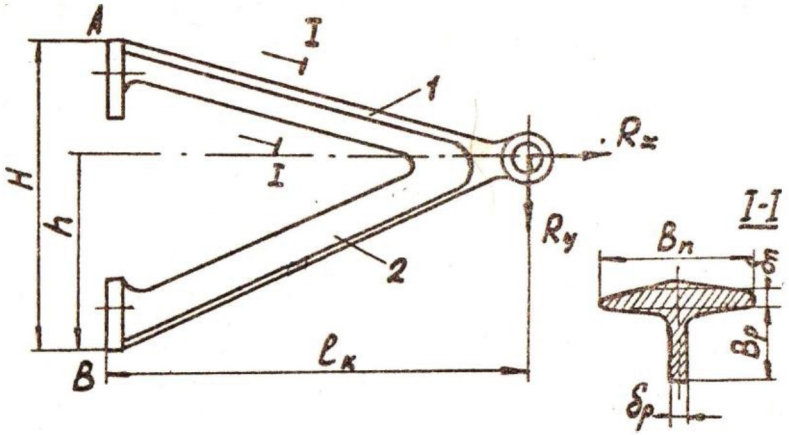


Рисунок 13.3 – Рамный кронштейн

Тогда пояса 1 и 2 будут работать только на растяжение-сжатие. При этом в сжатом поясе 2 может произойти потеря общей или местной устойчивости. Общая потеря устойчивости определяется несущими свойствами ребра, а местная – полки.

На первом этапе расчета определяем усилия в поясах 1 и 2 и усилия в местах крепления A и B. Далее производим проектировочный расчет кронштейна.

Высота ребра сжатого пояса кронштейна определяется из условия:

$$\sigma = \frac{S}{F} \le \sigma_{kp} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot E}{(l/i)^2} \qquad (13.15)$$

где $F = B_p \cdot \delta_p$ - площадь ребра; c - коэффициент заделки (для кронштейнов жестко закрепленных к конструкции и шарнирно опирающихся в точке приложения усилия $c = 2$); $i = \sqrt{I/p}$ - радиус инерции сечения.

Отсюда, задаваясь толщиной ребра пояса δ_p, получим

$$B_p = \sqrt[3]{\frac{12 \cdot l_2^2 \cdot S_2}{c \cdot \pi^2 \cdot E \cdot \delta_p}} \qquad (13.16)$$

где l_2 - длина второго пояса; S_2 - усилия в поясе 2.

Минимальная толщина ребра δ_p определяется возможностями изготовления. Для кронштейнов из алюминиевых сплавов, изготавливаемых методом горячей штамповки, можно принять $\delta_p = 2...3$ мм.

Ширина сжатого пояса определяется из условия

$$\sigma_{kp} = \frac{0{,}9 \cdot k \cdot E}{(B_n/\delta_n)^2} \le \sigma_B \qquad (13.17)$$

отсюда, также задаваясь толщиной полки δ_p, получим

$$B_n = \sqrt{\frac{0{,}9 \cdot k \cdot E \cdot \delta_n^2}{\sigma_B}} \qquad (13.18)$$

где k - коэффициент заделки на ребре, для таврового сечения кронштейна $k = 0{,}45$.

Минимальная толщина полки δ_p обычно принимается 2...5 мм. В правильно спроектированном кронштейне должно выдерживаться соотношение $(B_n/C_n) = 5...10$.

Тогда площадь сжатого пояса равна $F_{сж} = B_p \cdot \delta_p + B_n \cdot \delta_n$. В свою очередь, площадь растянутого пояса

$$F_{раст} = \frac{S_1}{\sigma_B} \qquad (13.19)$$

Если $F_{раст} \ge (0{,}8...0{,}9) \cdot F_{сж}$, то можно принять $F_{раст} = F_{сж}$, а размеры полки и ребра растянутого пояса будут равны аналогичным размерам сжатого пояса. В противном случае их можно вычислить через соотношения площадей поясов

$$[B_p, \delta_p, B_n, \delta_n]_{раст} = [B_p, \delta_p, B_n, \delta_n]_{сж} \sqrt{\frac{F_{раст}}{F_{сж}}} \qquad (13.20)$$

По полученным размерам полок и ребер конструируются пояса. При этом необходимо учитывать штамповочные уклоны, радиусы перехода и другие особенности конструкции, связанные с технологией изготовления.

14 Конструкция узлов сопряжения шпангоутов и стрингеров

Сухие отсеки ракет и космических аппаратов относятся к классу тонкостенных конструкций и, в основном, имеют вид: однослойной монококовой оболочки: стрингерной полумонококовой оболочки; ребристой или вафельной полумонококовой оболочки; трехслойной монококовой оболочки.

1) Клепаний стрингерный сухой отсек

Опыт конструирования и изготовления стрингерных отсеков заимствован из самолетостроения. Такой отсек (см. рис. 14.1) имеет каркас, состоящий на стрингеров 4, шпангоутов 8 и обшивки 3, приклепанной к каркасу. Соединение листов обшивки проводится встык на профиле 10 или внахлестку. При сборке каркаса шпангоуты могут иметь отбортовки или применяются уголки 12. Шпангоуты, изготовляемые гибкой из листа или профиля, соединяются в кольцо сваркой или с помощью накладки 9.

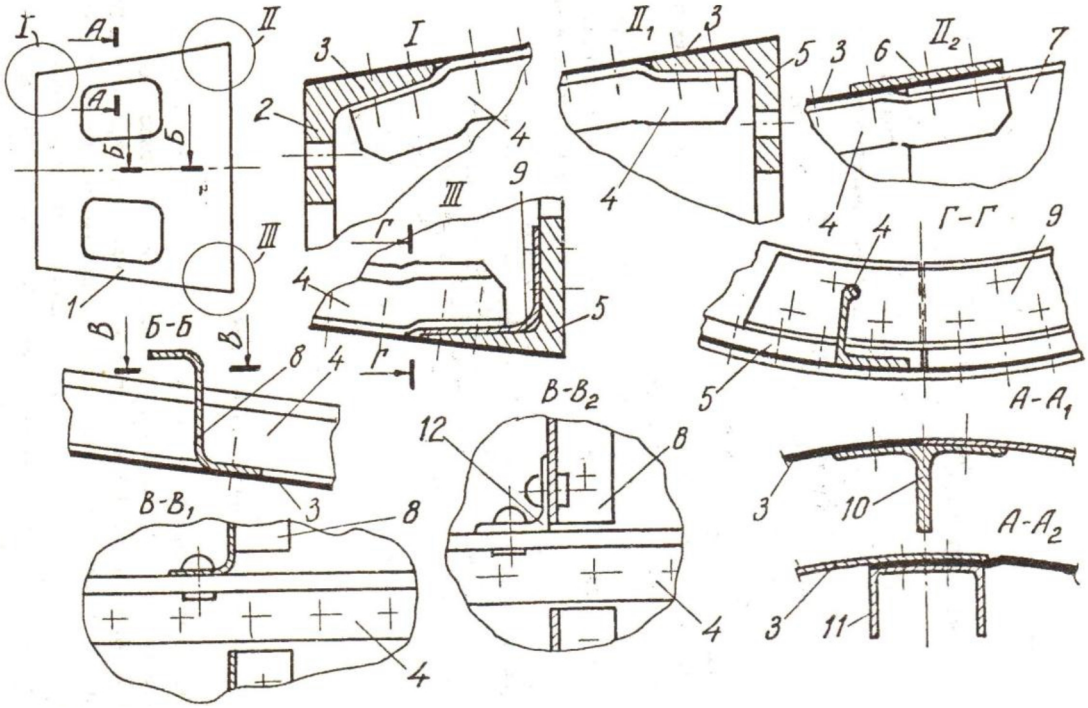


Рисунок 14.1 – Клепанный стрингерный сухой отсек (1 – отсек, 2 – верхний стыковой шпангоут, 3 – обшивка, 4 – нижний стыковой шпангоут, 6 – накладка, 7 – соседний отсек, 8 – рядовой шпангоут, 9 – накладка, 10 и 11 – профили, 12 - уголок)

Отсеки соединяются между собой встык с помощью фланцевых шпангоутом или внахлестку.

2) Отсек с наружными стрингерами

В некоторых случаях, когда потери на аэродинамику незначительны, возможно изготовление сухого отсека с наружным расположением стрингером (см. рис. 14.2). При этом, как стрингеры 1, так и шпангоуты 3 изготавливаются без каких-либо вырезов и подсечек. Такая конструкция позволяет применять более прочные заклепки с полукруглыми или плоскими головками и более прогрессивные методы клепки.

Так же, как и в отсеке с внутренним расположением стрингеров, нагрузки, действующие на отсек, не должны вызывать местную потерю усидчивости полок стрингеров и общую потерю устойчивости.

Применяемые в отсеке фланцевые стыковые шпангоуты могут устанавливаться как внутри, так и снаружи отсека.

Выступающие в поток стрингеры и стыковые шпангоуты при сверхзвуковом полете могут подвергаться недопустимому для выбранного материала нагреву. Для борьбы с этим необходимо либо поставить перед выступающими в поток частями экраны из жаропрочного

материала, либо нанести на верхние концы стрингеров и на выступающие шпангоуты тонкое (2...5 мм) теплозащитное покрытие из стеклопластика, керамики и пр.

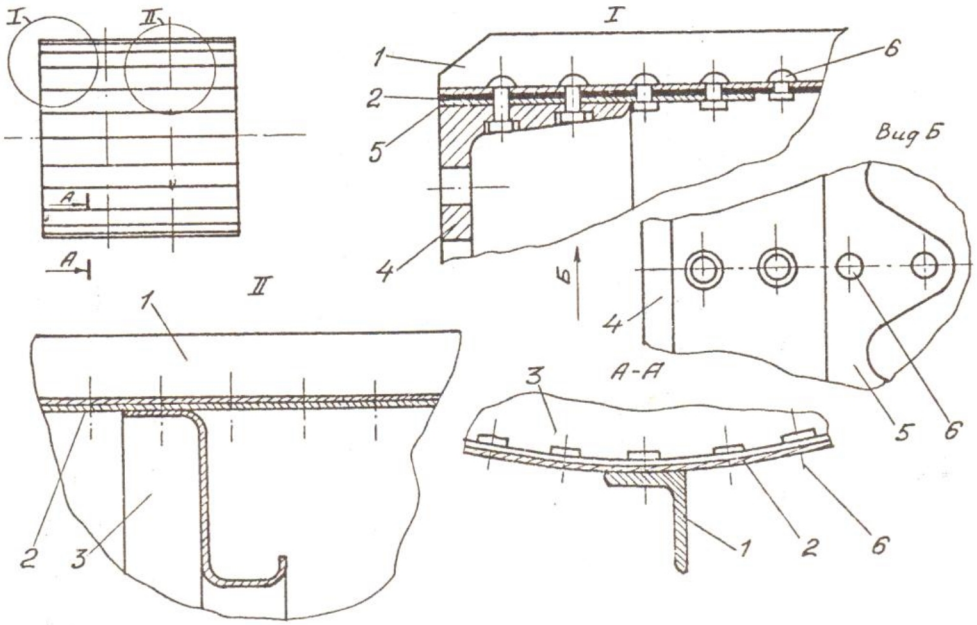


Рисунок 14.2 – Отсек с наружными стрингерами (1 – стрингер, 2 – обшивка, 3 – шпангоут, 4 – стыковой шпангоут, 5 – усиливающая накладка, 6 – заклепка)

3) Сухой отсек с гофром

Сухой отсек с гофром (см. рис. 14.3) конструктивно состоит из двухслойной оболочки (гладкая обшивка и гофрированная обшивка) и шпангоутом. Гофрированная обшивка и гладкая обшивка соединяются между собой с помощью заклепок, сварки или с помощью клея.

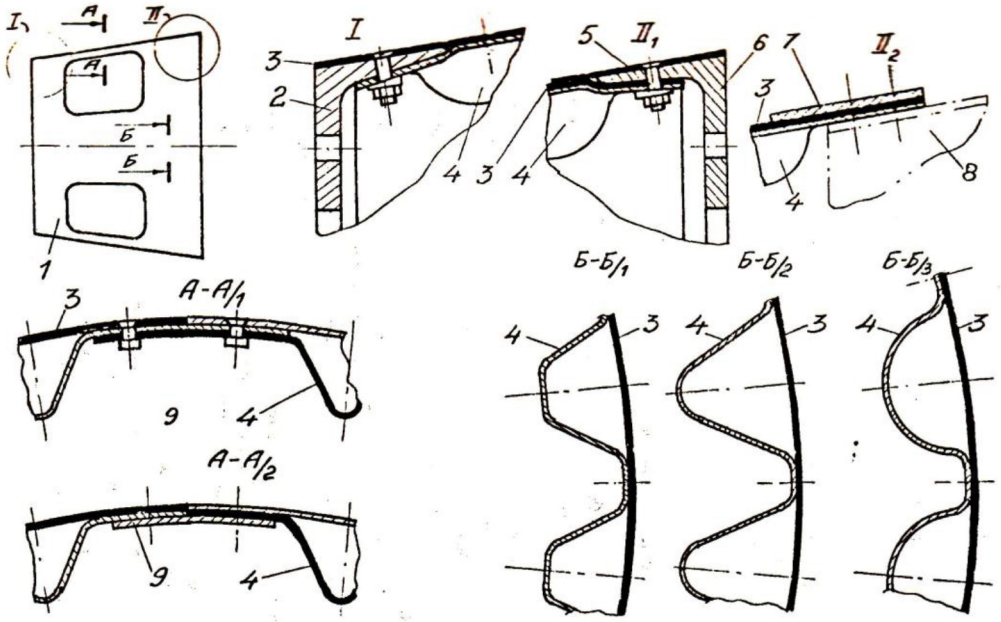


Рисунок 14.3 – Сухой отсек с гофром (1 – двухслойная оболочка, 2 – стыковой шпангоут, 3 – наружная оболочка, 4 – оболочка с гофром, 5 – крепеж, 6 – стыковой шпангоут, 7 – усиливающая накладка, 8 – соседний отсек, 9 – накладка)

Обшивка 3, состоящая в раскрое из одного или нескольких листов, стыкуется между собой на волне гофра 4 или на накладке 9. Для соединения с фланцевыми стыковыми шпангоутами 2,6 на гофрах делают подсечки. В местах крепления рядовых шпангоутов и формирования люков гофрированная обшивка также имеет подсечки. Возможно соединение с соседними отсеками 8 внахлестку.

Выбор параметров гладкой обшивки и обшивки с гофром проводится, исходя из условия, что сжимающее усилия не должны вызывать потерю местной или общей устойчивости обшивок.

15 Конструкция подкрепленных отсеков с вырезами и люками

Большинство отсеков ракет имеют отверстия - люки, закрываемые герметично или пылевлагонепроницаемыми крышками. Эти люки необходимы для сборки отсеков, монтажа приборов и для их обслуживания. На крышки действуют те же нагрузки, что и на весь отсек. Крышки, участвующие в передаче усилий вдоль отсека, называются силовыми. Вырезы под люк усиливают окантовками. При выборе размеров окантовки в простейшем случае принимают, что объем материала, потраченного на окантовку, должен быть несколько больше объема материала, вырезанного из оболочки отсека. Конструкция крышек люков, как правило, повторяет конструкцию оболочки. Если люк «перерезает» крупный силовой элемент, то на крышке люка этот элемент имеет конструктивное продолжение. Расчеты и практика конструирования вырезов показывают, что окантовки должны иметь такую форму, чтобы продольные усилия передавались по краю окантовки, а не через ее середину (см. рис. 15.1).

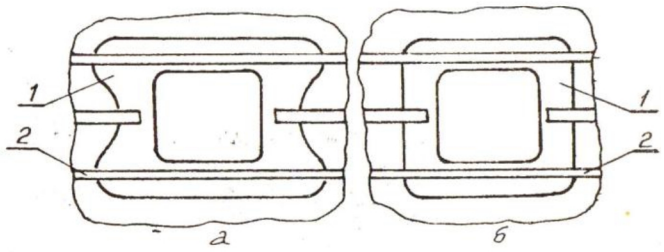


Рисунок 15.1 – Формы окантовки (а – удовлетворительная форма, б – неудовлетворительная форма, 1-окантовка люка, 2 – стрингер)

Люки в стрингерном отсеке

Размер люка в стрингерном отсеке определяется функциональными особенностями люка и клеткой силового набора. Габариты люка выбираются кратными расстояниям между стрингерами и шпангоутами.

Показанный на рисунке 15.1 люк обрамляется окантовкой 3, которая подкладывается под один или несколько стрингеров и шпангоутов с каждой стороны люка. Желательно объем материала окантовки брать в 1,5÷2 раза больше объема материала, вырезанного из обшивки. Окантовка имеет полочки для установки герметизации и замков крепления крышек люков. Толщина окантовки, как правило, равна толщине обшивки.

Положительная сторона конструкции стрингерного отсека заключается и Г"М, что имеется возможность делать люк вновь на уже готовом отсеке, и|ю|1одить ремонт и доработку без нарушения его прочности.

Доработка отсека для установки нового люка производится в следующей последовательности:

- вырезается обшивка вместе со стрингерами и шпангоутами;
- изготавливается окантовка люка необходимых размеров;
- высверливается необходимое количество заклепок крепления стрингеров и шпангоутов к обшивке;
- подсовывается новая окантовка под стрингеры и шпангоуты;
- делаются подсечки на стрингерах и шпангоутах;
- производится приклепка стрингеров, шпангоутов и окантовки. На месте высверленных заклепок устанавливаются заклепки большего диаметра;
- изготавливают и подгоняют крышку люка;
- устанавливают устройства крепления крышки люка;
- производят покраску отсека и крышки люка;
- приклеивают герметизирующие прокладки;
- проверяют пылевлагонепроницаемость отсека в месте доработки.

Люки в отсеке с гофром

Размер люка в отсеке с гофром определяется шагом волн гофра, а если есть шпангоуты, то и шагом шпангоутов.

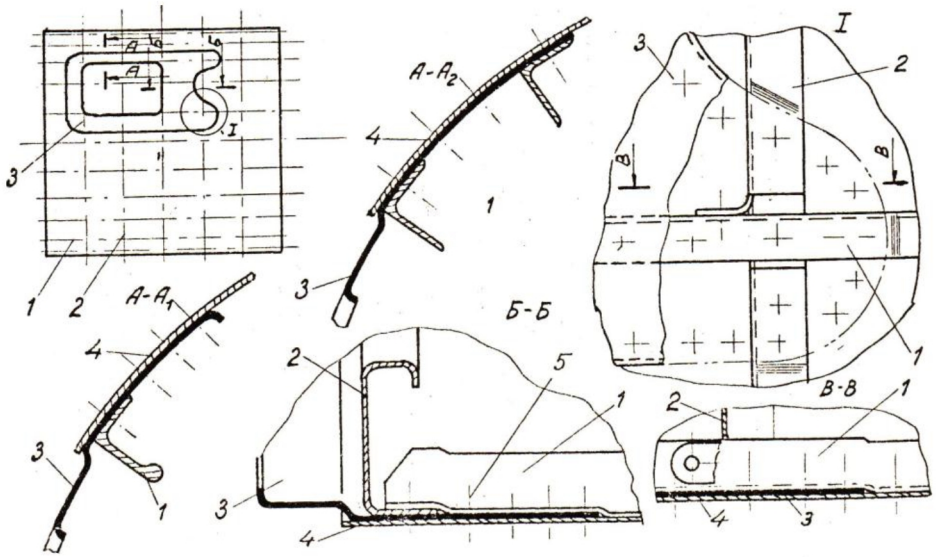


Рисунок 15.2 – Люк в стрингерном отсеке (1 – стрингер, 2 – шпангоут, 3 – окантовка, 4 – обшивка, 5 – заклепка)

Люк обрамляется окантовкой такого размера, чтобы ее часть находили под несколькими волнами гофра и была бы полка для установки герметизации и крепления замков крышки люка. Окантовка приклепывается или приваривается к гладкой оболочке и к гофру. На рисунке 15.3 показаны варианты конструкции люка.

Доработка и ремонт отсека с оформлением люка значительно сложнее, 1-м II I тингерком отсеке, и они проводятся в следующей последовательности:

- вырезка люка в гладкой обшивке и в гофре;
- подготовка окантовки;
- снятие заклепок или сварных точек крепления гладкой обшивки и гофра;
- установка окантовки на место;
- образование подсечек на оболочке с гофром;
- проклепывание гладкой обшивки, окантовки и обшивки с гофром;
- изготовление и подгонка крышки люка;
- установка замков и средств герметизации.

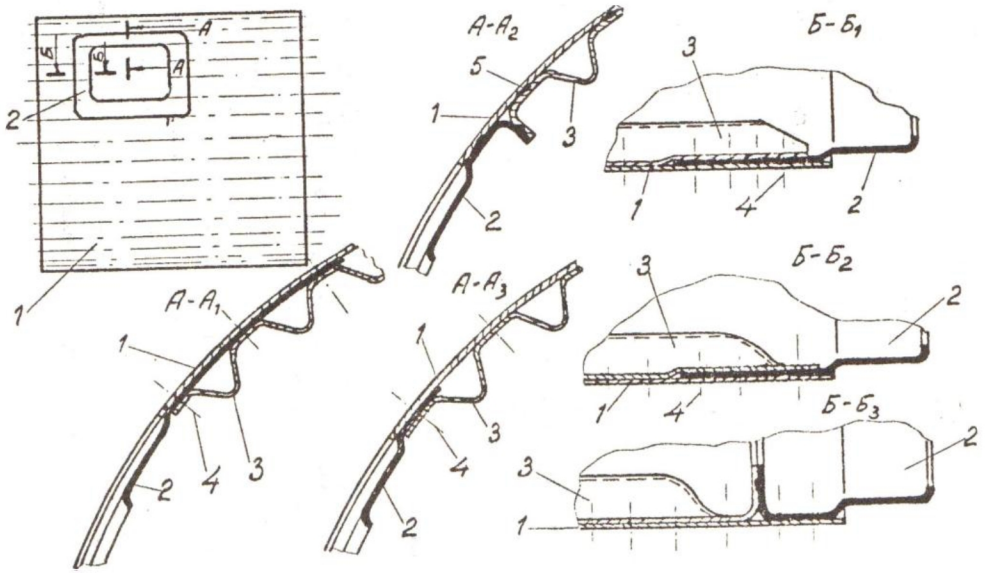


Рисунок 15.3 – Люк в отсеке с гофром (1 – гладкая обшивка, 2 – окантовка, 3 –обшивка с гофром, 4 – заклепка)

Люк в сварном отсеке

Форма люка в сварном отсеке определяется функциональными особенностями люка для обеспечения подхода при сборке отсека, монтаже приборов, их регулировке и т.п. Вырезанное

отверстие обрамляется окантовкой и в виде пластины или фланца, которая приваривается к обшивке с соблюдение герметичности. Оставшиеся после вырезки части шпангоутов приваривают к окантовке. На рисунке 15.4 показаны варианты конструкции люков.

Сложность доработки и ремонта отсека при установке люков заключается в основном в сложности изготовления и подгонки окантовки и крышки люка, а также в сложности проведения сварных работ.

Прямоугольные люки при больших нагрузках усиливают установкой дополнительных профилей, скрепляемых с имеющимися стрингерами, ребрами и шпангоутами.

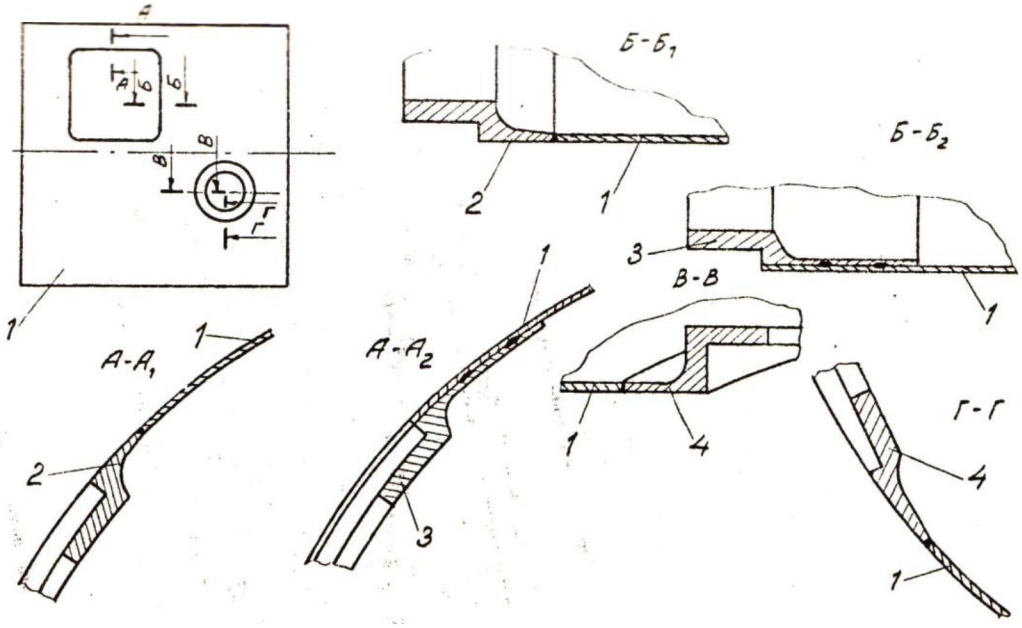


Рисунок 15.4 – Люк в сварном отсеке (1 – оболочка, 2,3,4 – окантовки)

Люки в трехслойном отсеке

Люки в трехслойном отсеке (см. рис. 15.5) не желательны, так как необходимость применения усилений в местах вырезов (особенно, если их много), сводит на нет основное достоинство трехслойной оболочки – ее малую погонную массу при достаточной прочности.

При конструировании люка в трехслойной оболочке исходят из правила: как внешний, так и внутренний слой, а также заполнитель должны быть соединены с окантовкой, применяя склейку, сварку, пайку, клепку и т.п.

Окантовки из композиционных материалов приклеиваются ко всем трем элементам оболочки. Окантовки из металла имеют специальные "усы", которые лучше обеспечивают соединение металла со слоями и заполнителем.

Трехслойные оболочки, как правило, не дорабатываются и не ремонтируются. При необходимости введения люка желательно его делать одновременно с изготовлением всего отсека вновь.

Люк в вафельном отсеке

Вафельный отсек может быть изготовлен путем фрезерования отсека целиком или отдельных панелей с их последующей сваркой. При этом выфрезеровываются не только продольные и поперечные ребра, шпангоуты и стрингеры, но и люки с окантовками (см. рис.15.6). Такое фрезерование требует наличия специальных фрезерных станков с ЧПУ.

Ремонт и доработка вафельного отсека с изменением или введением нового люка возможны лишь при изготовлении отсека вновь после внесения соответствующих изменений в программу работы станка с ЧПУ.

Если материал отсека допускает применение сварки, то и при нормальной технологии, и при доработке возможна установка окантовки люка с помощью сварки.

Те же требования предъявляются и к литым вафельным отсекам.

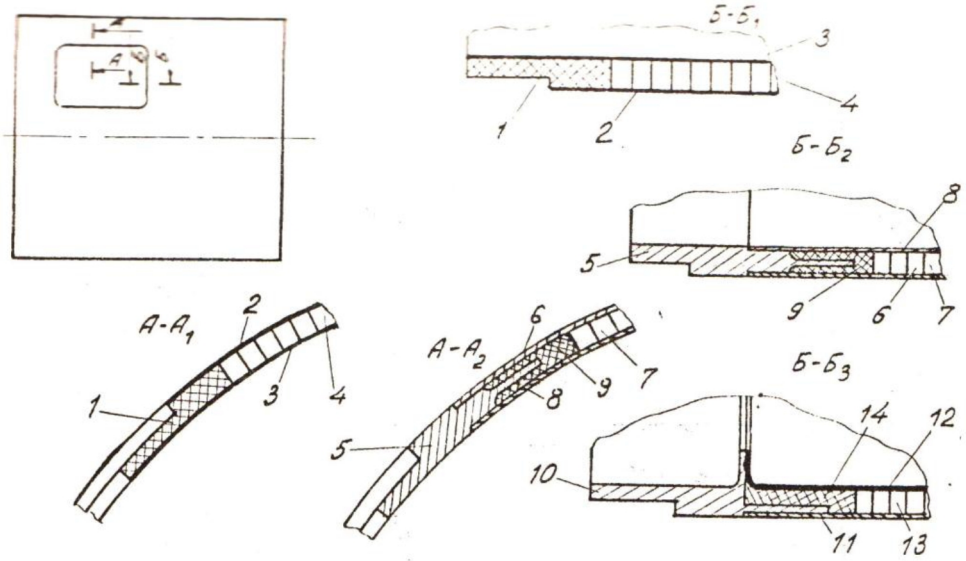


Рисунок 15.5 – Люк в трехслойном отсеке (1 – окантовка, 2- наружный слой, 3 – внутренний слой, 4 – заполнитель, 5 – окантовка, 6 – наружная оболочка, 7 – заполнитель, 8 – внутренняя оболочка, 9,10 – вкладыш, 11 – наружная оболочка, 12 – внутренняя оболочка, 13 – заполнитель, 14 – вкладыш)

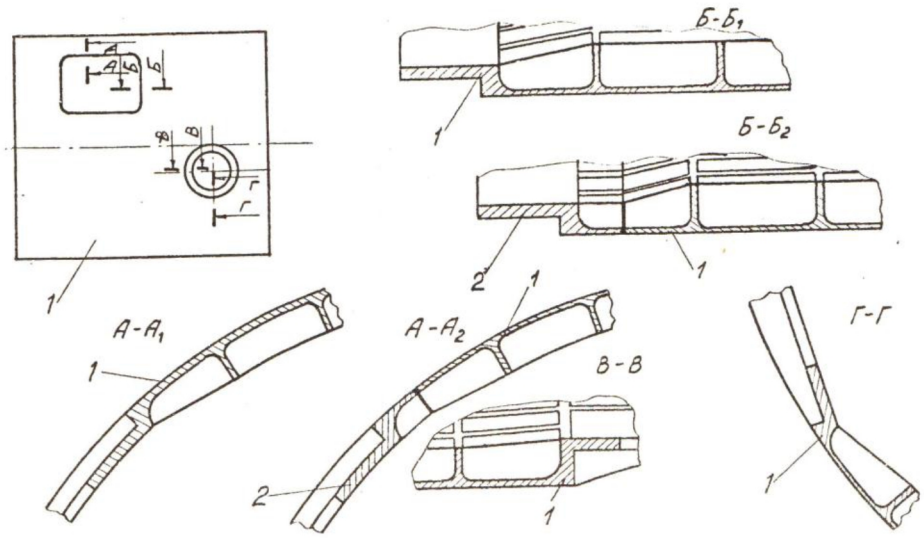


Рисунок 15.6 – Люк в вафельном отсеке (1 – оболочка, 2 – окантовка)

Крышки люков

Все или большинство крышек люков имеют форму той части отсека, которая вырезана при формировании люка.

Часто крышки люков делают силовыми, повторяя силовой набор основного отсека. Крышки люков, прикрепленные к окантовке замками, обеспечивают пылевлагонепроницаемость или герметичность, что обеспечивается установкой резиновых прокладок на окантовке или на крышке люка, а также установкой специальных герметизирующих устройств. Легкосъемность крышек обеспечивается тем, что крышки крепятся с помощью замков и петель.

Хорошим конструктивным решением является размещение на крышке блоков оборудования, к которому обеспечивается хороший подход при открытии люка. При этом неразъемность коммуникаций обеспечивается применением гибких соединений или петель в жгутах или трубопроводах. На рисунке 15.7 приведен вариант крышки люка, изготовленной с помощью клепки. Клепанная крышка люка имеет самую простую конструкцию. К пластине 3, которая повторяет форму части отсека в зоне люка, приклепана окантовка 4 и продольно-поперечный набор профилей, являющийся продолжением силового набора отсека. Окантовка приклепана заклепками впотай с двух сторон. Это обходимо для обеспечения гладкой

поверхности, прилегающей к прокладке уплотнения. Винты крепления или замки установлены в местах перехода профилей крышки соответственно в стрингеры и шпангоуты.

В углах крышки также установлены винты или замки. Если отсек не сильно нагружен и толщины его элементов выбраны по минимуму, исходя из технологических соображений, то крышка может быть не силовой и для ее крепления достаточно четырех замков по углам крышки.

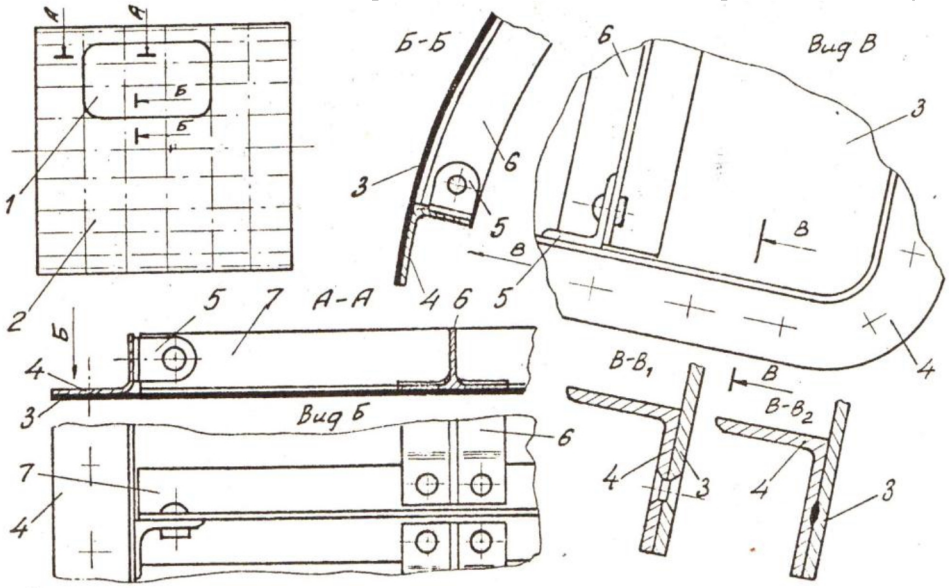


Рисунок 15.7 – Клепанная стрингерная крышка люка (1 – крышка, 2 – отсек, 3 – пластина, 4 – окантовка,
5 – уголок, 6,7 – профили)

На рисунке 15.8 показан другой вариант крышки, когда к пластине 3 на точечной сварке или с помощью заклепок прикрепляется штампованное из листового материала усиление 4. Это усиление имеет достаточную жесткость, чтобы охранять форму, и достаточную прочность, чтобы передавать через крышку усилия, приходящие от окантовки люка. Крепятся также крышки на винтах с анкерными гайками или на замках. Постановка по краю крышки заклепок, которые расклепаны впотай с двух сторон, или сварных точек обеспечивает достаточно гладкую поверхность для прилегания к резиновому уплотнению на окантовке люка.

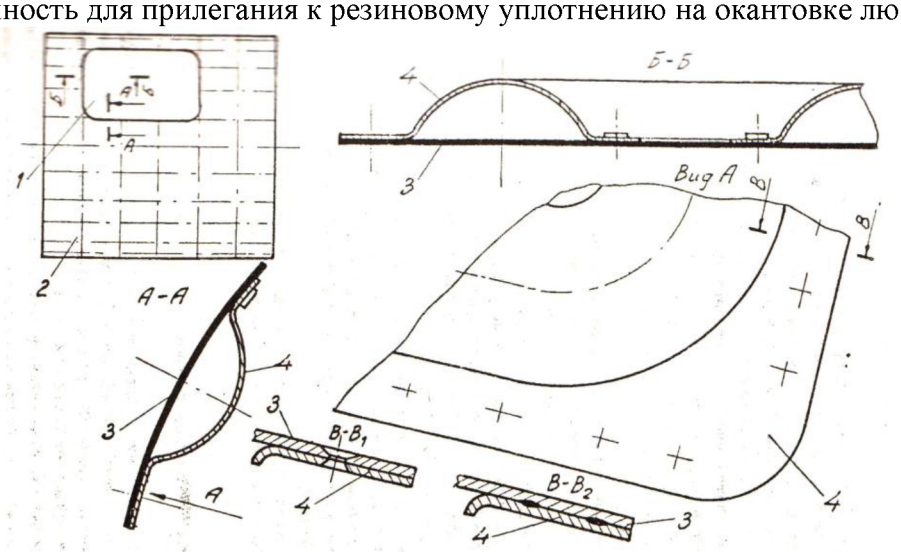


Рисунок 15.8 – Штампованная крышка люка (1 – крышка люка, 2 – отсек, 3 – лист крышки, 4 – усиление)

Винтовое и байонетное крепление крышек люков

На рисунке 15.9 приведены три типа крепления крышки люка:

а) несиловое винтовое крепление с невыпадающими винтами ($А–А_1$);

б) силовое винтовое крепление с защелкой($А–А_2$);

в) несиловое байонетное крепление($А–А_3$).

В первом случае имеющие шейку винты вворачиваются в резьбу крышки люка и при снятой крышке не выпадают из нее. При установке крышки на место винты 8 вворачиваются в анкерные гайки 7 и, сжимая прокладку 9, обеспечивают герметизацию люка. Такое крепление лишь закрывает люк, но не передает усилия через крышку люка. Контровка винта происходит в анкерной гайке 7.

Во втором случае усилия передаются через окантовку 4 на втулку 13 и далее на крышку люка 5. Прижатие крышки обеспечивается вворачиванием винта 12 во втулку 11. При этом фиксация винта 12 осуществляется «трещеткой» (вырезами в винте 12 и пружиной 14). Герметизация обеспечивается сжатием герметизирующей прокладки 10.

В третьем случае крепление крышки обеспечивается за счет поворота на 90° втулки 17. При этом выступы во втулке заходят за поясок втулки 21. Фиксация втулки 17 происходит за счет западания оси 19 во впадину втулки 16 и удержания пружиной 20. Для открытия замка отверткой нажимают на шток 18, сжимая пружину 20 и выводя ось 19 из зацепления. Затем, поворачивая шток вместе с втулкой 17 против часовой стрелки, устанавливают выступы на втулке против прорезей во втулке 21 и окантовке 6. Замок открыт.

Герметизация обеспечивается за счет сжатия резиновой прокладки 13 при скольжении выступов на втулке 17 по винтовым скосам на втулке 21.

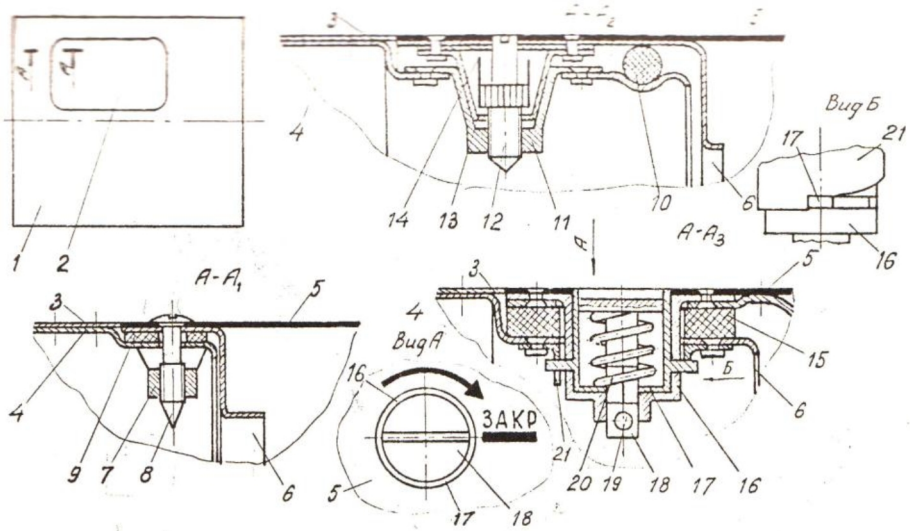


Рисунок 15.9 – Винтовое и байонетное крепление крышек люков (1 – отсек, 2 – крышка люка, 3 – обшивка, 4 – окантовка люка, 5 – крышка, 6 – окантовка крышки, 7 – анкерная гайка, 8 – винт, 9,10 – прокладки, 11 – втулка, 12 – винт, 13 – втулка, 14 – пружина, 15 – прокладка, 16,17 – втулки, 18 – шток, 19 – ось, 20 – пружина, 21 – втулка)

Петли крышек люков

Иногда необходимо крышки люков не снимать, а на время открывать, повернув их на оси, параллельной линии, образующей форму отсека, провести в отсеке какие-либо работы и затем крышки снова закрыть. Для этих целей применяют петли (см. рис.15.10).

Простейшей петлей является шомпольное соединение, напоминающее рояльную петлю, когда две половины петли, закрепленные на крышке и на отсеке, соединяются шомполом - тонким металлическим стержнем.

Другое соединение – специальные петли, накладываемые на крышку и отсек или полностью находящиеся в отсеке с тем, чтобы не было выступающих частей над поверхностью отсека.

Иногда для того, чтобы не делать вырезов в обшивке и окантовке и для обеспечения герметизации, одну из петель 3 приходится делать сложной формы, обеспечивающей открытие люка на заданный угол.

При монтаже петель необходимо обеспечить легкость вращения и достаточное обжатие прокладок герметизации. Крепление таких крышек обеспечивается установкой замков или невыпадающих винтов.

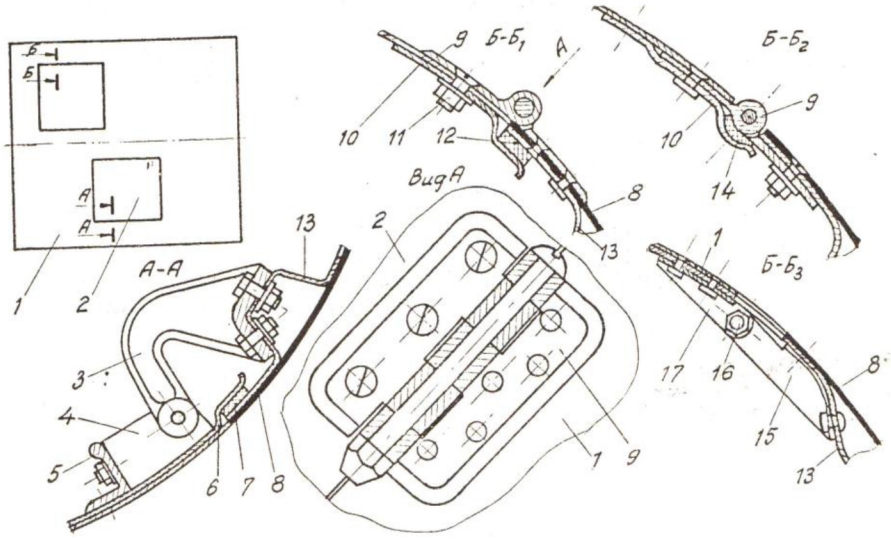


Рисунок 15.10 – Петли крышек люков (1 – отсек, 2 – крышка люка, 3 – петля, 4 – кронштейн, 5 – профиль, 6 – окантовка, 7 – прокладка, 8 – обшивка крышки, 9 – петля, 10 – окантовка, 11 – крепеж, 12 – прокладка, 13 – усиление крышки, 14 – прокладка, 15 – петля, 16 – ось, 17 – петля)

Герметизация крышек люков и створок

К герметизации крышек люков и створок (см. рис. 15.11) предъявляют требования:

- обеспечение пылевлагонепроницаемости;
- обеспечение герметизации, но допускающей небольшое травление воздуха из отсека;
- обеспечение высокой герметизации, обеспечивающей длительное функционирование аппарата в космосе.

Пылевлагонепроницаемость может быть обеспечена постановкой плоских резиновых прокладок 6 резиновых жгутов 8 или специальных резиновых деформируемых профилей 10.

Герметичность может быть обеспечена установкой резиновых шлангов 15 в каналах 14. Для герметизации в эти шланги подается под давлением воздух прижимается к створке 19 и каналу 14, что обеспечивает достаточно высокую герметичность.

Для обеспечения чрезвычайно высокой степени герметичности в каналах отсека помещают резиновые прокладки 20, которые, деформируясь, прижимаются к створке 2, обеспечивая необходимую герметичность.

Во всех видах герметизации следует учитывать то, что в разъеме имеются большие усилия (давление в шланге, усилие сжатия прокладки и т.п.), которые могут слишком сильно деформировать конструкцию. Для уменьшения деформации следует ставить дополнительные узлы крепления, а также увеличить жесткость окантовок люков и крышек.

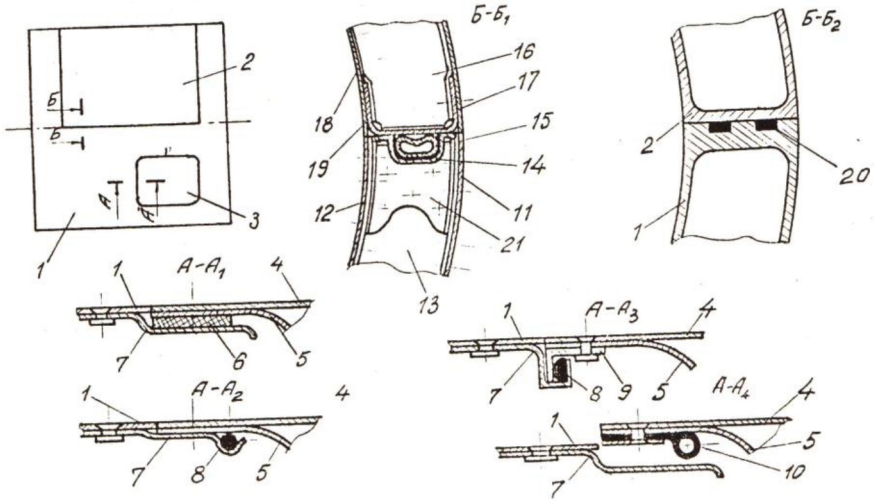


Рисунок 15.11 – Герметизация крышек люков и створок (1 – отсек, 2 – створка, 3 – крышка люка, 4 – лист крышки, 5 – усиление крышки, 6 – прокладка, 7 – окантовка люка, 8 – резиновый жгут, 9 – профиль, 10 – резиновый профиль, 11 – обшивка отсека, 12 – внутренняя обшивка, 13 – шпангоут, 14 – канал, 15 – шланг, 16 – шпангоут, 17 – обшивка створки, 18 – обшивка, 19 – короб, 20 прокладка, 21 – усиление)

16 Назначение и конструкция силовых колец

Нагружение оболочек баков или юбок баков сосредоточенными силами нежелательно. Для превращения сосредоточенных сил, приходящих от двигателей, в распределенные служит силовое кольцо, крепящееся к баку или юбке бака.

Схема нагружения силового кольца показана на рисунке 16.1. Силы, прикладываемые к силовому кольцу, создают сосредоточенные и распределенные моменты относительно центра жесткости сечения, приводящие к износу кольца относительно оси ***x-x***, лежащей в плоскости, кольца.

Условие прочности силового кольца:

$$\sigma_{\max}^{P} \le \sigma_B \qquad (16.1)$$

где $\sigma_{\max}^{P}$ - наибольшее нормальное напряжение в силовом кольце от изгиба,

$$\sigma_{\max}^{P} = \frac{f \cdot M_{изг}^{э}}{W} \qquad (16.2)$$

где f - коэффициент безопасности; $M_{изг}^{э}$ - изгибающий момент в сечении кольца;

$$M_{изг}^{э} = \frac{n_c \cdot p_1^{э} \cdot h_3}{2} + \left(q_1^{э} \cdot h_1 + q_2^{э} \cdot h_2\right)\frac{D}{2} \qquad (16.3)$$

где n_c - число фитингов крепления фермы двигателя;

$$p_1^{э} = \frac{T^{э}}{n_c \cdot \cos\gamma} \qquad (16.4)$$

$q_1^{э}, q_2^{э}$ - распределение нагрузки; D - диаметр силового кольца; h_1, h_2, h_3 - плечи приложения нагрузок; $T^{э}$ - тяга двигателя; W - момент сопротивления сечения кольца относительно оси ***x-x***; σ_B - временное сопротивление разрыву материала кольца.

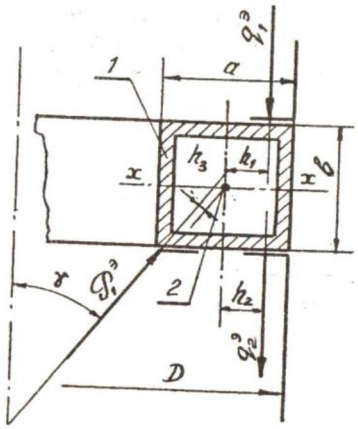


Рисунок 16.1 – Сечение силового кольца (1 – силовое кольцо, 2 – центр жесткости сечения кольца)

Верхнее силовое кольцо

На рисунке 16.2 показаны варианты конструктивных схем силовых колец. Большинство конструкций силовых колец имеет наборное сечение обшивок 10,14, колец 11,13,15,16,17, пластин 4,5 и вкладышей 12. Силовое кольцо - отдельный агрегат, плоскости которого после сборки обрабатывают механически - фрезеруют или, если пластины 4,5 из стали, - шлифуют для выравнивания и выдерживания параллельности плоскостей. Привлекательна конструкция монолитного силового кольца 18, которая возможна при наличии соответствующего оборудования на производстве. Однако при этом надо иметь в виду малый темп окупаемости затрат, если программа выпуска ракет мала.

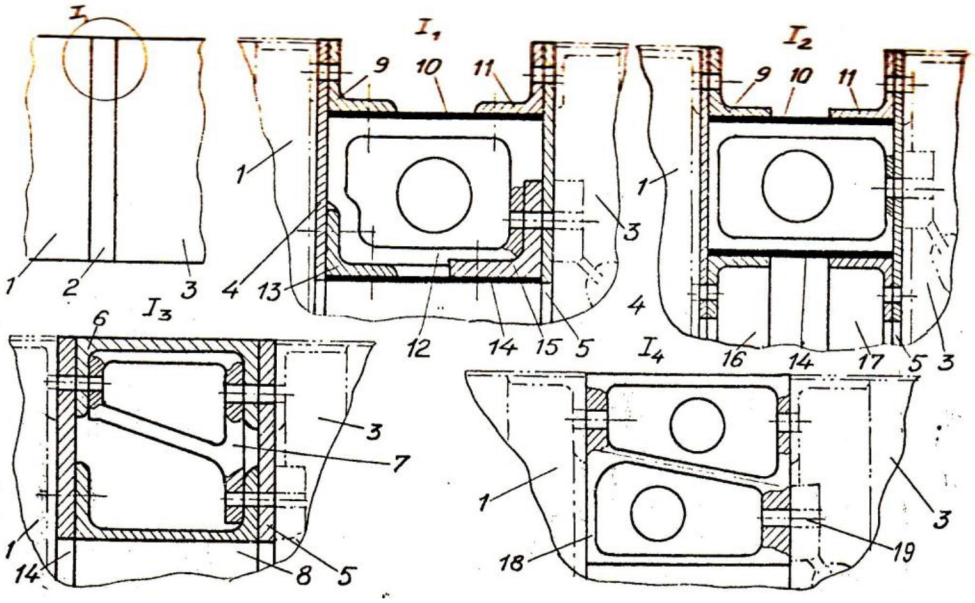


Рисунок 16.2 – Верхнее силовое кольцо (1 – верхний отсек, 2 – силовое кольцо, 3 – нижний отсек, 4,5 – пластины, 6 – шпангоут, 7 – вкладыш, 8 – шпангоут, 9 кольцо, 10 – обшивка, 11 – кольцо, 12 – вкладыш, 13 – кольцо, 14 – обшивка, 15,16,17 – кольца, 18 – монолитное силовое кольцо, 19 – крепеж)

Нижнее силовое кольцо

Если двигатели крепятся к нижнему шпангоуту, то этот шпангоут становится нижним силовым кольцом, на котором крепятся не только двигатели, но и опоры крепления к соседним отсекам или стояночные опоры. Сечение кольца напоминает треугольник, у которого стороны являются сечениями пластины, цилиндра и конуса.

Силовое кольцо имеет два случая нагружения: а) когда двигатель не работает; б) при работающем двигателе.

В первом случае (см. рис. 16.3) на кольцо действуют усилия:

$$q_1^э = \frac{n_x^э \cdot m_B \cdot g}{\pi \cdot D},\ q_2^э = \frac{n_x^э \cdot m_B \cdot g}{\pi \cdot D},\ p_Д^э = \frac{n_x^э \cdot m_Д \cdot g}{n_Ф \cdot \cos\gamma} \qquad (16.5)$$

где $n_x^э$ - перегрузка ($n_x^э = n_{x\max}^э$ - в полете, когда нагрузка приходит от нижнего отсека; $n_x^э = 2$ - на стоянке); m_B - масса верхней части ракеты ($m_B = m_0 - (m_K + m_Д)$); m_0 - начальная масса ступени; g - ускорение силы тяжести; $m_Д, m_K$ - массы двигателя и силового кольца; D - диаметр кольца; $q_1^э$, $q_2^э$ - распределение нагрузки; $p_Д^э$ - усилие от массы двигателя.

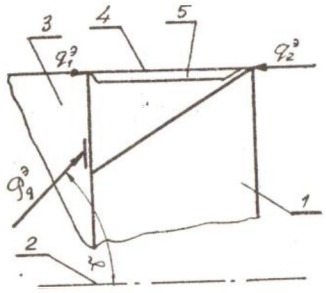


Рисунок 16.3 – Нагружение силового кольца при неработающем двигателе

Цилиндрическая оболочка кольца не должна терять устойчивость, т.е.

$$\sigma_{сж}^Э \le \sigma_{кр.общ.},\ \sigma_{сж}^Э \le \sigma_{кр.мест.},\ \sigma_{сж}^Э \le \sigma_{кр.стр.} \qquad (16.6)$$

где $\sigma_{сж}^Э = \frac{q_1^э}{\delta_{пр}}$ - напряжение сжатия в оболочке кольца; $\delta_{пр}$ - приведенная толщина оболочки ($\delta_{пр} = \delta_0 + \frac{F_{стр} \cdot n_{стр}}{\pi \cdot D}$); δ_0 - толщина цилиндрической оболочки; $F_{стр}$ - площадь стрингера; $n_{стр}$ -

число стрингеров; $\sigma_{кр.общ.}$, $\sigma_{кр.мест.}$ - критические напряжения общей и местной потери устойчивости оболочки; $\sigma_{кр.стр.}$ - критические напряжения местной потери устойчивости полки стрингера.

Во втором случае (см. рис .16.4) на кольцо действуют усилия:

$$p_Д^э = \frac{T^э}{n_Ф \cdot \cos\lambda},\ q_1^э = \frac{T^э - (m_Д + m_К)\cdot g \cdot n_{x0}^э}{\pi \cdot D} \qquad (16.7)$$

где $T^э$ - тяга двигателя; $n_Ф$ - число точек крепления двигателя; $m_Д, m_К$ - массы двигателя и силового кольца; g - ускорение силы тяжести; $n_{x0}^э$ - начальная тяговооруженность ($n_{x0}^э = T^э / m_0 g$); m_0 - начальная масса ракеты.

Усилия, действующие на силовое кольцо, создают моменты, которые вызывают изгиб кольца.

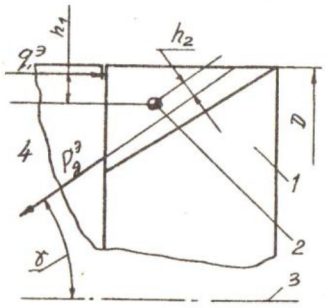


Рисунок 16.4 – Нагружение кольца в полете (1 – силовое кольцо; 2 – центр тяжести сечения кольца, 3 – ось симметрии кольца, 4 – верхние отсеки)

На рисунке 16.5 показаны четыре варианта изготовления нижнего силового кольца:

- клепаное стрингерное кольцо, состоящее из пластины 5, трех шпангоутов 3,9,15, цилиндрической оболочки 4, конусной оболочки 8 и стрингеров 6,7;
- клепаное кольцо с вкладышами 14;
- сварное кольцо, состоящее из двух шпангоутов 10,13 и двух оболочек с ребрами 11,12;
- цельнолитое кольцо 16.

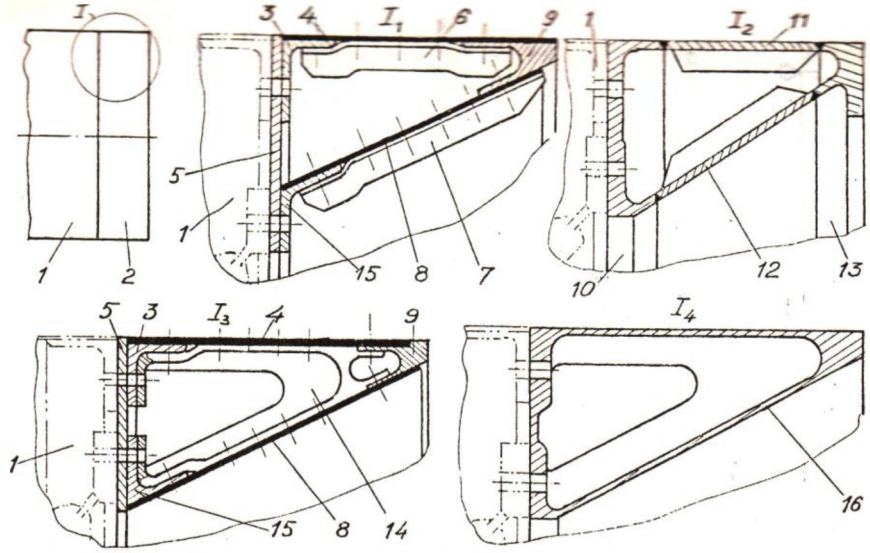


Рисунок 16.5 – Нижнее силовое кольцо (1 – верхний отсек, 2 – силовое кольцо, 3 – шпангоут, 4 – наружная оболочка, 5 – кольцо, 6,7 – стрингеры, 8 – конусная оболочка, 9,10 – шпангоуты, 11 – оболочка с ребрами, 12 – конусная оболочка, 13 – шпангоут, 14 – вкладыш, 15 – литое кольцо)

Крупногабаритное силовое кольцо

Крупные ракеты-носители могут иметь несколько двигателей 12, 24 и даже 36 камер, расположенных по периферии корпуса. В этом случае двигатели целесообразно разместить в

самом кольце. В сечении такое кольцо имеет вид треугольника с открытой одной из сторон (см. рис.16.6). В силовом отношении кольцо имеет две конусные обечайки (АВ и АС) и три шпангоута (А, В, С).

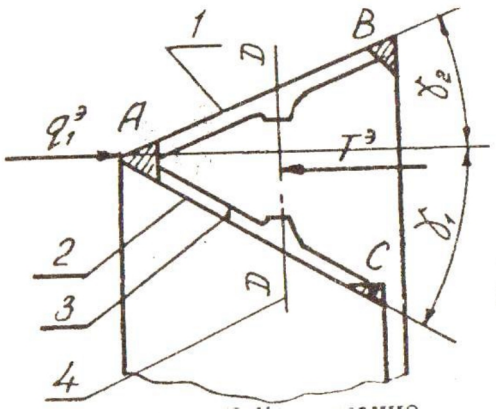


Рисунок 16.6 – Нагружение крупногабаритного силового кольца (1 – наружная оболочка, 2 – внутренняя оболочка, 3 – кронштейны крепления двигателя, 4 – ось вращения двигателя)

На каждой из конусных обечаек имеются кронштейны для крепления осей вращения камер двигателей. Эти кронштейны служат для передачи сосредоточенных сил от двигателей к верхнему шпангоуту. Кронштейны нагружаются двумя составляющими. Одна из них изгибает кронштейн, другая вызывает сжимающие усилия в верхней части кронштейна.

Каждый кронштейн может быть представлен в виде балки на двух опорах (см. рис. 16.7).

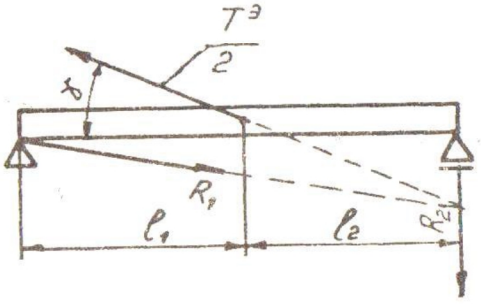


Рисунок 16.7 – Нагружение кронштейна

На кронштейн действуют:

$P_1 = \frac{T^э \cdot \sin\gamma}{2}$ - поперечная сила; $P_2 = \frac{T^э \cdot \cos\gamma}{2}$ - продольная сила

где $T^э$ - тяга двигателя; γ - угол приложения силы.

Условием прочности кронштейна является выполнение соотношения:

$$\sigma_{\max}^{P} \le \sigma_B \qquad (16.8)$$

где $\sigma_{\max}^{P}$ - максимальное напряжение в кронштейне от изгиба и сжатия,

$$\sigma_{\max}^{P} = f\left(\frac{M_{изг.м}}{W} + \frac{P_2}{F}\right);$$

f - коэффициент безопасности; $M_{изг.м}$ - максимальный изгибающий момент ($M_{изг.м} = P_1 \frac{I_1 \cdot I_2}{I_1 + I_2}$); I_1, I_2 - плечи приложения силы; W - момент сопротивления сечения кронштейна; F - площадь сечения кронштейна.

Реакции опор, действующие на нижние шпангоуты, вызывают в них растягивающие (в шпангоуте В) и сжимающие (в шпангоуте С) напряжения. Выбор сечений этих шпангоутов ведется из условий прочности:

а) для шпангоута В

$$\sigma_{ш.в.}^{P} \le \sigma_B$$

где $\sigma^{p}_{ш.в.}$ - нормальные напряжения в шпангоуте ($\sigma^{p}_{ш.в.} = \frac{f \cdot R_2 \cdot \sin\gamma_1 \cdot n_Д}{4 \cdot \pi \cdot F_{ш.в.}}$); f - коэффициент безопасности; R_1 - реакция опоры ($R_1 = \frac{I_1 I_2}{I_1 + I_2}$); $n_Д$ - число двигателей; $F_{ш.в.}$ - площадь сечения шпангоута; σ_B - временное сопротивление разрыву материала шпангоута;

б) для шпангоута С

$\sigma^{э}_{ш.с.} \le \sigma_{кр.ш.}$, $f \cdot \sigma^{э}_{ш.с.} \le \sigma_B$

где $\sigma^{э}_{ш.с.}$ - напряжения сжатия в шпангоуте С ($\sigma^{э}_{ш.с.} = \frac{R_2 \cdot \sin\gamma_2 \cdot n_Д}{4 \cdot \pi \cdot F_{ш.с.}}$); $\sigma_{кр.ш.}$ - критическое напряжение потери устойчивости шпангоута, нагруженного внешними сжимающими силами ($\sigma_{кр.ш.} = \frac{12 \cdot E_C \cdot I_C}{D_C^2 \cdot F_{ш.с.}}$); E_C - модуль упругости материала шпангоута; I_C - момент инерции сечения шпангоута; D_C - диаметр шпангоута С; $F_{ш.с.}$ - площадь сечения шпангоута С.

На рисунке 16.8 показаны три варианта конструкции силового кольца:

- кронштейны крепятся к верхним и нижним шпангоутам;
- два кронштейна объединены в один сплошной кронштейн;
- силовое кольцо цельнолитое с выступающими ребрами и бобышками.

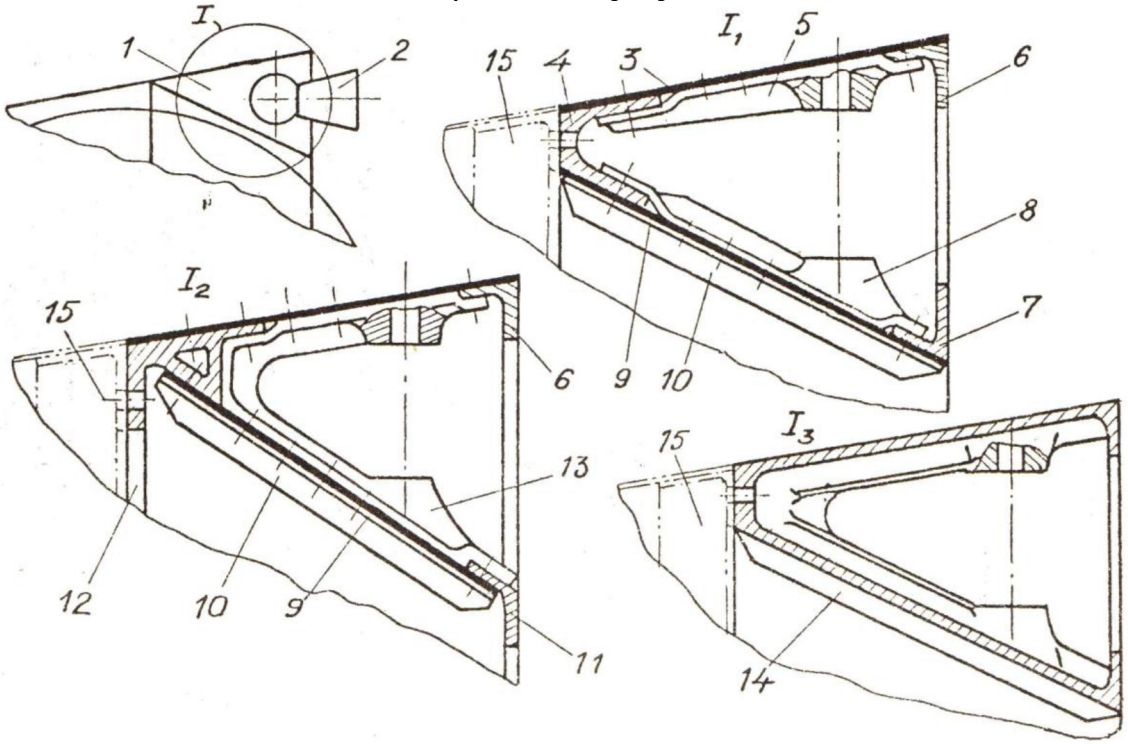


Рисунок 16.8 – Крупногабаритное силовое кольцо (1 – силовое кольцо, 2 – сопло ЖРД, 3 – внешняя оболочка, 4 – шпангоут, 5 – кронштейн, 6,7 – шпангоуты, 8 – кронштейн, 9 – внутренняя оболочка, 10 – профиль, 11,12 – шпангоуты, 13 – кронштейн-дуга, 14 – цельнометаллическое силовое кольцо, 15 – стыковой шпангоут)

17 Конструкция заправочных и дренажных устройств

В ряде случаев для управления расходом рабочего тела применяются пневмогидроклапаны. В таком клапане тарель перемещается под действием высокого управляющего давления газа, что позволяет уменьшить габариты и массу клапана.

Исходя из условий безопасной эксплуатации на земле предпочтительнее применение нормально закрытых клапанов (см. рис. 17.1). Если использовать нормально открытые клапаны (см. рис. 17.2), то при падении давления газа в управляющей полости, например при повреждении трубопровода, отказа регулятора давления и т.п., произойдет самопроизвольное открытие клапана, что может привести к аварии. Обычно используют нормально закрытые клапаны обратного действия тарельчатого типа. Однако выбор конкретной конструкции клапана зависит, прежде всего, от рода рабочего тела и конкретных условий работы в пневмогидравлической схеме.

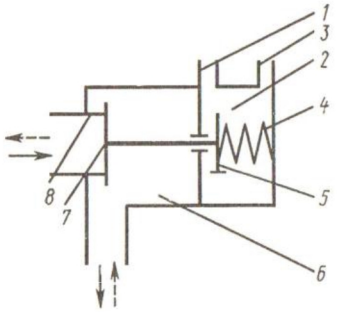


Рисунок 17.1 - Схема нормально закрытого пневмогидроклапана (1 - линия подвода управляющего давления, 2 - управляющая полость, 3 - линия дренажа, 4 – пружина, 5 – поршень, 6 - жидкостная (или газовая) полость, 7 - тарель клапана, 8 – седло)

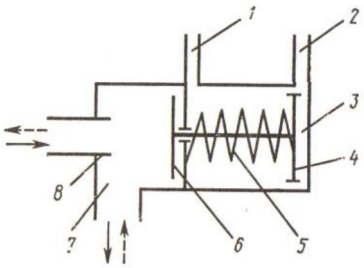


Рисунок 17.2 - Схема нормально открытого пневмогидроклапана (1 - линия дренажа, 2 - линия подвода управляющего давления, 3 - управляющая полость, 4 – поршень, 5 – пружина, 6 - тарель клапана, 7 - жидкостная (или газовая) полость, 8 – седло)

Для надежного разделения управляющей и рабочей полостей пневмогидроклапанов применяют манжетные и сильфонные уплотнения. Герметичность посадки тарели запорного органа на седло обеспечивается мягкими торцовыми уплотнениями из резины, фторопласта или капрона.

Назначение пневмогидроклапанов бывает самое разнообразное. На рисунке 17.3 показан отсечной гидропневмоклапан с манжетными уплотнениями для открытия – закрытия доступа жидкости или газа из одной магистрали в другую.

На рисунке 17.4 изображена конструкция заправочно-сливного гидропневмоклапана с сальниковым уплотнением и уплотнением камеры управляющего давления с помощью резинового и фторопластового колец. Такой клапан предназначен для заправки и слива топлива в двигательных установках.

На рисунке 17.5 показана конструкция заправочно-сливного клапана, с помощью которого осуществляется заправка и слив жидкости. При заправке жидкость, поступающая под давлением к клапану 1, открывает его. По окончании заправки усилием пружины 3 и гидростатическим давлением жидкости клапан прижимается к седлу. Слив жидкости осуществляется после принудительного открытия клапана 1. Для этого в привод 4 через штуцер 6 подается газ, под давлением которого поршень 5 перемещается, а шток 8 поршня 5

нажимает на хвостовик 9 и открывает клапан. После окончания слива жидкости газ из привода стравливается и клапан пружиной 3 прижимается к седлу. Для предотвращения проникновения жидкости в полость привода шток 8 имеет сальниковое уплотнение 7.

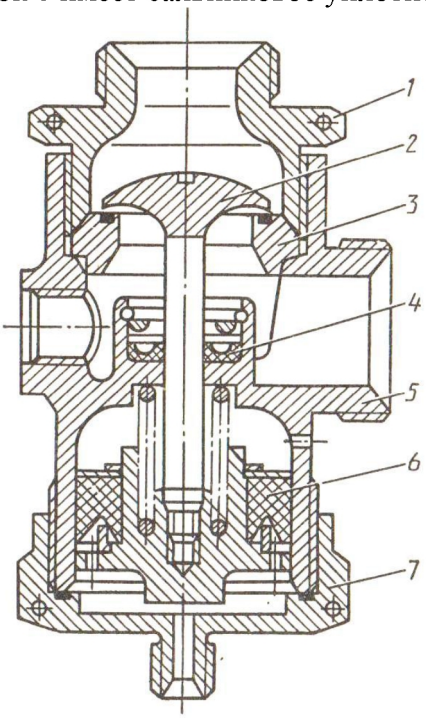


Рисунок 17.3 – Отсечной пневмогидроклапан (1,7 – штуцер, 2 – клапан, 3 – седло, 4,6 – манжеты, 5 – корпус)

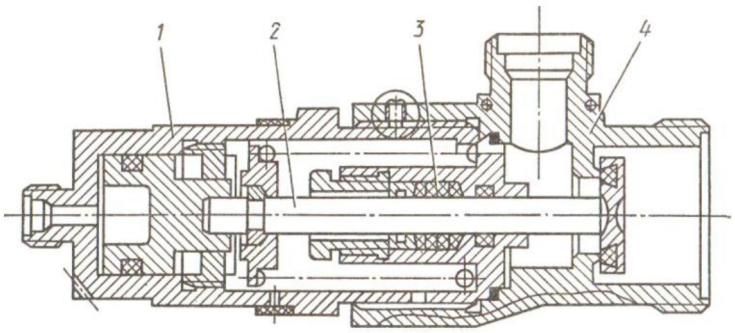


Рисунок 17.4 – Заправочно-сливной клапан (1 – штуцер, 2 - шток клапана, 3 – сальник, 4 - корпус)

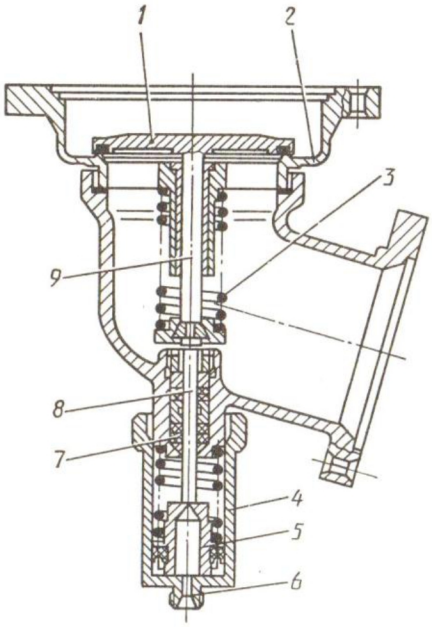


Рисунок 17.5 - Заправочно-сливной клапан (1 - тарель клапана, 2 – седло, 3 – пружина, 4 – кожух, 5 – поршень, 6 – штуцер, 7 - сальниковое уплотнение, 8 – шток, 9 - хвостовик клапана)

Одна из конструкций пневмоклапана приведена на рисунке 17.6. Пневмоклапан состоит из корпуса 1 и привода 2, поршень 5 которого жестко связан с клапаном 8. В верхней части привода установлен электрический сигнализатор 3 для контроля положения клапана. Пружина 7 удерживает клапан в открытом положении. При поступлении управляющего газа через штуцер 4 в камеру над поршнем 5 последний перемещается вместе с клапаном 8, который перекрывает расходный трубопровод 9. Открывается пневмоклапан усилием пружины 7 после дренажа газа из привода 2 через штуцер 6.

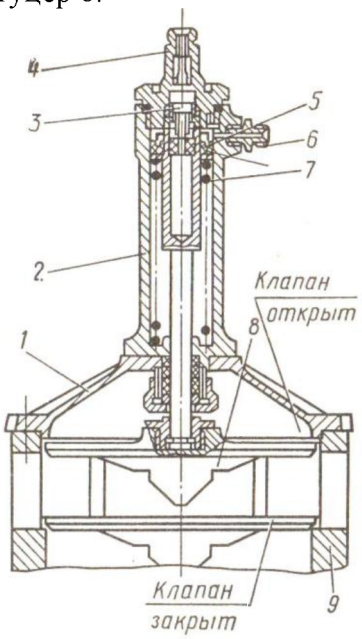


Рисунок 17.6 – Пневмоклапан (1 – корпус, 2 – привод, 3 – электрический сигнализатор, 4 – штуцер, 5 – поршень, 6 – штуцер, 7 – пружина, 8 - клапан, расходный трубопровод)

Для той же цели иногда используются и более простые средства в виде заправочно-сливных горловин (см. рис. 17.7), открытие и закрытие которых осуществляется с помощью специальных заправочно-сливных приспособлений.

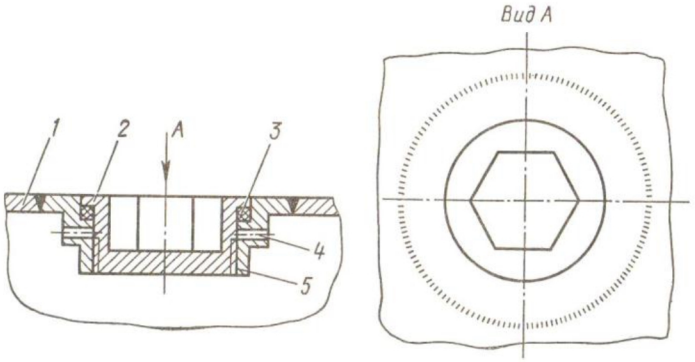


Рисунок 17.7 - Заправочно-сливная горловина (1 – корпус, 2 – пробка, 3 – прокладка, 4 - сливные отверстия, 5 – гнездо)

Стабильность времени срабатывания пневмогидроклапанов значительно хуже по сравнению с пироклапанами. Она зависит от объема управляющей полости, гидросопротивлений коммуникаций управляющего давления, трения в подвижной системе, усилий пружин и т.д.

18 Конструирование топливных баков ракет-носителей

Баки ракет, служащие для размещения компонентов жидкого топлива и других жидкостей (перекиси водорода, жидкого азота, изопропилнитрата и т.п.) можно разделить на две группы:

- несущие баки, т.е. баки, обечайки которых являются частью корпуса ракеты и передают усилия по нему;
- ненесущие баки, которые являются лишь емкостями для хранения жидкости.

Конструктивно все баки представляют собой оболочку со шпангоутами, причем последние служат для усиления мест сопряжения обечаек и днищ и для передачи усилий от отсека к отсеку.

Основным материалом для изготовления баков является дюралюминиевый сплав АМг6, достаточно прочный и хорошо свариваемый в защитной среде аргона. Для баков жидкого водорода желательно применять сплав 1201. Есть примеры изготовления баков из сталей 30ХГСА, ЭИ654, 12Х18Н10Т с нагартовкой или без нее.

Оболочки баков нагружаются внутренним избыточным давлением

$$P_a^э = P_н^э + n_x^э \cdot H \cdot \rho \cdot g \qquad (18.1)$$

где $P_н^э$ - давление наддува бака; $n_x^э$ - продольная перегрузка; H - высота столба жидкости; ρ - плотность жидкости; g - ускорение силы тяжести.

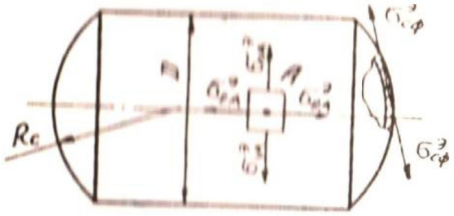


Рисунок 18.1 – Нормальные напряжения растяжения

Под действием этого давления в оболочке бака появляются нормальные напряжения растяжения (см. рис. 18.1.):

- в цилиндрических и конических (при малой конусности) обечайках:

$\sigma_{1a}^э = \dfrac{P_a^э \cdot D}{2 \cdot \delta}$ - в продольном сечении;

$\sigma_{2a}^э = \dfrac{P_a^э \cdot D}{4 \cdot \delta}$ - в поперечном сечении;

$\sigma_{2a}^э = \dfrac{P_a^э \cdot R_c}{2 \cdot \delta}$ - в сферических оболочках;

где D - диаметр бака; R_c - радиус сферы; δ - толщина обечайки;

- в торовых баках (см. рис. 18.2а) напряжения вычисляются по формулам:

$$\sigma_{1T}^э = \frac{P^э \cdot r \cdot (2 \cdot R_T - r)}{2 \cdot \delta \cdot (R_T - r)};$$

$$\sigma_{2T}^э = \frac{P^э \cdot r}{\delta};$$

$$\sigma_{3T}^э = \frac{P^э \cdot r \cdot (2 \cdot R_T + r)}{2 \cdot \delta \cdot (R_T + r)}$$

где $P^э = P_н^э$ - избыточное давление в баке; R_T - радиус тора; r - радиус образующей тора;

- в кольцевых баках (см. рис. 18.2б) напряжения вычисляются так же, как в торовом баке:

$\sigma_{1H}^э = \dfrac{P_H^э \cdot D}{2 \cdot \delta}$ - нормальные напряжения в продольном сечении наружной оболочки;

$\sigma_{1B}^{э} = \dfrac{P_H^{э} \cdot d}{2 \cdot \delta}$ - нормальные напряжения в продольном сечении внутренней оболочки;

где D - внешний диаметр бака; d - внутренний диаметр бака.

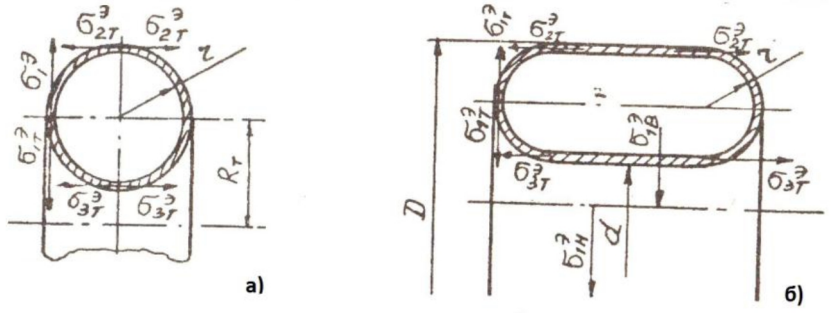


Рисунок 18.2 – Схема торового (а) и кольцевого бака (б)

Внешние обечайки несущих кольцевых и обечайки цилиндрических баков участвуют в передаче сил вдоль корпуса ракеты и воспринимают такие нагрузки, как перерезывающая сила $Q^{э}$ и изгибающий момент $M_{изг}^{э}$ в сечении бака и осевая сила $N^{э}$.

При этих нагрузках появляются:

- $\tau_{\max}^{э} = \dfrac{Q^{э} \cdot S}{I \cdot \delta}$ - максимальные касательные напряжения;

где S - статический момент отсеченной площади сечения ($S = \dfrac{D^2 \cdot \delta}{2}$); I - момент инерции площади сечения ($I = \dfrac{\pi \cdot D^3 \cdot \delta}{8}$);

- $\sigma_{\max}^{э} = \sigma_2^{э} - \dfrac{M_{изг}^{э}}{W} - \dfrac{N^{э}}{F}$ - максимальные нормальные напряжения;

где W - момент сопротивления сечения бака ($W = \dfrac{\pi \cdot D^2 \cdot \delta}{4}$); F - площадь сечения бака ($F = \pi \cdot D \cdot \delta$); $\sigma_2^{э} = \sigma_{2T}^{э}$ - для торового бака; $\sigma_2^{э} = \sigma_{2a}^{э}$ - для цилиндрического бака;

- $\sigma_m^{э} = \sigma_2^{э} - \dfrac{|N^{э}|}{F}$ - нормальные напряжения в зоне максимальных касательных напряжений

Условиями прочности внешних обечаек кольцевых баков и обечаек цилиндрических баков являются соотношения:

$$f \cdot \sigma_{\max}^{э} \le k_c \cdot \sigma_B, \quad \text{если } \sigma_{\max}^{э} > 0; \qquad (18.2)$$

$$\left(\frac{\tau_{\max}^{э}}{\tau_{кр}}\right)^2 + \left(\frac{|\sigma_m^{э}|}{\sigma_{кр}}\right)^2 \le 1, \quad \text{если } \sigma_m < 0$$

где $\tau_{кр}$ - критические напряжения на сдвиг гладкой цилиндрической оболочки; f - коэффициент безопасности; k_c - коэффициент ослабления материала в зоне сварки; $\sigma_{кр}$ - критические напряжения сжатия для гладкой цилиндрической оболочки.

В местах соединения цилиндрической (или конической) обечайки и днища устанавливаются усиленные шпангоуты (см. рис. 18.3), которые под действием внутреннего избыточного давления подвергаются сжатию.

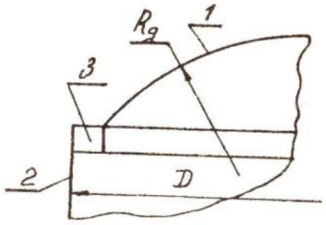


Рисунок 18.3 – Схема размещения шпангоута (1 – днище; 2 – обечайка бака; 3 – шпангоут)

Условием прочности шпангоута является соотношение:

$$f \cdot \left|\sigma_ш^э\right| \le k_c \cdot \sigma_B, \qquad (18.3)$$

где $\sigma_ш^э$ - нормальные напряжения в шпангоуте ($\sigma_ш^э = \frac{p^э \cdot D}{8 \cdot F_ш}\sqrt{4R_Д^2 - D^2}$); $F_ш$ - площадь сечения шпангоута; $R_Д$ - радиус днища; D - диаметр бака.

1) Формы баков

Выбор формы бака диктуется, в основном, необходимостью создания ракеты с наиболее плотной компоновкой. Кроме того, приходится учитывать достоинства и недостатки каждой формы. В таблице 18.1 дан анализ каждой из приведенных на рисунке 18.4 форм.

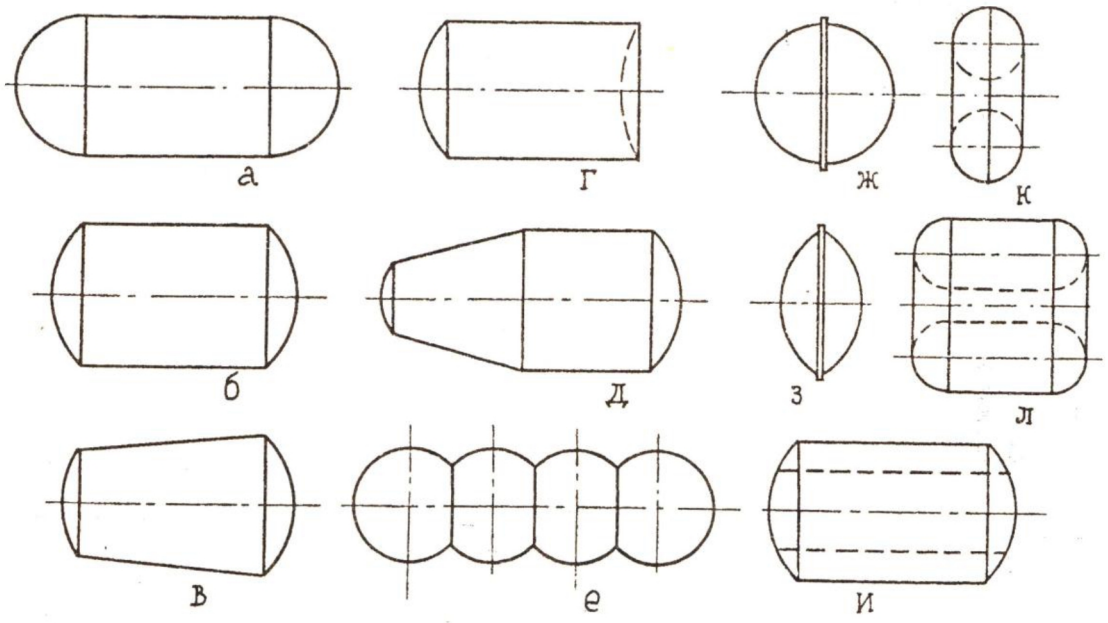


Рисунок 18.4 – Формы баков (а – цилиндрический с полусферами, б – цилиндрический, в – конусный, г – цилиндрический, д – сложной формы, е – ячеистый бак, ж – сферический, з – чечевицеобразный, и – бак в баке, к – торовый бак, л – кольцевой бак)

Таблица 18.1 – Характеристики форм баков

Форма бака	**Основные достоинства**	**Недостатки**
Цилиндрический бак с полусферическими днищами	1. Небольшая масса оболочки; 2. Небольшая масса шпангоутов	1. Слишком велика масса юбок бака и других отсеков, соединяющихся с баком
Цилиндрический бак с днищами – сферическими сегментами	1. Наиболее часто встречающаяся форма	
Конусный бак с днищами – сферическими сегментами	1. Плотно заполняет конусную часть корпуса	

Форма бака	Основные достоинства	Недостатки
Цилиндрический бак с вогнутым днищем для образования совмещенного днища	1. Возможность осуществлять плотную компоновку; 2. Не требуются межбаковые отсеки или юбки баков	1. Сложна конструкция совмещенного днища; 2. Затруднен забор топлива из бака; 3. Затруднено крепление тоннельных труб; 4. Затруднена установка теплоизоляции
Бак сложной формы – сочетание цилиндра и конуса	1. Плотное заполнение корпуса	1. В месте сочетания конуса и цилиндра требуется установка дополнительного силового шпангоута
Ячеистый бак	1. Можно плотно заполнить объемы любой формы; 2. Наименьшая масса бака при том же объеме	1. Сложен в изготовлении; 2. Чувствительность к неточности изготовления отдельных элементов; 3. Затруднено крепление бака
Сферический бак	1. Наименьшая масса бака	1. Затруднено крепление бака; 2. Слишком велика масса юбок и других, соединяющихся с баком, элементов; 3. Слишком много пустых мест в корпусе
Чечевицеобразный бак	1. Возможность более плотного заполнения корпуса; 2. Хорошо сочетается с цилиндрическим баком через совмещенное днище	1. Слишком велика масса бака; 2. Затруднено крепление бака
Бак в баке	1. Возможность более плотного заполнения корпуса; 2. Масса бака в баке меньше суммарной массы двух баков	1. Сложность изготовления бака; 2. Затруднен забор топлива из баков
Торовый бак	1. Можно достичь более плотной компоновки	1. Затруднено крепление бака
Кольцевой бак	1. Возможность более плотного заполнения корпуса; 2. Бак может быть несущим; 3. Возможно крепление ЖРД к баку	1. Сложность изготовления; 2. Велика масса внутренней оболочки

2) Обечайки баков

Цилиндрические и конические обечайки (см. рис. 18.5) баков свариваются из заранее согнутых листов или, если обеспечивается прочность, даже из фольги. Если габариты листов не позволяют сделать целиком всю обечайку, то ее сваривают из предварительно сваренных колец. Обечайки баков могут быть не только гладкими, но и с продольными (внутренними или наружными) подкрепляющими ребрами. Эти ребра необходимы в том случае, если в обечайке в процессе эксплуатации возможно появление усилий сжатия. Обечайка может иметь и вафельное подкрепление, способное воспринимать внутреннее и внешнее избыточное давление.

Наиболее прочное соединение обечаек получается при двухстороннем фрезеровании. При отсутствии фрезерования и при фрезеровании снаружи проще обеспечить чистоту внутри бака, т.к. кромки в местах фрезерования имеют неровности, в которых при промывке может остаться мусор.

Сварка листов обечаек и колец при малой толщине ведется встык без разделки кромок, при большой толщине - с разделкой кромок, иногда с двух сторон.

Элементы колец 2 и 4 свариваются встык. При этом усиление шва производят либо за счет фрезерования остальной части поверхности (для материала АМг6), либо путем постановки на точечной сварке накладок 5.

Кольца свариваются в единую обечайку встык или внахлестку 1. При сварке внахлестку для герметичности применяется роликовая сварка, для усиления - точечная сварка.

Химическое фрезерование может быть как одно-, так и двустороннее.

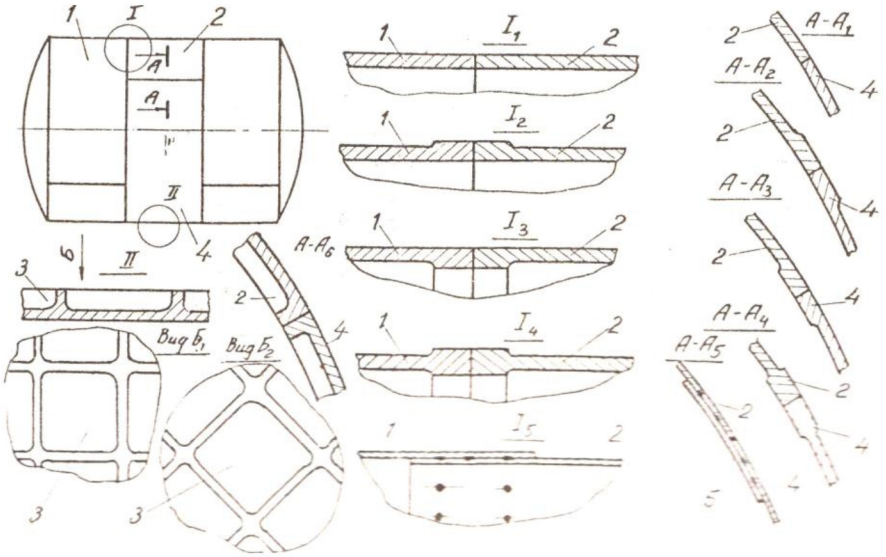


Рисунок 18.5 – Обечайки баков (1,2 – кольца, 3 – вафельная обечайка, 4 – часть кольца, 5 – накладка)

3) Раскрой днищ

Днища баков желательно штамповать из одного листа. При отсутствии листов с необходимыми габаритами их приходится делать составными следующими методами (см. рис. 18.6):

а) вначале листы сваривать встык, а затем из этой заготовки штамповать днище;

б) штамповать части днища 1 и 2 , фрезеровать сварные кромки и сваривать части воедино. Такое соединение обеспечивает большую, чем в способе а) прочность;

в) днища собирать и сваривать из предварительно отштампованных лепестков 4 и полюсной части 3. Такая сборка применима при изготовлении баков с большими габаритами.

Для днищ, изготавливаемых из АМг6, желательно применять химическое фрезерование и снимать лишний материал по всей поверхности, за исключением зон сварки. Такая операция делает оболочку равнопрочной с материалом в зоне сварки, где из-за сварки происходит некоторая потеря прочности.

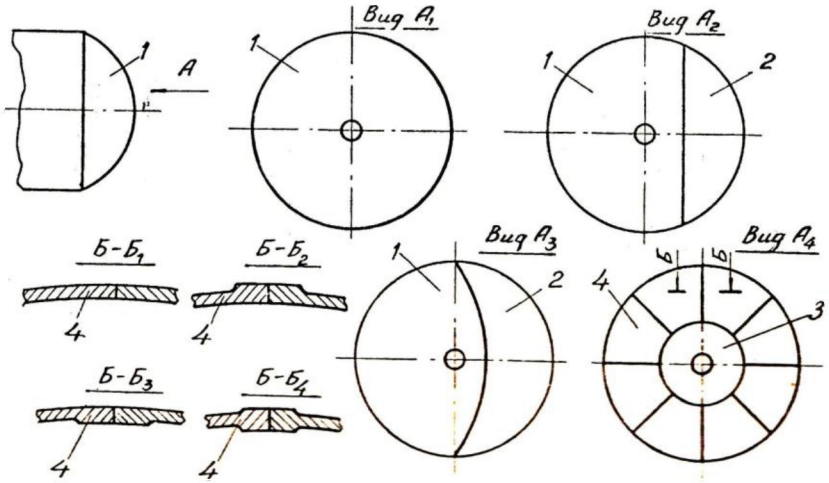


Рисунок 18.6 – Раскрой днищ (1 – днище; 2 – часть днищ; 3 – полюсная часть; 4 – лепесток)

4) Совмещенные днища баков без теплоизоляции

Совмещенные днища баков, несмотря на некоторую сложность конструкции и на затруднения при сборке и эксплуатации, позволяют создавать более плотную компоновку, а. следовательно, меньшие габариты. На рисунке 18.7 даны несколько вариантов конструкции совмещенных днищ:

- (I_1) - совмещенное днище состоит из двух частей. Часть ***3*** приваривается к обечайке роликовой сваркой вслед за приваркой части ***4***. В районе полюса эти две части касаются друг друга, обеспечивая тем самым совместную работу при перепаде давления в баках ***1*** и 2.
- (I_2) - двойное днище заменено одинарным ***4*** с силовым шпангоутом ***5***.
- (I_3) - верхний бак ***1*** делается обычной конструкции, а нижний ***2*** -без верхнего днища. Нижний бак прикрепляется к верхнему через шпангоут ***11***. Герметичность обеспечивается постановкой прокладки ***10***;
- (I_4) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно. Каждый из них имеет свою часть совмещенного днища ***4*** и ***8***. Затем они соединяются между собой путем сварки шпангоутов ***5*** и ***7***;
- (I_5) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно, как у конструкции (I_4), но соединяются шпангоуты между собой "в шип" с фиксацией пружинным кольцом ***9***, входящим в углубления шпангоутов ***5*** и ***7***.

В вариантах (I_4) и (I_5) между частями совмещенного днища устанавливаются упоры - бобышки с тем, чтобы обе части днища работали совместно.

При конструировании совмещенных днищ необходимо иметь в виду, что в эксплуатации перепад давления не должен вызывать напряжений сжатия в оболочке днищ. С точки зрения прочности толщину каждой части двойного днища можно принять равной половине однослойного днища.

Полость между двумя днищами дренируется, и если нарушена герметизация какого-либо шва, то из дренажного отверстия появятся пары просочившейся жидкости.

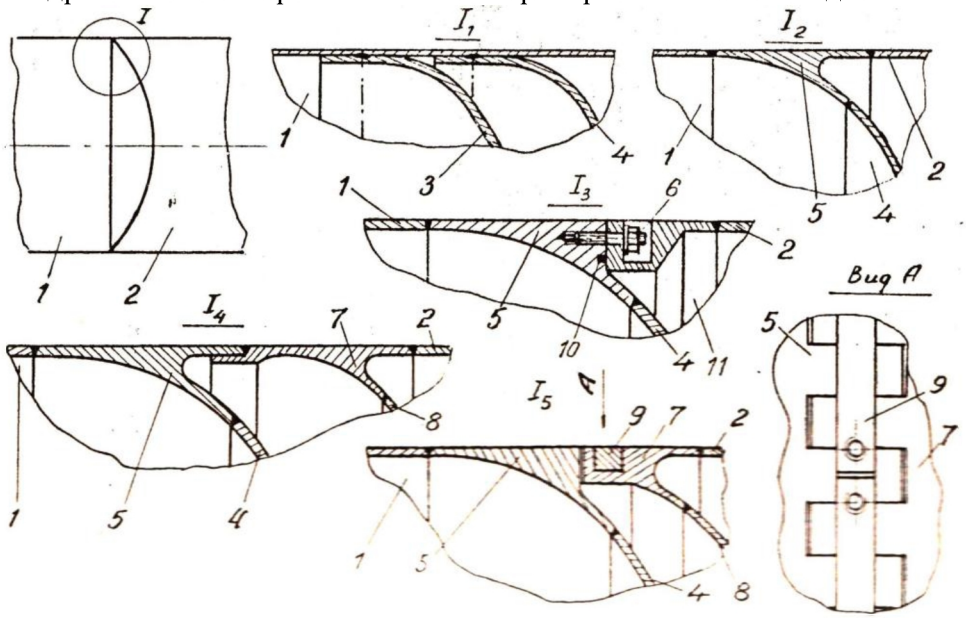


Рисунок 18.7 – Совмещенные днища баков без теплоизоляции (1 – верхний бак; 2 – нижний бак; 3 – верхняя часть днища; 4 – нижняя часть днища; 5 – шпангоут; 6 – крепеж; 7 – шпангоут; 8 – днище; 9 – пружинное кольцо; 10 – герметизирующая прокладка; 11 – шпангоут)

5) Совмещенные днища с теплоизоляцией

Если днища разделяют компоненты топлива с сильно отличающимися температурами (жидкий кислород и керосин, жидкий водород и жидкий кислород), то совмещенные днища

должны не только разделять компоненты, но и, по возможности, теплоизолировать один бак от другого.

На рисунке 18.8. представлены варианты совмещенных днищ:

- (I_1) - днище сварной конструкции. Между верхней и нижней частями днгаца находится жесткий теплоизолятор (пенопласт, стеклосоты и т.п.), который крепится лишь к одной части днища. В этой конструкции тепло " перетекает" через шпангоут 2, не защищенный теплоизоляцией;
- (I_2) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно. К одному из днищ приклеивается теплоизоляция. Соединяются оба бака через теплоизолирующее кольцо 7 с помощью шпилек, имеющих малую теплопроводность, например, изготовленных из высоколегированных нержавеющих сталей. Усилие сжатия передается от шпангоута 10 к шпангоуту 2 через теплоизолирующее кольцо 7, имеющее достаточно высокую прочность;
- (I_3) - так же, как и в конструкции (I_2), баки изготавливаются отдельно, но шпангоуты 10 и 2 соединяются между собой с помощью теплоизолирующей накладки 11, закрепленной на баках винтами 12. Эти винты не воспринимают нагрузок. Усилия сжатия передаются через торцы цилиндрических накладок 11.

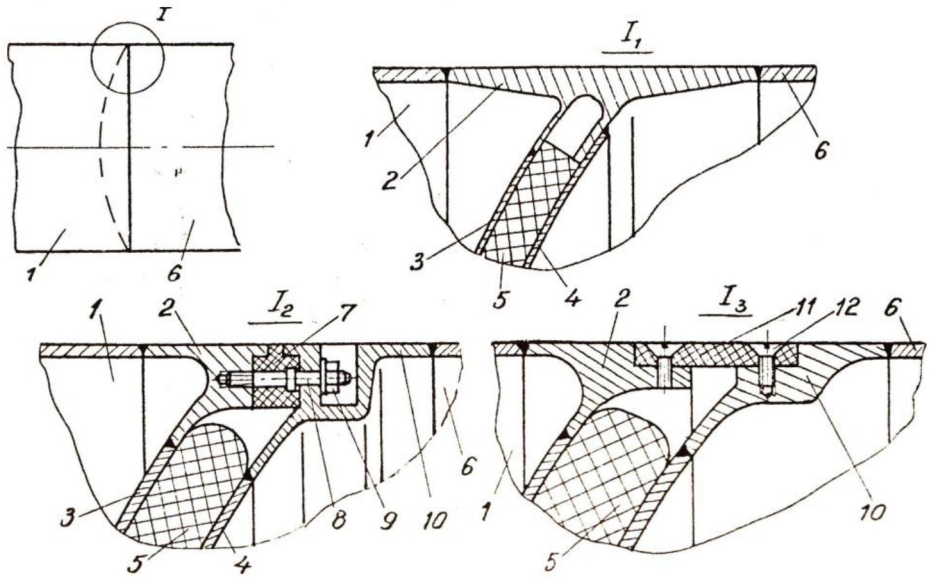


Рисунок 18.8 – Совмещенные днища с теплоизоляцией (1 – обечайка; 2 – шпангоут; 3 – верхнее днище; 4 – нижнее днище; 5 – теплоизоляция; 6 – обечайка; 7 – теплоизолирующее кольцо; 8 – шпилька;
9 – гайка; 10 – шпангоут; 11 – накладка; 12 – винт)

6) Крепление ненесущего бака

На рисунке 18.9 показан пример крепления цилиндрического ненесущего бака, который подвешен на "серьгах" 2. Бак аналогично может быть не подвешен, а поставлен.

Другой конец бака имеет возможность перемещаться в продольном направлении (при заправке, при подаче давления наддува и т.п.), но для предотвращения перемещения в поперечном направлении устанавливают ограничители 10 с прокладками 11 из войлока или резины. Ограничители должны быть установлены так, чтобы они упирались в шпангоут бака 12.

Баки ракет "дышат", т.е. изменяют свои размеры при появлении внутри избыточного давления.

На рисунке 18.10 показана схема нагружения серег 2, которые воспринимают усилия как от продольной, так и от поперечной перегрузок и в то же время не препятствуют изменению диаметра бака.

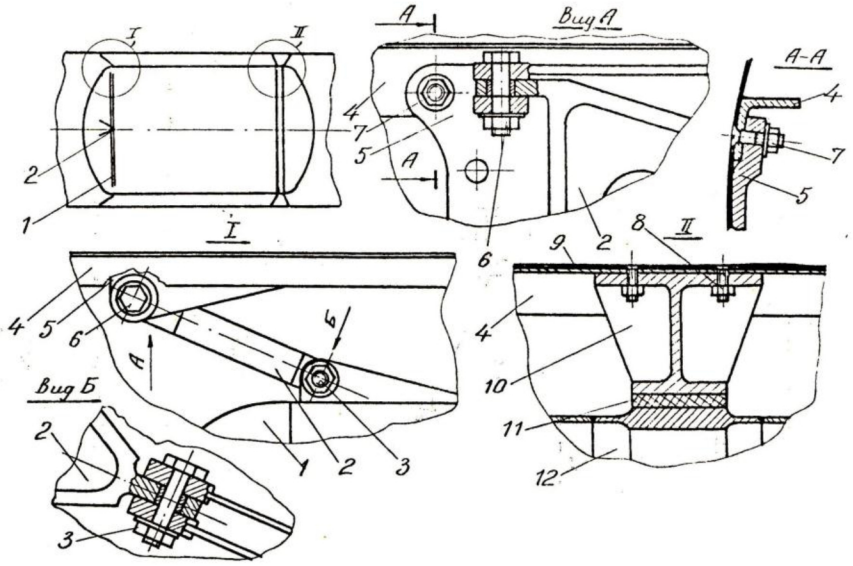


Рисунок 18.9 – Крепление несущего бака (1 – несущий бак; 2 – серьга; 3 – крепеж; 4 – профиль; 5 – кронштейн; 6,7 – крепежи; 8 – крепеж опоры; 9 – обшивка корпуса; 10 – опора; 11 – прокладка; 12 шпангоут)

От поперечной перегрузки на одну из серег действует сила, которая появляется на опорах бака, в предположении, что бак лежит на двух опорах:

$$F_y = \frac{f \cdot n_y^{Э} \cdot m \cdot g \cdot (L_Б - l)}{4 \cdot L_Б} \qquad (18.4)$$

где m - масса бака (с топливом и без топлива); f - коэффициент безопасности; $n_y^{Э}$ - эксплуатационная перегрузка при транспортировании или в полете; g - ускорение силы тяжести; $L_Б$ - расстояние между опорами крепления бака.

От продольной перегрузки на серьгу действует сила:

$$F_x = \frac{f \cdot n_x^{Э} \cdot m \cdot g}{n_{сер}} \qquad (18.5)$$

где $n_x^{Э}$ - эксплуатационная продольная перегрузка; $n_{сер}$ - число серег.

Усилия F_x и F_y вызывают реакции в опорах:

$$R_1 = F_y, \quad R_2 = \frac{F_x}{2} \pm F_y \cdot \frac{L}{H} \qquad (18.6)$$

где L и H - размеры серьги.

Эти силы не должны вызывать поломку серьги, кронштейнов и «ушей». Не должны также появляться напряжения смятия и среза болтов, кронштейнов и серьги, превышающие допустимые значения.

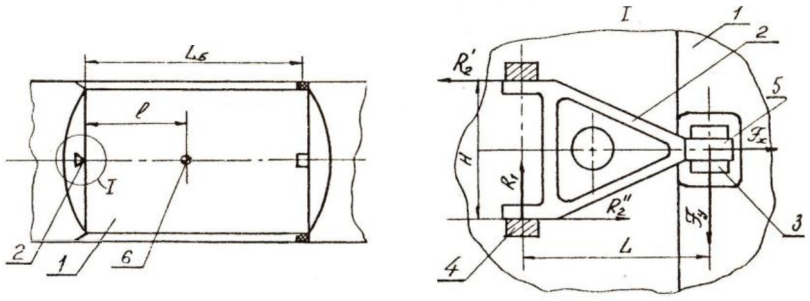


Рисунок 18.10 – Схема нагружения серег (1 - цилиндрический бак; 2 – серьга; 3 – кронштейн на баке; 4 – кронштейн на корпусе; 5 - "уши" серьги; 6 – центр массы бака)

7) Крепление торового бака

Торовый бак при подаче внутрь него избыточного давления изменяет размеры ("дышит"), поэтому крепление (см. рис. 18.11.) должно обеспечить такое "дыхание", но не должно позволять перемешаться центру массы бака в поперечном направлении.

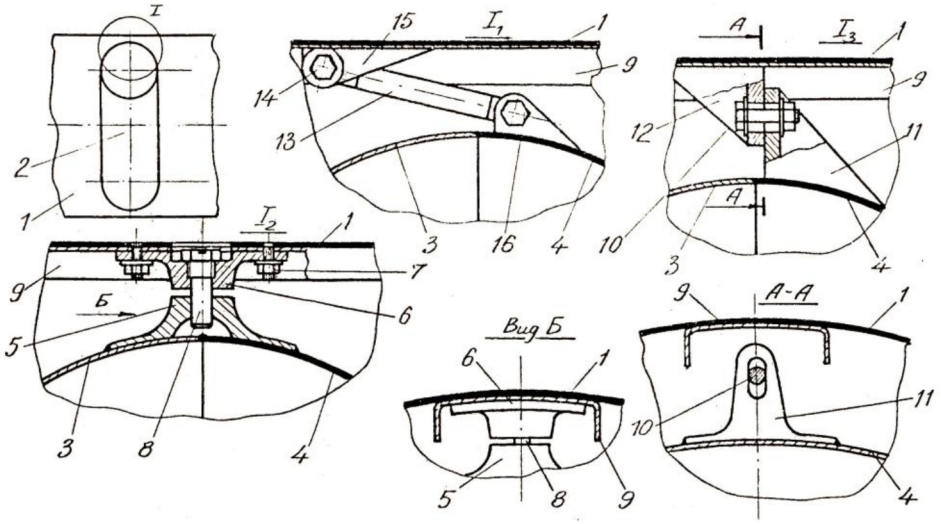


Рисунок 18.11 – Крепление торового бака (1 – корпус ракеты; 2 – торовый бак; 3,4 – полуторы; 5,6 – кронштейны; 7 – крепеж; 8 – штырь; 9 – профиль; 10 – крепеж; 11,12 – кронштейны; 13 – серьга; 14 – крепеж; 15 – кронштейны)

Один из вариантов такого крепления - это вариант с применением серег 13.

Есть другие варианты крепления:

- крепление с помощью штырей 8. Таких штырей должно бить не менее трех, желательно иметь четыре штыря. Наиболее ответственной деталью такого крепления является сам штырь, который работает как защемленная балка, и за счет наличия зазора, необходимого для "дыхания", в нем появляются большие изгибные напряжения;
- крепление со скольжением. Такое крепление требует овальных отверстий в кронштейнах 12 и (или) 11. Все усилия, действующие на бак, из-за перегрузок воспринимаются кронштейнами на баке и на корпусе ракеты. По этим усилиям подбирают сечения кронштейнов и нормали крепежа.

8) Стыковые шпангоуты баков

Баки соединяются с другими отсеками и с соседними баками с помощью юбок или с помощью шпангоутов, которые одновременно служат усилением соединения обечайки и днища. Конструктивные варианты соединения между собой обечаек, днищ и шпангоутов показаны на рисунке 18.12.

- (I_1) - наиболее простой в сварке, но требуется изготовление шпангоута – кольца;
- (I_2) - шпангоут облегченной конструкции с внутренним кольцевым каналом. Конструкция малой массы, но требует изготовления "макаронины" - профиля с внутренним каналом с последующей гибкой и сваркой профиля в кольцо;
- (I_3) - кольцо-шпангоут 3 приварен к днищу;
- (I_4) - усиление соединения днища и обечайки набрано из деталей, отштампованных из листового материала. Такая конструкция не требует применения карусельных станков, но требует слишком много технологических операций, особенно, если детали 4 и 5 необходимо изготавливать из частей с последующей сваркой в единое кольцо;
- (I_5), (I_6) - шпангоуты являются переходником и служат для усиления стыка обечайки, днища и юбки.

Особенностью конструкции вариантов (I_1), (I_5), (I_6) является то, что шпангоуты 3 необходимо точить из сплошного кольца, а не изготавливать из профиля с последующей сваркой, т.к, при сварке с последующей механической обработкой может появиться

негерметичность из-за пористости в шве при сварке шпангоута или его заготовки. При этом негерметичность может быть обнаружена только при проверке на герметичность бака целиком.

В варианте (I_2) допустимо изготовление шпангоута из профиля с последующей сваркой в кольцо, но с проверкой герметичности сварки на стадии изготовления шпангоута путем подачи давления в полость кольца (до разделки отверстий под крепеж).

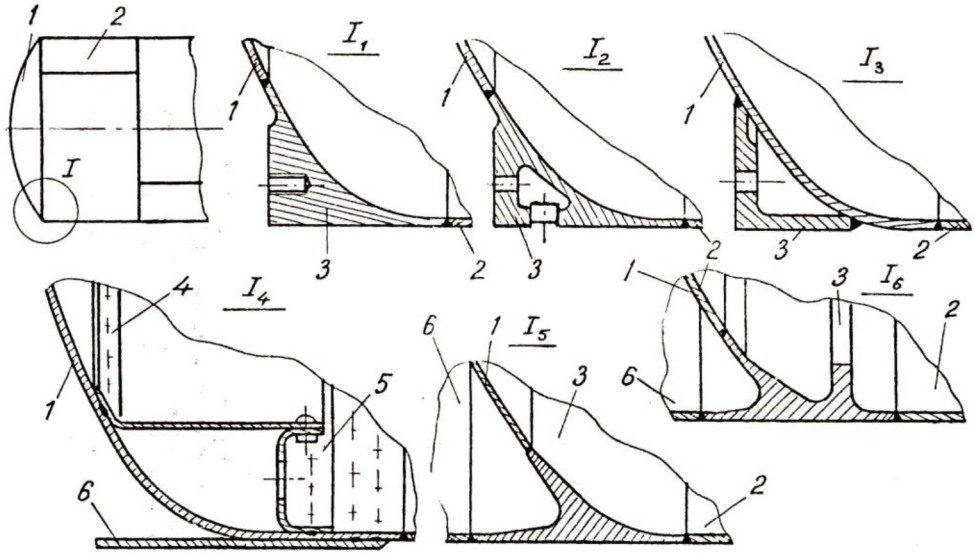


Рисунок 18.12 – Стыковые шпангоуты баков (1 – днище; 2 – обечайка; 3 – стыковой шпангоут; 4 – кольцо; 5 – шпангоут; 6 – «юбка»)

9) Рядовые шпангоуты баков

Рядовые шпангоуты баков могут быть использованы для:

- поддержания формы при сварке обечайки бака,
- поддержания формы бака при его транспортировке,
- поддержания формы бака при появлении набольших внешних нагрузок (перепад между давлением в баке и атмосферным давлением, реакции опор, давление ветра и т.п.),
- увеличения собственной частоты колебаний в обечайке,
- восприятия нагрузок, появляющихся при изломе образующей бака.

На рисунке 18.13 показаны примеры конструкции рядовых шпангоутов. Они могут быть:

- отштампованы из листового материала и приварены к обечайке (I_1);
- собраны с использованием заклепок (I_2 и II_1);
- изготовлены из профиля и приварены к обечайке или вварены в обечайку (II_2 *и* II_3).

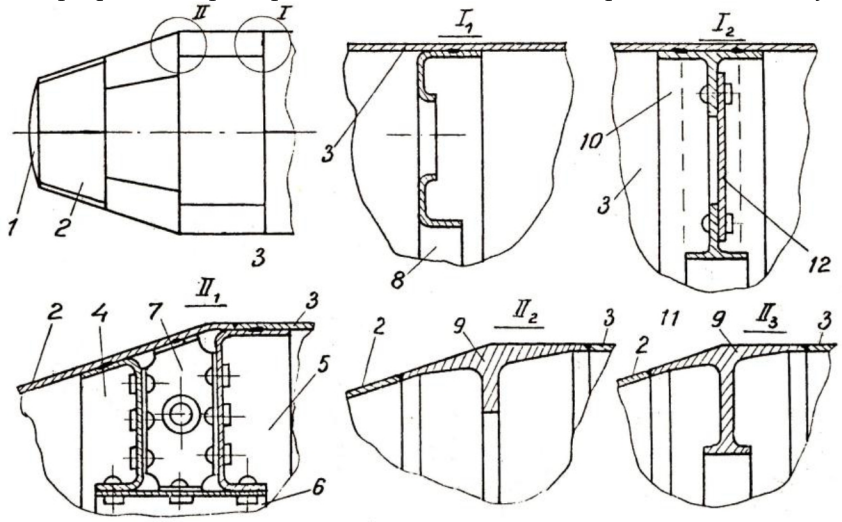


Рисунок 18.13 – Рядовые шпангоуты баков (1 – днище; 2 – обечайка; 3 – кольцо обечайки; 4,5 – шпангоут; 6 – накладка; 7 – вкладыш; 8,9 – шпангоуты)

Если сваренный полностью бак транспортировать, заправлять и опоражнивать при наличии внутреннего давления в баке, тогда рядовых шпангоутов на участках бака с прямолинейными образующими (цилиндр, конус) может и не быть, что резко уменьшит общую массу бака, но усложнит технологию изготовления бака и эксплуатацию ракеты. Такой бак имеется на ракете "Атлас" (США).

Шпангоуты, расположенные в местах излома образующих обечаек бака (II_1), (II_2), (II_3), воспринимают сжимающие или растягивающие усилия:

- P_1, P_2 - продольные усилия в баке;
- P_3 - растягивающие усилия;
- P_4 - сжимающие усилия.

Условия прочности таких шпангоутов обеспечиваются выполнением неравенства:

$f \cdot \sigma^{э} \le \sigma_B$, если в шпангоуте растягивающие напряжения,

$\left|\sigma^{э}\right| \le \sigma_{кр}$, если в шпангоуте сжимающие напряжения,

где f - коэффициент безопасности, $\sigma^{э}$ - напряжение в шпангоуте ($\sigma^{э} = \dfrac{p^{э} \cdot D^2 \cdot \sin\alpha}{8 \cdot F_{ш}}$); $p^{э}$ - продольное погонное усилие в обечайке ($p^{э} = \dfrac{N^{э}}{D}$); D - диаметр бака в месте излома образующей; $N^{э}$ - продольное усилие в оболочке (за счет продольной перегрузки и давления в баке); $F_{ш}$ - площадь сечения шпангоута; α - угол между образующими в месте излома (см. рис. 18.14); $\sigma_{кр}$ - критические напряжения на сжатие кольца (общие или местные).

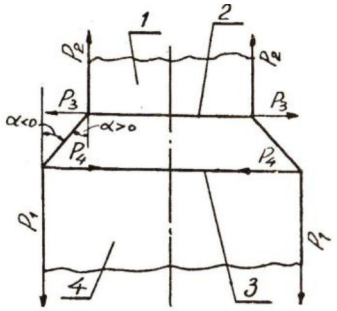


Рисунок 18.14 – Усилия, действующие на шпангоуты в месте излома (1 – обечайка; 2 – шпангоут; 3 – шпангоут; 4 – обечайка)

10) Шпангоуты сферических баков

Сферические баки, встроенные в корпус ракеты, могут иметь силовые шпангоуты 3 (см. рис. 18.15), служащие не только для крепления бака, но и для передачи усилий вдоль корпуса. Из-за разности жесткостей шпангоута и оболочки возле шпангоута появляются большие изгибные напряжения, которые могут быть сглажены за счет переменных по толщине полок профиля шпангоута (I_2). Для этих же целей уменьшают жесткость шпангоута путем вырезания его полки (A_2).

При необходимости присоединения к оболочке фермы, переходного отсека и других силовых конструкций необходимо в оболочку бака вваривать дополнительный шпангоут б. При этом следует выполнять требование к конструкции тонкостенных оболочек -теоретические контуры сферы и других оболочек должны сопрягаться по касательной, исключив, по возможности, силы, нормальные к оболочке.

Размеры сечения шпангоута выбирают в соответствии с размерами присоединяемых к нему фланцев отсеков.

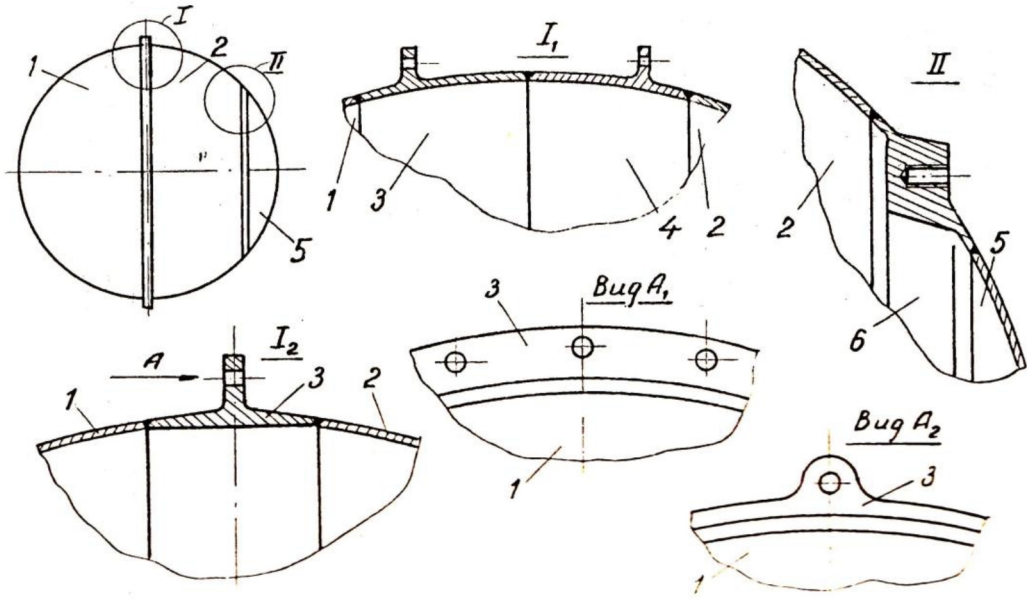


Рисунок 18.15 – Шпангоуты сферических баков (1 – полусфера; 2 – сферическая обечайка; 3,4 – шпангоуты; 5 – донышко; 6 – дополнительный шпангоут)

11) Шпангоуты торовых баков

Шпангоуты торовых баков (см. рис. 18.16) напоминают по конструкции шпангоуты сферических баков. Для крепления каких-либо устройств к внутренней поверхности торового бака применяют вваренные в оболочку шпангоуты 4.

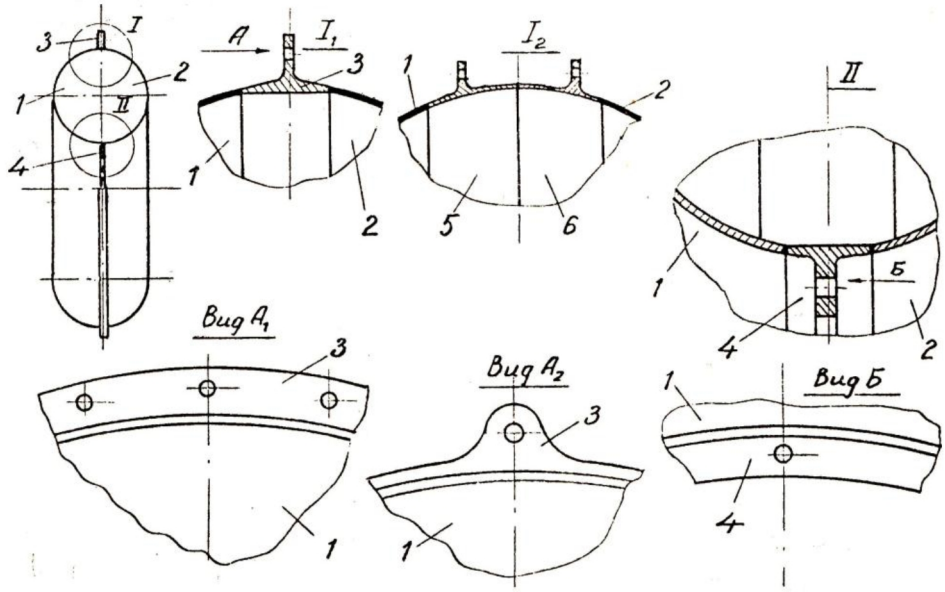


Рисунок 18.16 – Шпангоуты торовых баков (1,2 – полуторовые оболочки; 3 – шпангоут; 4 – внутренний шпангоут; 5,6 – полушпангоуты)

12) Шпангоуты кольцевых баков

Шпангоуты кольцевых баков (см. рис. 18.17) служат для крепления бака в корпусе 6, 8, 9 и для крепления на баке каких-либо приборов или двигателя 7. Кроме того, имеются подкрепляющие шпангоуты 5, которые поддерживают оболочку 4, нагруженную давлением в баке. Без этих шпангоутов оболочка, нагруженная внешним для нее давлением, может потерять устойчивость. Размеры сечения подкрепляющих шпангоутов выбирают из условия, что

$$\left|\sigma_{ш}^{Э}\right| \le \sigma_{кр} \qquad (18.7)$$

где $\sigma_ш^э$ - нормальные напряжения в шпангоуте ($\sigma_ш^э = \frac{p_н^э \cdot a \cdot R}{F_ш}$); $p_н^э$ - давление в баке; a - шаг шпангоутов; R - радиус шпангоута; $F_ш$ - площадь сечения шпангоута; $\sigma_{кр}$ - критические напряжения шпангоута на сжатие ($\sigma = \frac{E \cdot I_ш}{R^2 \cdot F_ш}$); E - модуль упругости материала шпангоута; $I_ш$ - момент инерции сечения шпангоута.

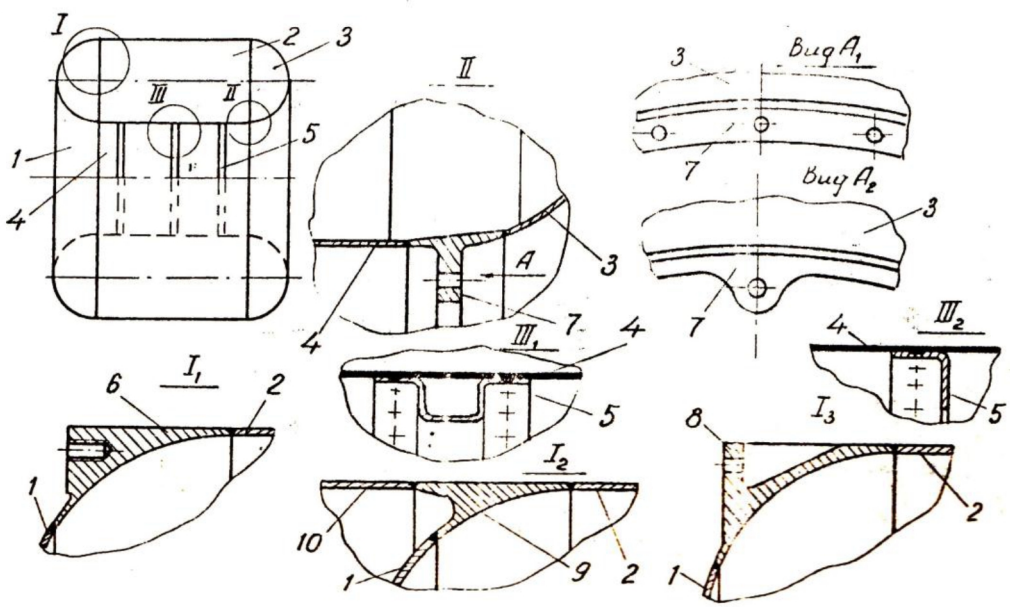


Рисунок 18.17 – Шпангоуты кольцевых баков (1 – полуторовая оболочка; 2 – внешняя оболочка; 3 – полутор; 4 – внутренняя оболочка; 5 – подкрепляющий шпангоут; 6 – стыковой шпангоут; 7 – шпангоут; 8 – стыковой шпангоут; 9 – шпангоут; 10 юбка бака)

13) Ячеистый бак

Ячеистый бак (см. рис. 18.18) состоит из нескольких сферических оболочек 1, 2, 3, соединенных между собой через кольцевые шпангоуты 4. Шпангоуты могут иметь диафрагму 5. Шпангоут 4 нагружается растягивающими усилиями в плоскости кольца при любых радиусах соединяемых оболочек. Условие прочности этого кольца без диафрагмы имеет вид:

$$f \cdot \sigma_к^э \le \sigma_B, \qquad (18.8)$$

где $\sigma_к^э$ - напряжение растяжения в кольце ($\sigma_к^э = \frac{p_н^э \cdot R_K}{4 \cdot F_K}\left(\sqrt{R_1^2 - R_K^2} + \sqrt{R_2^2 - R_K^2}\right)$); f - коэффициент безопасности; $p_н^э$ - давление в баке; R_1, R_2 - радиусы сферических оболочек; R_K - радиус соединительного кольца; F_K - площадь сечения кольца; σ_B - временное сопротивление разрыву материала бака.

Установка негерметичной диафрагмы 5 уменьшает напряжения в кольце, уменьшает массу бака, но значительно затрудняет сборку-сварку бака.

В ячеистом баке, как и в других баках, имеется заборное устройство 10, 11, 12, 13, 14, к которому крепится труба датчика уровня 7, другой конец которой вкладывается в ловитель 6. Полость в трубе датчика уровня сообщается с баком через отверстие в заглушке 8.

14) Юбки баков

Передача усилий от обечаек несущих баков на соседние отсеки может идти через приваренные к бакам юбки (см. рис. 18.19). Юбка может иметь простую конструкцию - сплошной цилиндр 1, приваренный к днищу, и более сложную - обечайка с фланцевым шпангоутом 11 или цилиндрическая обечайка 4, переходящая в стрингерную конструкцию, состоящую из обшивки 5, стрингеров 6 и стыкового шпангоута 7.

Каждая юбка, как правило, нагружается сжимающими усилиями, перерезывающей силой и изгибающим моментом. Размеры сечений элементов конструкции юбок выбираются так же, как и элементы конструкции сухих отсеков.

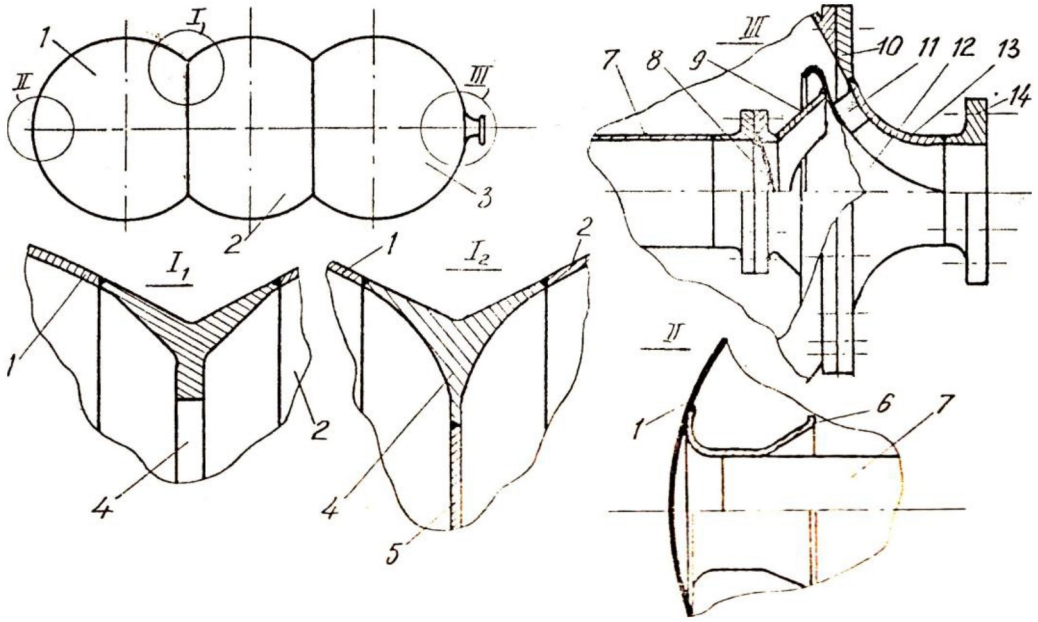


Рисунок 18.17 – Ячеистый бак (1,2,3 – сферические оболочки; 4 –кольцевой шпангоут; 5 – диафрагма; 6 – ловитель; 7 – датчик уровня; 8 – заглушка; 9 – кронштейн; 10 – днище; 11 – стойка; 12 – внутреннее тело; 13 – патрубок; 14 – фланец)

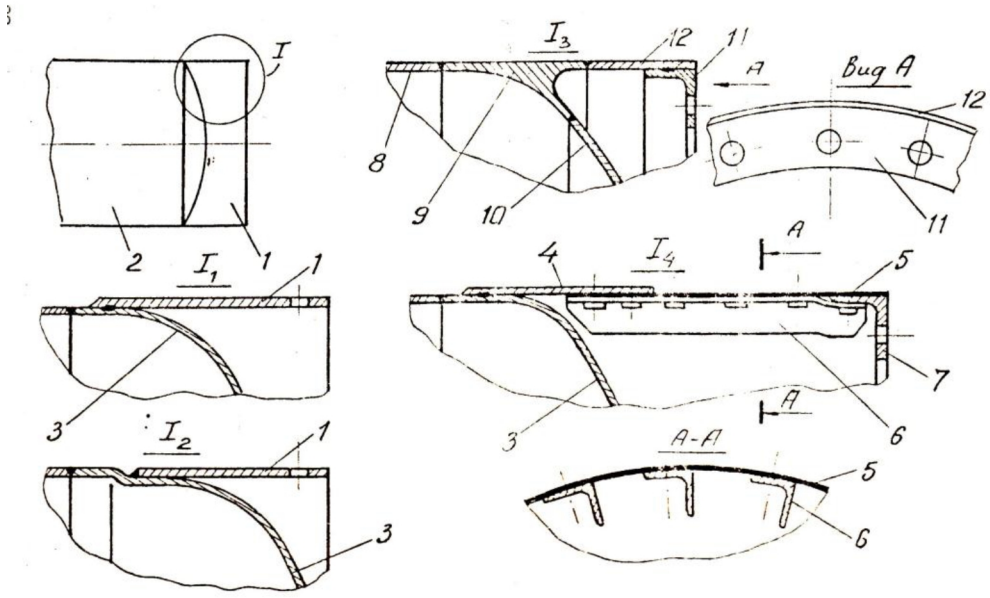


Рисунок 18.18 – Юбки баков (1 – юбка; 2 – бак; 3 – днище бака; 4 – юбка; 5 – обшивка; 6 – стрингер; 7 – стыковой шпангоут; 8 – обечайка; 9 – шпангоут; 10 – днище; 11 – стыковой шпангоут; 12 – юбка)

19 Конструирование арматуры топливных баков ракет-носителей

Топливные баки ракет - это не только обечайки и днища, определяющие внутренний объем, но и арматура, т.е. такие устройства, которые позволяют проводить работы в баке, обеспечивать подачу топлива, демпфировать нежелательные колебания жидкости, следить за наполнением и опорожнением бака и т.п.

Большинство устройств размещаются на оболочке бака, для крепления которых необходимы отверстия в этой оболочке. Такие отверстия усиливаются окантовками (фланцами) и имеют герметизацию. С точки зрения прочности желательно, чтобы отверстия под арматуру были в днище, а не в обечайке. В этом случае фланец на днище нагружается равномерно распределенными по окружности усилиями, которые вызывают во фланце только растягивающие без изгиба напряжения.

К заборным устройствам предъявляются особые требования, а именно:

- должен обеспечиваться как можно более полный забор топлива. На ракету-носитель ни при стоянке, ни на активном участке траектории большие поперечные перегрузки не действуют. Можно ожидать только колебания жидкости, поэтому желательно размешать заборные устройства в самой нижней точке бака;
- должна обеспечиваться плавность изменения сечения канала для прохождения жидкости через устройство (см. рис. 19.1). Изменение сечения потока жидкости вдоль потока должно происходить плавно от начального значения F_0 до значения сечения трубопровода F_T без поджатия струи;
- при прохождении жидкости через заборное устройство не должна образовываться воронка, особенно в конце опорожнения бака.

Предотвращение появления воронки обеспечивается постановкой стенок, перегородок, лепестков и т.п., которые не допускают вращения жидкости.

Для обеспечения синхронности опорожнения баков необходимы устройства, которые следили бы за изменением уровня бака, для чего, устанавливаются датчики уровня с системами стабилизации показаний датчика и устройства для гашения колебаний жидкости в трубе датчика.



Рисунок 19.1 – Изменение площади сечения заборника вдоль длины пути

1) Тоннельные трубы

Возможны два случая прокладки магистральной трубы сквозь баки.

1. Компоненты топлива в баке и в магистральной трубе имеют одинаковую температуру.

2. Температура одного из компонентов сильно отличается от температуры другого, например, температуры жидкого кислорода и керосина.

В первом случае магистральная труба, проходящая через бак, герметично вваривается в верхнее и нижнее днища. При подаче давления наддува в баке удлинение цилиндрической обечайки бака и перемещение обоих днищ могут привести к появлению больших растягивающих напряжений в трубе. Для ликвидации этого и для уменьшения напряжений в

заделке трубы устанавливают компенсаторы-сильфоны, обеспечивающие свободное без усилий изменение длины трубы, находящейся в баке.

Во втором случае необходимо магистральную трубу делать отдельно от бака, теплоизолировать ее и вкладывать в процессе монтажа в тоннельную трубу (см. рис. 19.2), которая, в свою очередь, обеспечивает герметичный проход магистральной трубы сквозь бак. Размер тоннельной трубы должен обеспечить свободный монтаж, магистральной трубы, имеющей на обоих концах фланцы.

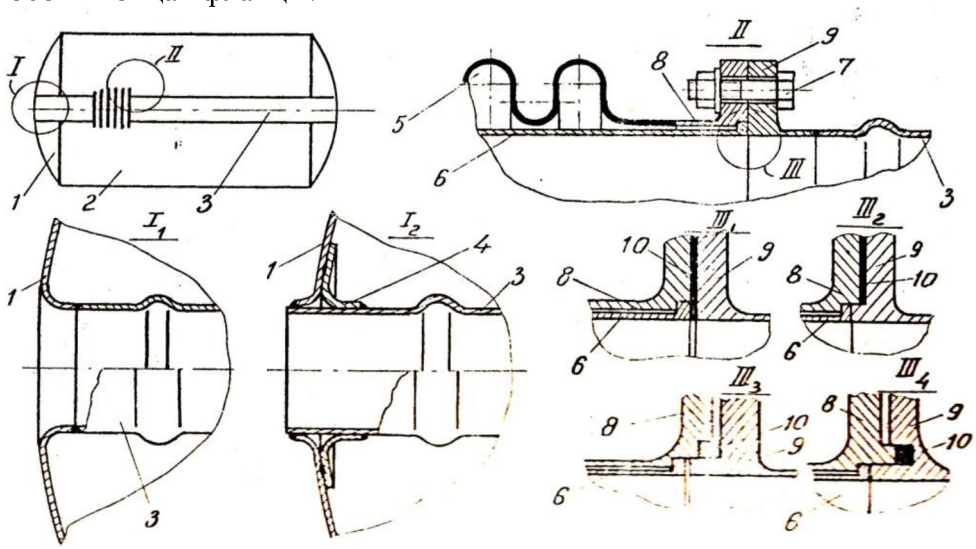


Рисунок 19.2 – Тоннельные трубы (1 – днище; 2 – обечайка; 3 – тоннельная труба; 4 – усиление; 5 – сильфон; 6 – гильза; 7 – крепеж; 8 – фланец сильфона; 9 – фланец трубы; 10 – герметизирующая прокладка)

В тоннельной трубе устанавливаются компенсаторы 5 и гильзы 6 для устранения перекоса компенсатора. Компенсаторы, гильзы и тоннельные трубы 3 соединяются между собой герметично за счет установки прокладок 10 из соответствующих материалов.

Показанные на рисунке 19.2 схемы герметизации имеют свои достоинства и недостатки. Так, например, схема (III_1) - наиболее простая, но возможно выдавливание прокладки внутрь и потеря герметизации. Схема (III_4) - герметизация в замкнутом объеме - наиболее надежна и позволяет применять для прокладок' такие материалы, которые не стойки по отношению к компонентам топлива.

Тоннельная труба представляет собой цилиндрическую оболочку, на которую действует внешнее давление. Для предотвращения потери устойчивости на тоннельной трубе делают рифты или приваривают поддерживающие кольца. Размеры рифтов или колец должны соответствовать условию

$$\frac{r}{D} \le \sqrt[3]{\frac{f \cdot p_н^{Э} \cdot l}{3 \cdot \pi \cdot E \cdot \delta_T}} \qquad (19.1)$$

где D - диаметр тоннельной трубы; δ_T толщина тоннельной трубы; l - шаг рифтов; r - радиус рифта; E - модуль упругости материала трубы; $p_н^{Э}$ - давление в баке; f - коэффициент безопасности.

2) Люки-лазы

Люки-лазы (см. рис. 19.3) необходимы для проведения работ внутри баков. Эти люки размещаются, как правило, на верхнем днище и должны иметь достаточный размер для пролаза не очень полного человека, т.е. должны иметь диаметр в свету 400...450мм. Крышки люков 3 изготавливают сваркой из нескольких деталей или путем штамповки с последующей механической обработкой. На крышке должны быть глухие отверстия с резьбой для вворачивания рым-болтов 8 или других устройств для снятия крышек при демонтаже. Иногда эти отверстия делают во фланце крышки.

Фланцы люков 4 необходимы для размещения крепежных шпилек 5 и для восприятия усилий от давления в баке. Минимальное сечение фланца

$$F_{\Phi\min} = \frac{f \cdot p_н^Э \cdot R_Д \cdot R_Л}{2 \cdot \sigma_B}, \qquad (19.2)$$

где f - коэффициент безопасности; $p_н^Э$ - эксплуатационное давление наддува в баке; $R_Д$ - радиус днища; $R_Л$ - радиус люка-лаза; σ_B - временное сопротивление разрыву материала фланца.

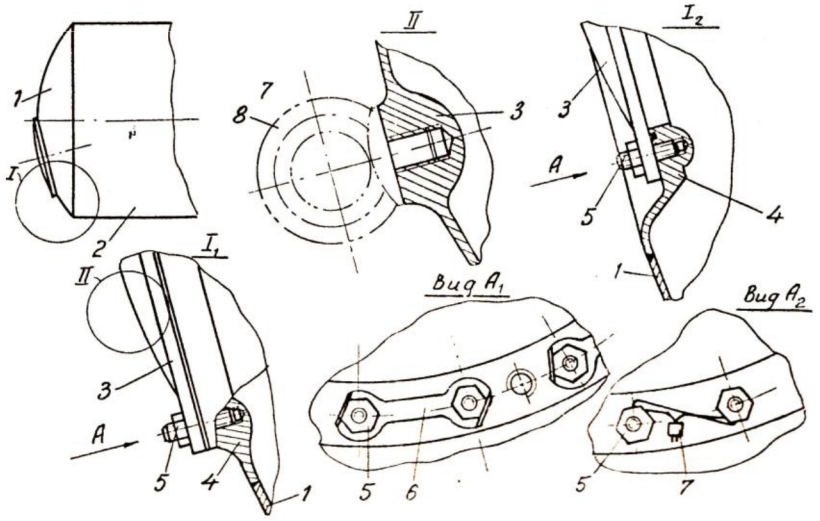


Рисунок 19.3 – Люки-лазы (1 – днище бака; 2 – обечайка; 3 – крышка люка-лаза; 4 – фланец; 5 – крепеж; 6 – контровочная пластина; 7 – контровка проволокой; 8 – рым-болт)

Если недопустимо выступание крышки над днищем, например, при установке на днище теплозащитного покрытия, тогда крышку люка с фланцем делают утопленными (/г). При конструировании утопленного фланца его сечение необходимо делать несколько больше, т.к. давление в баке может выдавить крышку наружу.

Шпильки крепления крышки контрят пластинчатыми шайбами 6 контровочной проволокой с установкой пломбы 7 или каким-либо другим способом.

3) Герметизация люков-лазов

Крышки люков-лазов должны герметично закрывать люк. На рисунке 19.4 показаны примеры герметизации с использованием резиновых или металлических прокладок или с заваркой крышки (I_3, I_6).

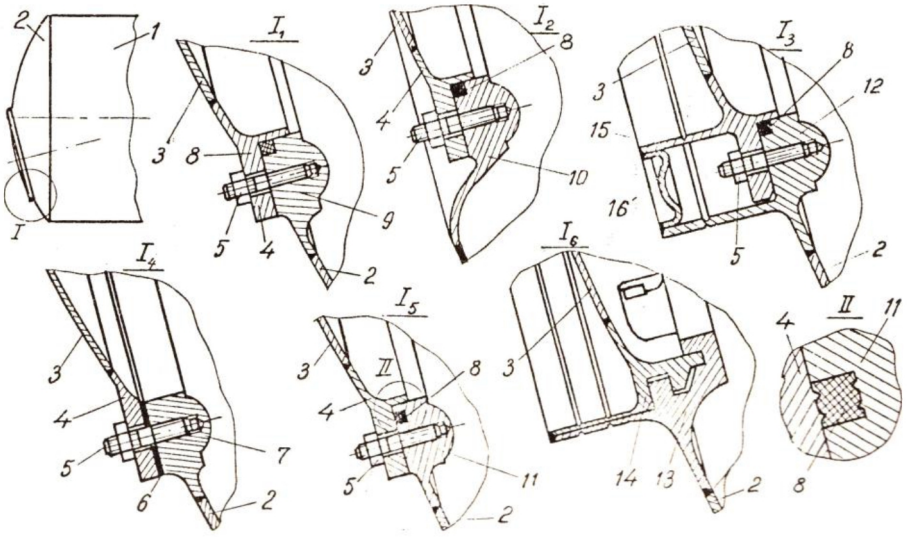


Рисунок 19.4 – Герметизация люков-лазов (1 – обечайка бака; 2 – днище; 3 – крышка; 4 – кольцо; 5 – крепеж; 6 – прокладка; 7 – фланец; 8 – кольцо герметизации; 9 – фланец; 10,11,12,13 – фланец; 14 – байонетное кольцо; 15 – кольцо с выступом; 16 – кольцо)

Простейшая герметизация с помощью плоской прокладки 6 не дает надежную герметизацию, поэтому герметизацию осуществляют установкой прокладки в замкнутом объеме и с применением выступов, врезающихся в прокладку (*II*).

На рисунке 19.4. показаны:

- I_1, I_2 - герметизация с помощью неметаллической прокладки;
- I_3 - герметизация осуществляется прокладкой 8, но на крышке 15 и на фланце 12 имеются цилиндрические выступы, к которым приваривается кольцо 16, обеспечивая ампульную заправку. На цилиндрических выступах имеются проточки, которые необходимы для отрезания (как у консервной банки) части выступа, что позволяет проводить съем крышки с последующей приваркой из запаса кольца 16. Допустимое число открытий крышки люка соответствует числу имеющихся на выступах проточек;
- I_4 - установка плоского кольца из резины или мягкого металла;
- I_5 - установка кольца герметизации в замкнутом объеме. Такая конструкция более надежна, чем (I_1, I_2), т.к. обжим кольца происходит без перемещения крышки относительно прокладки;
- I_6 - байонетное крепление крышки люка с герметизацией путем сварки цилиндрических выступов на крышке и фланце. Усилие от оболочки бака воспринимается только фланцем. Крышка люка воспринимает только усилие от давления в баке, наиболее нагруженными частями крышки являются зубы, входящие в пазы фланца.

4) Фланцы на днищах

Для крепления различных устройств с доступом внутрь бака в днище делается отверстие,в которое вваривается фланец, являющийся усилением отверстия. Во фланце есть гнезда с резьбой для размещения шпилек крепления прибора.

На рисунке 19.5 показаны примеры конструктивных решений по установке фланцев в днищах баков.

При креплении к фланцу ответной части болтами с гайками фланец сильно выступает над днищем и для его приварки необходимо делать отбортовки на днище и на фланце (I_3). Если прибор или трубопровод крепится к фланцу с помощью шпилек, то во фланце делают глухие отверстия с резьбой. Для того, чтобы прибор, установленный на фланце, не выходил за контур бака, фланец делают утопленным (I_4). Возможно крепление фланца на баке с помощью сварки встык с отбортовкой как на фланце, так и на днище (I_5).

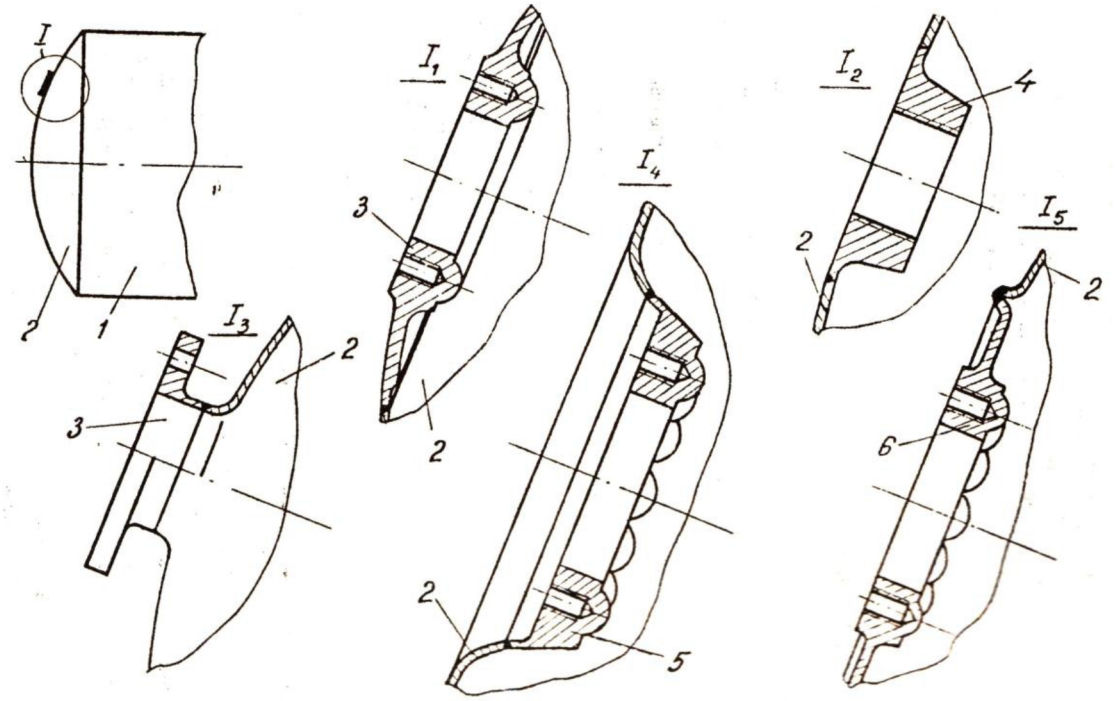


Рисунок 19.5 – Фланцы на днищах (1 – обечайка бака; 2 – днище; 3,4,5,6 – фланцы)

5) Донные заборные устройства с воронкогасителем

Донные заборные устройства, показанные на рисунке 19.6, состоят из горловины 4, вкладыша 5 и стоек 6 для крепления вкладыша. Горловина обеспечивает плавный переход формы от днища к трубопроводу 9, вкладыш необходим для плавного изменения сечения потока жидкости. Стойки 6 необходимы не только для крепления вкладыша 5, но и для предотвращения вращения жидкости, которое сопутствует образующейся воронке.

Диаметр трубопровода определяется скоростью потока жидкости. Принято, что скорость жидкости должна лежать в пределах от 3 до 8 м/с.

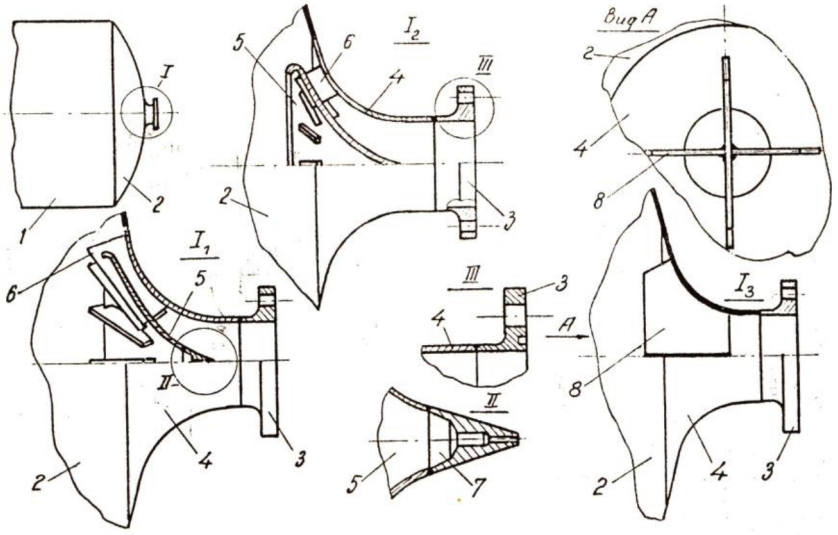


Рисунок 19.6 – Донные заборные устройства с воронкогасителем (1 – обечайка; 2 – днище; 3 – фланец; 4 – горловина; 5 – вкладыш; 6 – стойка; 7 – наконечник; 8 – пластина)

При меньшей скорости резко возрастает диаметр, а, следовательно, и масса трубопровода, при большей - возрастает сопротивление движению жидкости в трубопроводе. Вкладыш формируется так, чтобы п начале проходное сечение было в 2...3 раза больше площади сечения трубопровода, а затем это сечение уменьшается до площади сечения трубопровода. Вкладыш заканчивается наконечником 7 с малым (2...3 мм) отверстием. Это отверстие необходимо для выравнивания профиля скоростей нотою за счет эжекции струи жидкости.

На рисунке 19.7 показано изменение профиля скоростей потока для случая I, когда эжекция отсутствует и для случая II, когда она есть. На рисунке видно, что при наличии отверстия в носке центрального вкладыша выравнивание профиля скоростей наступает раньше. Это способствует уменьшению сопротивления движению жидкости в линии бак-насос. Такое отверстие также необходимо, если требуется полностью слить жидкость из бака (аварийно или при проверках).

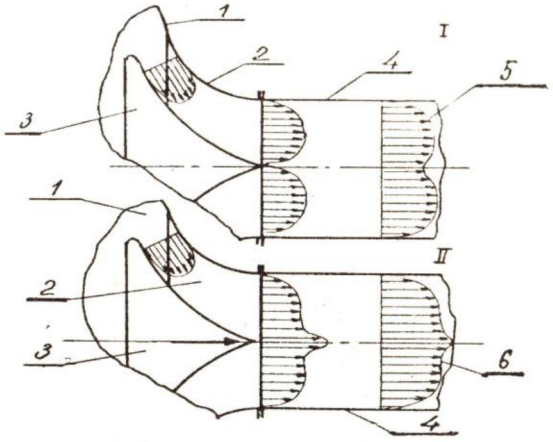


Рисунок 19.7 – Профили скоростей потока жидкости (1 – днище; 2 – патрубок; 3 – центральный вкладыш; 4 – трубопровод; 5 – профиль скоростей без эжекции; 6 – профиль скоростей с эжекцией)

При малом радиусе кривизны днища допустима только установка пластин 8, исключающих вращение жидкости.

6) Заборное устройство возле тоннельной трубы

При затруднении создания заборного устройства в самой нижней точке днища бака (занята тоннельной трубой), возможно размещение заборника вокруг тоннельной трубы. На рисунке 19.8 показан пример такого размещения, когда обеспечивается полная выработка топлива, а при размещении на заборнике фланцев 12 подключения отводящих трубопроводов 10 возможна подача жидкости к каждой камере раздельно. Для устранения возможности появления воронки в нижней части заборника размещают пластины 9. Сильфоны или кольцевые гофры, расположенные на отводящих трубопроводах, обеспечивают удобство монтажа и свободу деформации днища.

Герметичность соединения трубопроводов и тоннельной трубы обеспечивается установкой герметизирующих прокладок 15. При проходе трубопровода через днище герметизация осуществляется постановкой двух герметизирующих прокладок.

Зазор между заборником и тоннельной трубой выбирается, исходя из требования обеспечения скорости движения жидкости порядка 5 м/с.

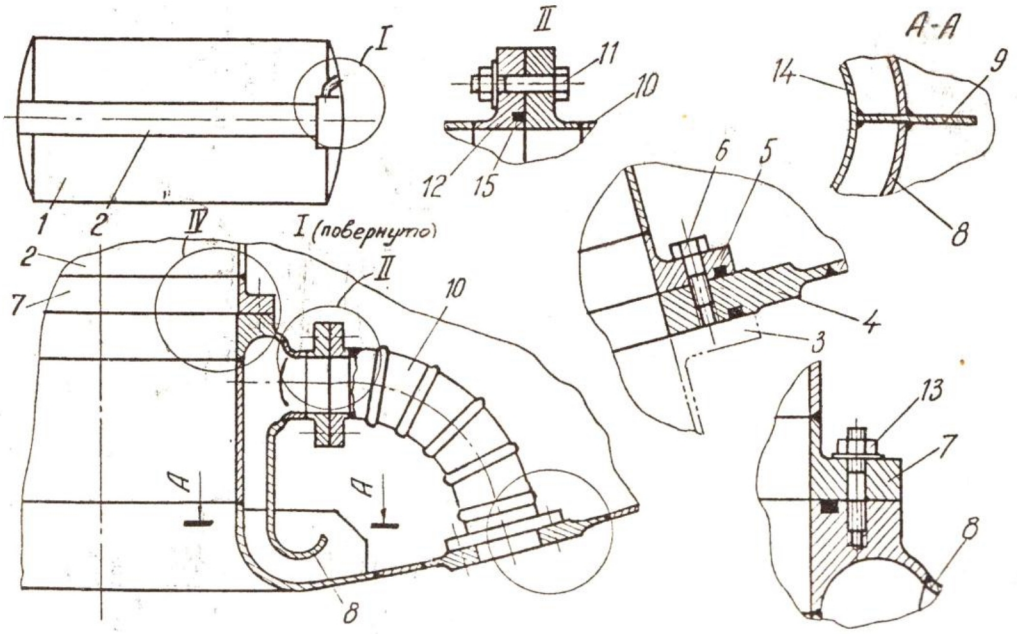


Рисунок 19.8 - Заборное устройство возле тоннельной трубы (1 – бак; 2 –тоннельная труба; 3 – ответный трубопровод; 4 – фланец бака; 5 – фланец патрубка; 6 – крепеж; 7 – фланец; 8 – кожух; 9 – перо; 10 – патрубок с рифтами; 11 – крепеж; 12 – фланец; 13 – крепеж; 14 – патрубок; 15 – герметизация)

7) Заборные устройства торовых и кольцевых баков

Заборные устройства торовых и кольцевых баков сходны с донными заборными устройствами. На рисунке 19.9 показан пример заборного устройства ненесущих баков. Однако та же конструкция может быть использована при несущих торовых и кольцевых баках.

В заборнике имеются горловины 7, в которых размещены решетки 8 для предотвращения появления в жидкости вращения с образованием воронки. Основная трудность конструирования - это необходимость размещения горловины в самой нижней точке бака. С этой целью бак крепят так, чтобы он был наклонен на 3...5° от нормального положения или снизу к торовой части бака приваривают сужающиеся каналы 10, которые сообщаются с баком через перфорацию в нижнем полуторе. При этом бак подвешивается без какого-либо наклона.

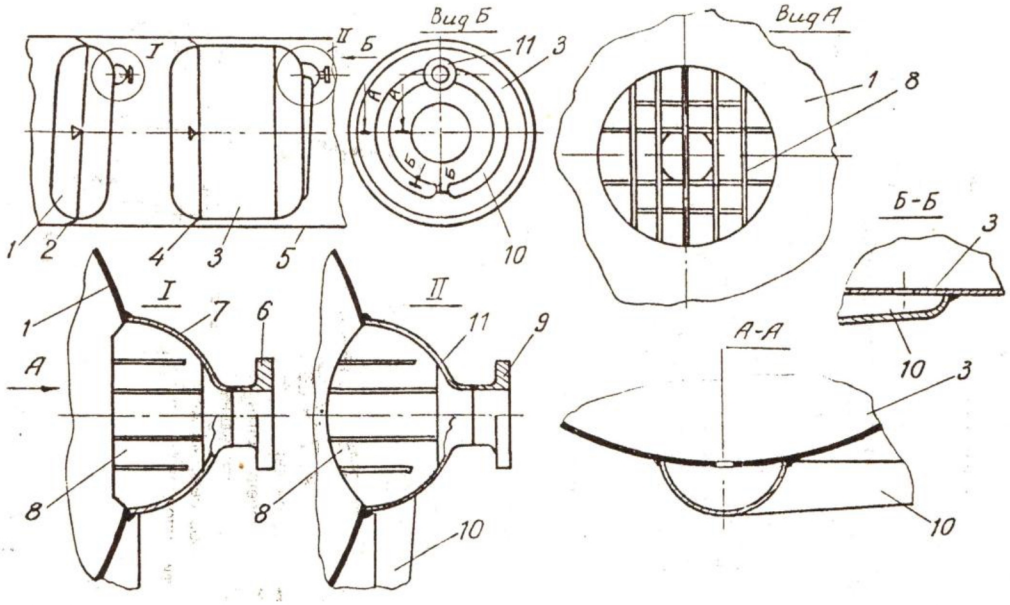


Рисунок 19.9 – Заборные устройства торовых и кольцевых баков (1 – торовый бак; 2- крепление торового бака; 3 – кольцевой бак; 4 – крепление кольцевого бака; 5 – корпус ракеты; 6 – фланец; 7 – горловина; 8 – решетка; 9 – фланец; 10 – желоб; 11 – горловина)

8) Силовые элементы кольцевого бака

На рисунке 19.10 показан пример включения в силовую работу конструкции несущего кольцевого бака. В этом примере двигатель закреплен на нижнем внутреннем шпангоуте 12, и тяга передается на внутреннюю обечайку 3. Усилие от тяги уменьшает растягивающие продольные усилия во внутренней обечайке. Это усилие передается на диагональные элементы стержни 5 или конусную оболочку с гофром 7. При этом нагружается распорными усилиями верхний внутренний шпангоут 11. Диагональные элементы через шпангоут 6 передают усилия на внешнюю обечайку 2, уменьшая в ней продольные растягивающие напряжения, появляющиеся от наличия давления в баке, и вызывают сжимающие усилия на шпангоут 6.

Такая схема в силовом отношении равносильна тому, что тяга двигателя как бы приложена непосредственно к нижнему наружному шпангоуту 6. К этому же шпангоуту могут крепиться переходный отсек, рамы с приборами и т.п.

Тяги или конус нагружены растягивающими усилиями

$$F_T = \frac{T}{\cos\varphi} \qquad (19.3)$$

где T - тяга двигателя; φ - угол установки диагональных элементов.

Если двигатель не работает, то в диагональных элементах могут возникнуть сжимающие усилия

$$F_{сж} = \frac{m_Д \cdot g \cdot n_{x\max}}{\cos\varphi} \qquad (19.4)$$

где $m_Д$ - масса двигателя; g - ускорение силы тяжести; $n_{x\max}$ - максимальная продольная перегрузка.

Подбор сечений диагональных элементов ведется, исходя из необходимости выполнения неравенств:

$$\sigma_T^T \le \sigma_B^T, \quad \sigma_{сж}^T \le \sigma_{кр}^T, \quad \sigma_T^K \le \sigma_B^K, \quad \sigma_{сж}^K \le \sigma_{кр}^K \qquad (19.5)$$

где σ_T^T - напряжение растяжения в тяге ($\sigma_T^T = \frac{F_T}{N \cdot F_0}$); N - число тяг; F_0 - площадь сечения трубы тяги; σ_B^T - временное сопротивление разрыву материала трубы тяги; $\sigma_{сж}^T$ - сжимающее напряжение в трубе тяги ($\sigma_{сж}^T = \frac{F_{сж}}{N \cdot F_0}$); $\sigma_{кр}^T$ - критические напряжения сжатия трубы

($\sigma_{кр}^{T} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{l^2 \cdot F_0}$); E - модуль упругости материала трубы; I - момент инерции сечения трубы; l - длина тяги; σ_T - напряжение растяжения в конусе ($\sigma_T = \frac{F_T}{\pi \cdot D_B \cdot \delta}$); D_B - внутренний диаметр кольцевого бака; δ - толщина оболочки конуса; σ_B - временное сопротивление разрыву материала конуса; $\sigma_{сж}$ - напряжения сжатия в конусе ($\sigma_{сж} = \frac{F_{сж}}{\pi \cdot D_{ср} \cdot \delta}$); $D_{сж}$ - средний диаметр кольцевого бака; $\sigma_{кр}^{K}$ - критические напряжения в оболочке конуса на сжатие (с учетом наличия на оболочке гофра или другого усиления).

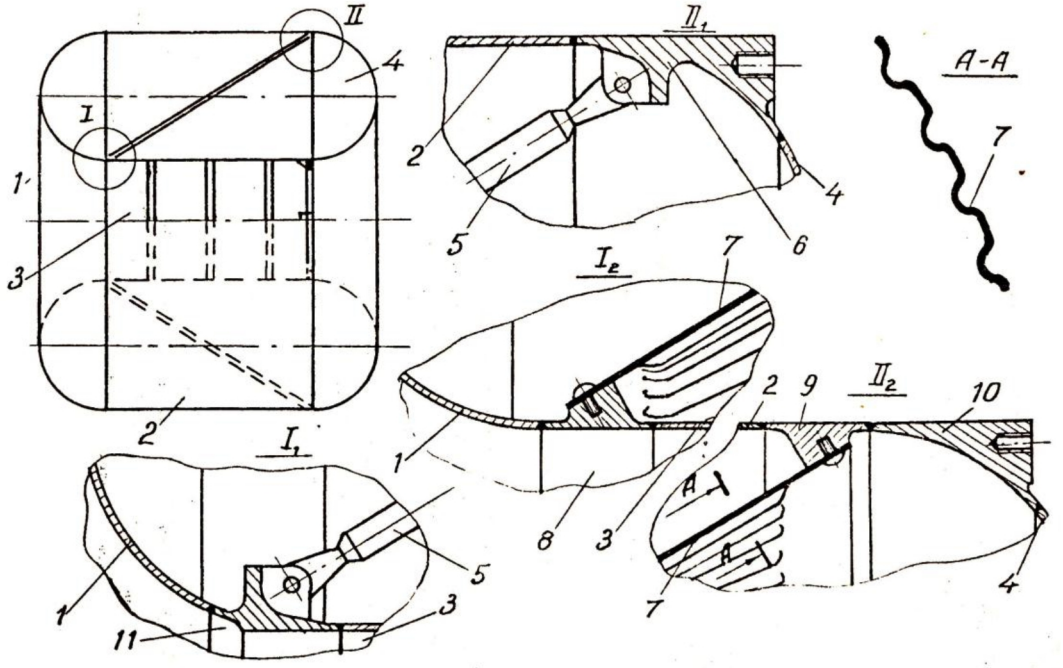


Рисунок 19.10 – Силовые элементы кольцевого бака (1 – верхний полутор; 2 – наружная обечайка; 3 – внутренняя обечайка; 4 – нижний полутор; 5 – тяга; 6 – стыковой шпангоут; 7 – конус; 8,9 – шпангоуты; 10 – стыковой шпангоут; 11 – шпангоут)

9) Диафрагмы и сетки

Для устранения колебания жидкости в баке устанавливаются диафрагмы (см. рис. 19.11). Замечено, что наибольшие возмущающие силы, приводящие к колебаниям жидкости, появляются в конце работы двигателя первой ступени, когда топлива остается немного, а на ракету действуют большие аэродинамические силы. Поэтому диафрагмы 5 в баках первой ступени устанавливают в нижней части бака, а в баках второй ступени - в верхней части бака. Диафрагмы состоят из нескольких пластин с отверстиями и крепятся к обечайке 2.

Для пролаза через диафрагму устанавливают на анкерных гайках 7 крышки 8. Устанавливаемые в нижней части бака сетки могут играть двоякую роль: во-первых, служить демпфером колебаний жидкости, во-вторых, если на тоннельной трубе будут появляться кристаллики топлива или влаги, то сетка предохранит попадание этих кристалликов в трубопровод. Сетка крепится с помощью кольца 12, прижимов 11 и заклепок 14.

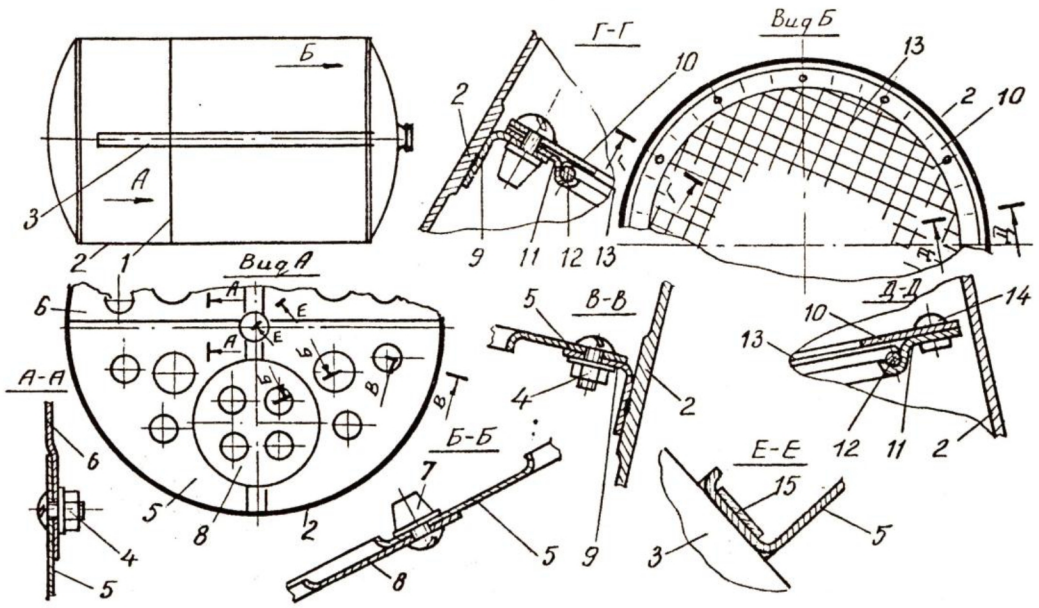


Рисунок 19.11 – Диафрагмы и сетки (1 – диафрагма; 2 – обечайка; 3 – датчик уровня жидкости; 4 – крепеж; 5,6 – пластины; 7 – анкерная гайка; 8 – крышка; 9 – кронштейн; 10 – кольцо; 11 – прижим; 12 – кольцо; 13 – сетка; 14 – заклепка; 15 – хомут)

10) Продольные решетки

Для уменьшения колебания жидкости и для увеличения момента инерции масс относительно продольной оси в баке устанавливаются (см. рис. 19.12) продольные решетки 2, прикрепляемые к шпангоутам 3. Вместо решетки могут быть установлены пластины 9, которые несколько легче и более эффективны, чем решетки из профилей.

Подбор места установки и размер решеток проводится при расчете устойчивости ракеты и при выборе параметров автомата стабилизации.

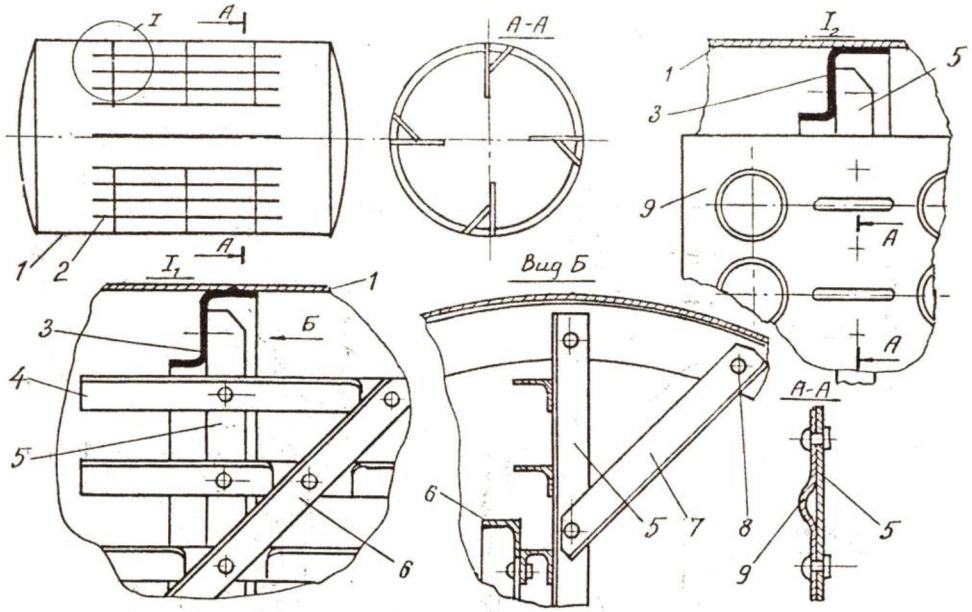


Рисунок 19.12 – Продольные решетки (1 – обечайка бака; 2 – решетка; 3 – шпангоут; 4,5 – профили; 6 – раскос; 7 – подкос; 8 – заклепка; 9 – пластина)

11) Успокоительные стенки и шпангоуты

При больших габаритах ракеты ставить диафрагмы на весь диаметр бака нецелесообразно. Жидкость достаточно хорошо успокаивается, если демпфировать ее по краям у обечаек. Для этой цели ставят широкие шпангоуты со стенками (см. рис. 19.13). Для подкрепления шпангоута используют стержни 4, прикрепленные к полкам шпангоута.

Для увеличения момента инерции масс относительно продольной оси и для устранения вращения жидкости перед входом в трубопроводы у нижнего днища устанавливают набор перекрестных пластин-решеток, которые состоят из стенок 3 и профилей 11,12,16.

Размеры полок шпангоутов 5, сечений труб 4 и размеры крепежа выбирают не из условий полета, а из условий сборки.

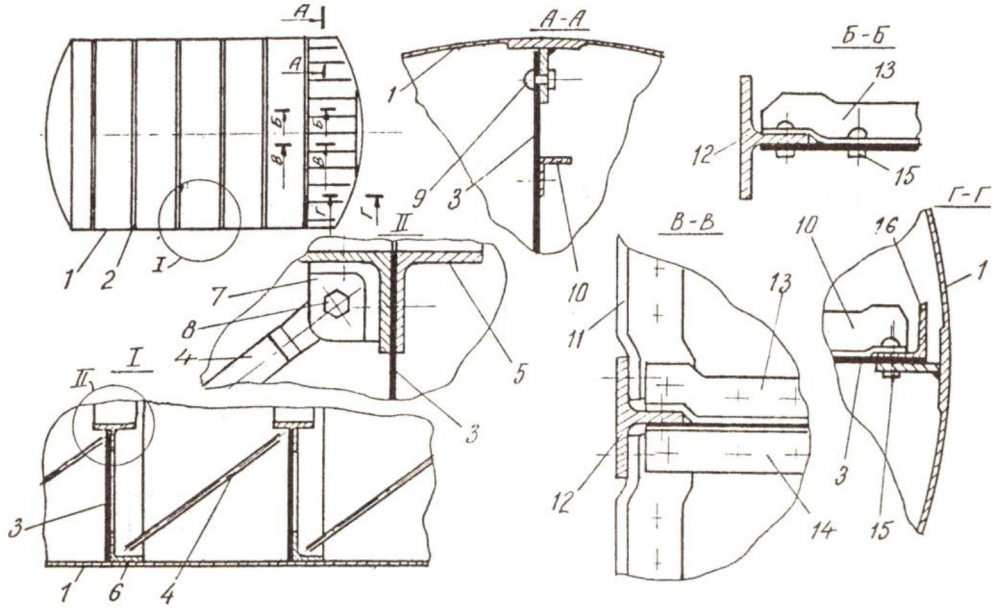


Рисунок 19.13 – Успокоительные стенки и шпангоуты (1 – обечайка бака; 2 – шпангоут; 3 – стенка; 4 – подкос; 5 – профиль шпангоута; 6 – профиль; 7 – кронштейн; 8 – крепеж; 9 – заклепка; 10 – стойка; 11,12,13,14 – профили; 15 – заклепка; 16 – профиль)

Предполагается, что конструкция должна выдержать расчетное усилие, приложенное к стержню и шпангоуту, когда на край шпангоута обопрется рабочий-сборщик

$$P = f \cdot m_p \cdot g \cdot n_x^э \qquad (19.6)$$

где f - коэффициент безопасности; m_p - масса рабочего тела; g - ускорение силы тяжести; $n_x^э$ - перегрузка.

12) Крепление датчика уровня

На рисунке 19.4 показано крепление датчика уровня, который состоит из трубы с размещенными внутри нее измерительными устройствами (конденсаторы, резисторы и пр.). Он, как правило, устанавливается в центре бака. Жидкость попадает внутрь трубы снизу через трубки-"усы", входные отверстия которых расположены диаметрально противоположно друг относительно друга. Такая конструкция осредняет уровень жидкости, замеряемый датчиком, и уменьшает колебания жидкости в трубе. "Усы" крепятся в кронштейнах на днище с помощью хомутов 14.

Труба датчика крепится в нижней части на сферической опоре 9 для компенсации неточности в установке кронштейна 10. В средней и верхней частях труба крепится к обечайке бака с помощью профилей-расчалок 16. Число расчалок не должно быть более двух, т.к. в противном случае расчалки будут воспринимать деформации обечайки бака при расширении из-за давления в баке.

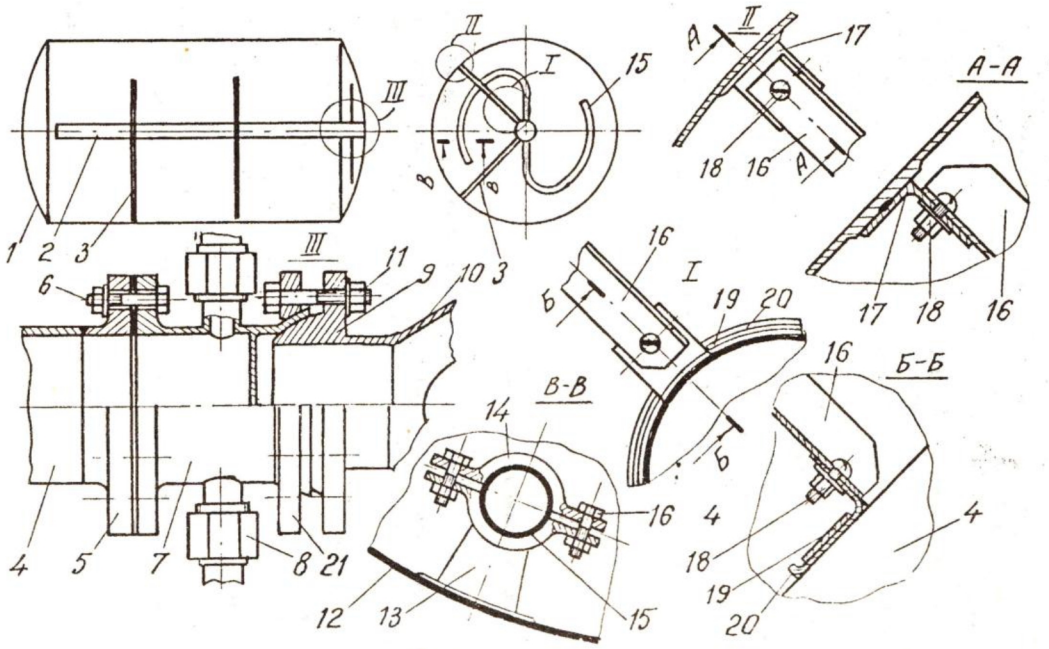


Рисунок 19.4 – Крепление датчика уровня (1 – днище; 2 –датчик уровня топлива; 3 – крепление; 4 – труба датчика; 5 – фланец; 6 – крепеж; 7 – ступица; 8 – гайка; 9 – фланец; 10 – кронштейн; 11 – крепеж; 12 – днище; 13 – кронштейн; 14 – хомут; 15 – ус; 16 – профиль; 17 – кронштейн; 18 – крепеж; 19 – хомут; 20,21 – кольца)

13) Крепление датчика наполнения

На рисунке 19.5 показано крепление датчика наполнения, который служит для указания верхнего уровня жидкости в баке и для управления насосами, подающими жидкость в бак (переключение на другой режим, выключение насоса и пр.).

Он напоминает датчик уровня. В нем также имеются измерительные устройства. Датчик наполнения крепится к верхнему днищу или на верхнем конце датчика уровня.

На днище датчик крепится либо в утопленном положении (I_1), либо нормальным образом (I_2), но необходимо, чтобы труба датчика была параллельна оси бака. На трубе датчика уровня датчик наполнения крепится с помощью хомутов 10.

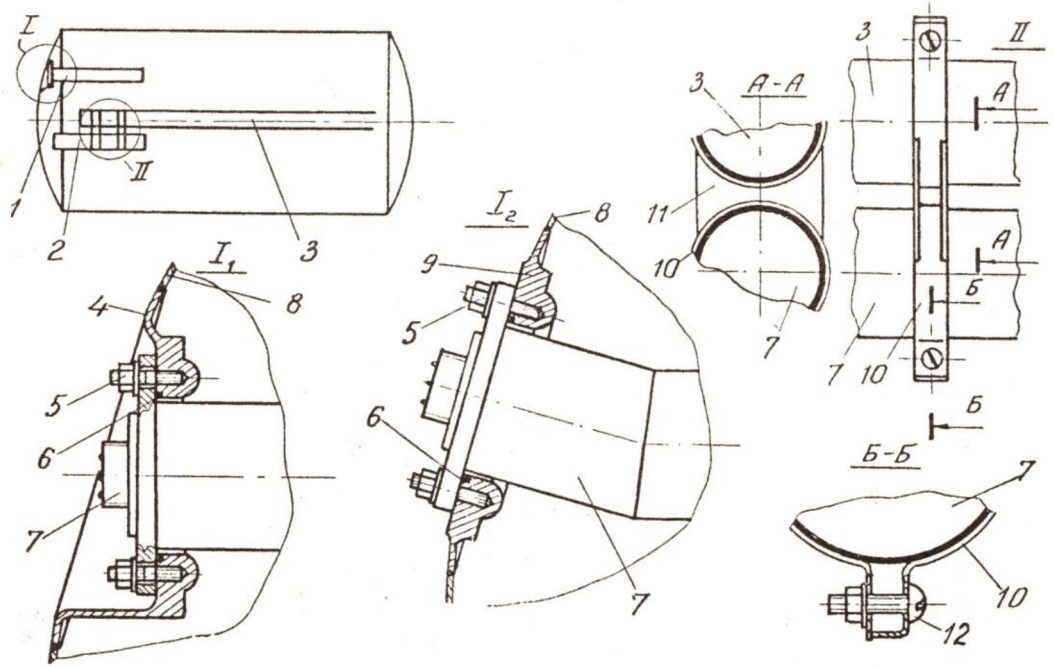


Рисунок 19.5 – Крепление датчика наполнения (1,2 – датчики наполнения; 3 – датчик уровня жидкости; 4 – фланец; 5 – крепеж; 6 – герметизация; 7 – датчик наполнения; 8 – днище; 9 – фланец; 10 – двойной хомут; 11 – перемычка; 12 – крепеж)

14) Распылители системы наддува

Подаваемый в бак газ для наддува (воздух, азот, гелий и т.п.) не должен вспенивать находящуюся в баке жидкость. Для этого существуют различные распылители (см. рис. 19.6), превращающие высокоскоростной поток газа в более спокойный.

Если в бак подается газ с высокой температурой, то необходимо устранять местный нагрев материала бака, т.к. это может привести к потере прочности металла. Поэтому использование трубки 6 или распылителя 9 нежелательно.

Все части распылителей собираются, как правило, с применением сварки.

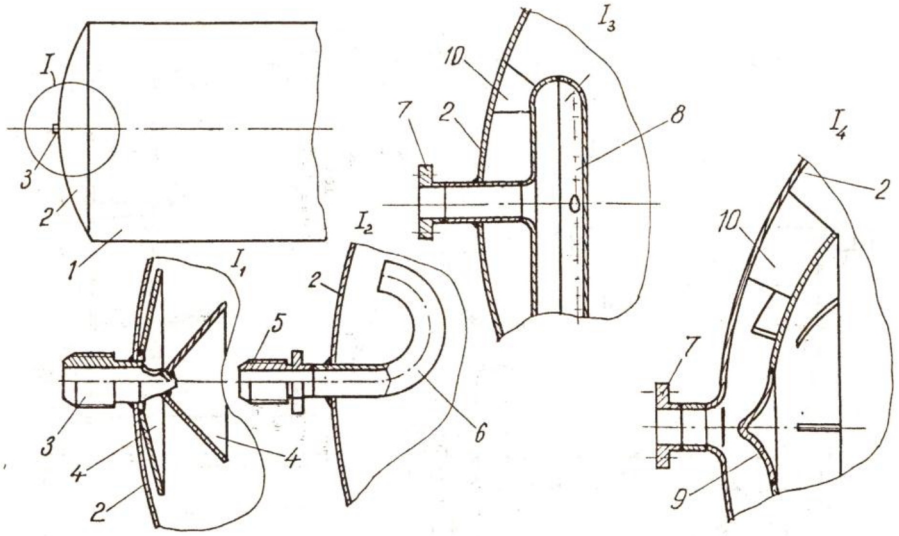


Рисунок 19.6 – Распылители системы наддува (1 – бак; 2 – верхнее днище; 3 – штуцер; 4 – конус; 5 – штуцер; 6 – трубка; 7 – фланец; 8 – распылитель; 9 – рассекатель; 10 – ребро)

15) Труба наддува и сброса давления

В случае невозможности или нежелательности подачи давления наддува через верхнее днище подача газов проводится, как показано на рисунке 19.7, через нижнее днище 4, используя трубу 2 и распылитель 3.

Труба с распылителем служит не только для подачи газа в газовую подушку, но и для сброса излишков газа при превышении давления в баке. Сброс газов происходит через дренажно-предохранительный клапан (ДПК), присоединяемый к фланцу 11. Труба 5 служит для подачи газа в бак. Если газа в газовой подушке достаточно, то излишек его, минуя газовую подушку, стравливается через ДПК. Это уменьшает поток газа через трубопровод и, как следствие, уменьшает нагрев жидкости, если для наддува используют горячие газы.

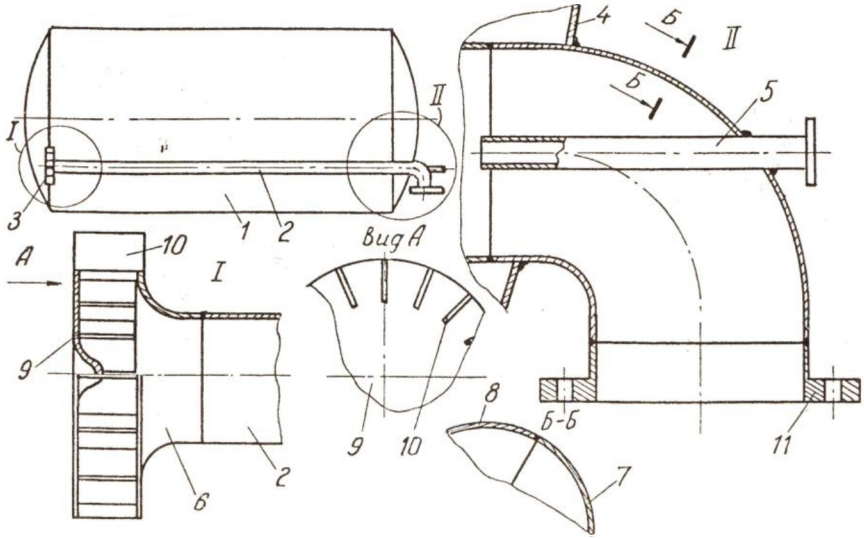


Рисунок 19.7 – Труба наддува и сброса давления (1 – бак; 2 – труба; 3 – распылитель; 4 – нижнее днище; 5 – труба; 6 – патрубок; 7,8 – полупатрубки; 9 – пластина; 10 – ребро; 11 – фланец)

20 Конструирование межбаковых отсеков ракет-носителей

Переходные сухие отсеки можно классифицировать по различным признакам. На рисунке 20.1 дана классификация сухих отсеков по назначению, конструкции и форме.

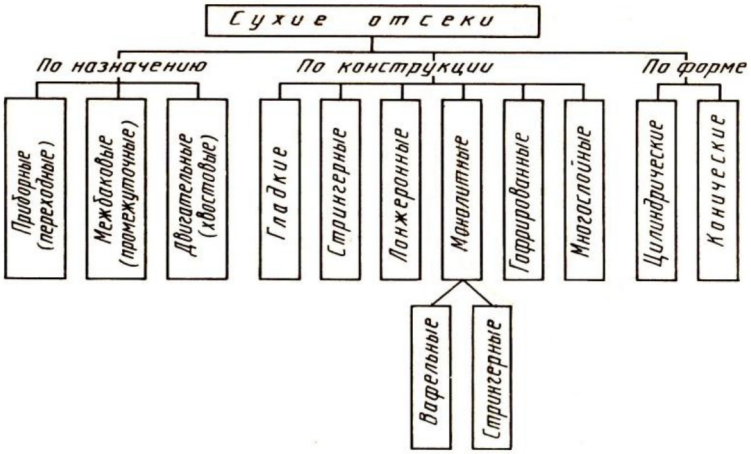


Рисунок 20.1 – Классификация сухих переходных отсеков

У гладких отсеков толстая обшивка, нет стрингеров и промежуточных шпангоутов - они самые простые по конструкции и недорогие в изготовлении. Но из-за низкой массовой эффективности применяются лишь в виде коротких цилиндрических переходных участков.

Сухие отсеки стрингерной и лонжеронной конструкций нашли наиболее широкое применение на ракетах-носителях, так как наиболее полно удовлетворяют всем основным требованиям: они легки, прочны, просты и т.д.

Отсеки стрингерной и лонжеронной конструкций отличаются между собой лишь характером восприятия нагрузки - стрингерные не допускают потери устойчивости обшивки между стрингерами и шпангоутами, а лонжеронные допускают (работает в основном лонжерон с прилегающей к нему частью обшивки). Внешне конструкция их схожа - у лонжеронных отсеков лишь более мощные стрингеры, называемые лонжеронами, ставятся они реже, а обшивка более тонкая, чем у стрингерных.

Такие отсеки представляют собой тонкостенные оболочки цилиндрической или конической формы, подкрепленные продольным и поперечным силовым набором и изготовленные клепкой (возможно изготовление и точечной сваркой) из деформируемых алюминиевых сплавов.

Сухие отсеки монолитной (панельной) конструкции изготовляются из панелей вафельной (с продольными и поперечными или диагональными ребрами) и стрингерной конструкций (только с продольными ребрами), которые выполнены как одно целое с полотном.

Стрингерные панели изготовляются прессованием, а вафельные химическим травлением, механическим фрезерованием или электрохимической обработкой в основном из алюминиевых сплавов.

При малых сжимающих усилиях стрингерные или лонжеронные конструкции становятся нецелесообразными, а применение панельной конструкции с очень тонкими продольными ребрами и тонкой обшивкой ограничено технологическими возможностями. В этом случае целесообразно применять гофрированные конструкции (гладкие получаются тяжелее). У таких отсеков обшивка существенно подкреплена, а поэтому не теряет устойчивости.

Гофрированная конструкция изготовляется из листов алюминиевого сплава либо коррозионно-стойкой стали.

Обшивка с гофрами сваривается или склеивается. Обычно гофры бывают трапециевидной или синусоидальной формы. Часто такая обшивка с гофрами подкрепляется мощными балками.

Сухие отсеки многослойной конструкции также обладают высокой прочностью и жесткостью при малой массе. Особенно эффективны трехслойные панели с сотовым заполнителем.

Сотовая конструкция состоит из двух листовых обшивок, сваренных либо склеенных с шестигранными или квадратными сотами, из коррозионно-стойкой стали либо из алюминиевого сплава. Перспективна конструкция из композиционных материалов.

1) Конструктивно-силовые схемы отсеков

В конструктивном отношении сухие отсеки представляют собой подкрепленные тонкостенные оболочки. Основными силовыми элементами отсеков являются: обшивка, продольный (стрингеры, лонжероны и гофры) и поперечный наборы (шпангоуты).

Продольный набор воспринимает изгибающий момент и осевую силу. Кроме того, стрингеры подкрепляют обшивку, повышая ее критические напряжения потери устойчивости. Поперечный набор обеспечивает сохранение формы отсека и равномерное распределение воздействий сосредоточенных сил. Являясь опорой для стрингеров и обшивки, шпангоуты увеличивают их критические напряжения потери устойчивости. Обшивка служит в основном для восприятия крутящего момента и перерезывающей силы, а также вместе с продольным набором сопротивляется осевой силе и изгибающему моменту.

Конструктивное исполнение силового набора зависит в основном от характера нагружения отсека и величины сжимающей силы.

Гладкие отсеки с неподкрепленной оболочкой являются самыми простыми вариантами сухого отсека. Несущая способность такой конструкции в основном определяется ее устойчивостью. Величина критических напряжений для гладкой оболочки незначительна по сравнению с механическими свойствами материала, в частности, с пределом текучести, что свидетельствует о малой массовой эффективности этих отсеков. Некоторое увеличение эффективности достигается использованием оболочки с кольцевыми ребрами. Гладкие оболочки находят применение на самых верхних ступенях ракеты-носителя (особенно, если отсек короткий), где сжимающая нагрузка наименьшая. Характерное конструктивное исполнение гладкого отсека представлено на рисунке 20.2.

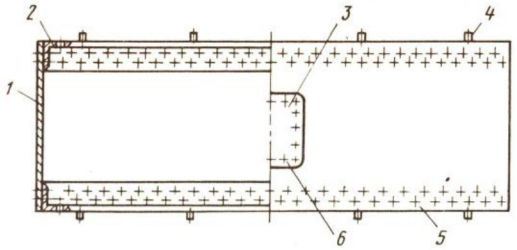


Рисунок 20.2 – Конструктивное исполнение гладкого отсека (1 - обшивка; 2 - шпангоут стыковочный; 3 - люк эксплуатационный; 4 - штырь; 5 - заклепка; 6 - винт)

Стрингерный отсек в качестве основных силовых элементов содержит стрингеры и шпангоуты. Определенную долю нагрузки воспринимает и обшивка. Шаг стрингеров и толщина обшивки выбираются таким образом, чтобы обшивка не теряла устойчивости до разрушения отсека. Шпангоуты увеличивают общую устойчивость отсека. Критические напряжения стрингерной конструкции значительно выше критических напряжений эквивалентной по массе гладкой оболочки.

Оболочка-обшивка воспринимает как продольные сжимающие усилия, так и поперечные сдвигающие усилия, а также внешнее избыточное давление.

Продольный набор (стрингеры) воспринимает в основном продольные сжимающие усилия и подкрепляет оболочку. Поперечный набор (шпангоуты) воспринимает сосредоточенные радиальные силы и давление, касательные силы и моменты, подкрепляет обшивку, стрингеры или лонжероны. Обшивка выполняется из листов, а стрингеры и шпангоуты -из прессованных профилей различной формы. Форма профилей определяется конструктивными и силовыми признаками.

Обшивка бывает постоянной и переменной толщины (с местным утолщением).

Стрингеры делятся: на подкрепляющие (типовые) - для подкрепления обшивки; обшивочные - для формирования продольного стыка обшивки; усиленные, воспринимающие дополнительные сосредоточенные усилия. Шпангоуты делятся: на стыковочные - для стыковки со смежными отсеками; промежуточные, расположенные между стыковочными шпангоутами; силовые, на которые действуют сосредоточенные или распределенные на небольшой длине значительные усилия; опорные, служащие опорой на лонжемент при транспортировке или при других случаях наземной эксплуатации. Характерное исполнение стрингерного отсека представлено на рисунке 20.3.

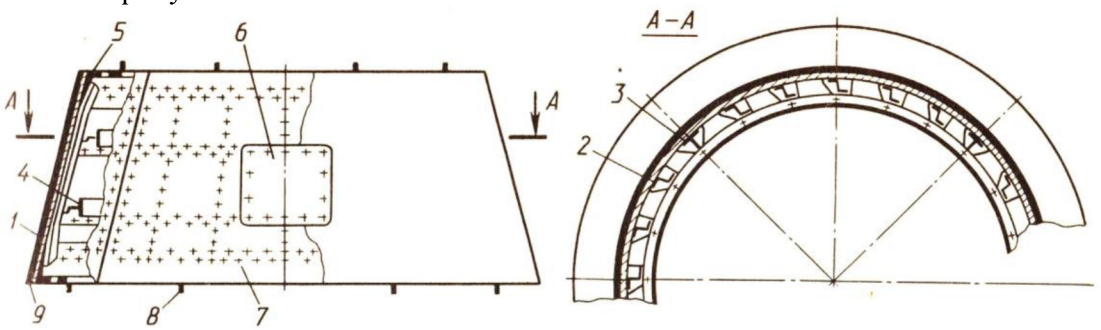


Рисунок 20.3 - Отсек стрингерной конструкции (1 - обшивка; 2 - стрингер типовой: 3 - стрингер обшивочный; 4 - шпангоут промежуточный; 5 - шпангоут стыковочный; 6 - люк эксплуатационный; 7 - заклепка; 8 - штырь; 9 - теплозащита)

Крепление обшивки к стрингерно-шпангоутному силовому набору ослабляет соответствующие элементы отсека. Для компенсации этого ослабления необходимо соответственно увеличить их толщину, а следовательно, и массу. Более рациональными с этой точки зрения являются монолитные отсеки, изготовленные из панелей, в которых стрингеры выполнены заодно с обшивкой (см. рис. 20.4а). Такие панели получают прессованием или механической обработкой толстых листовых заготовок.

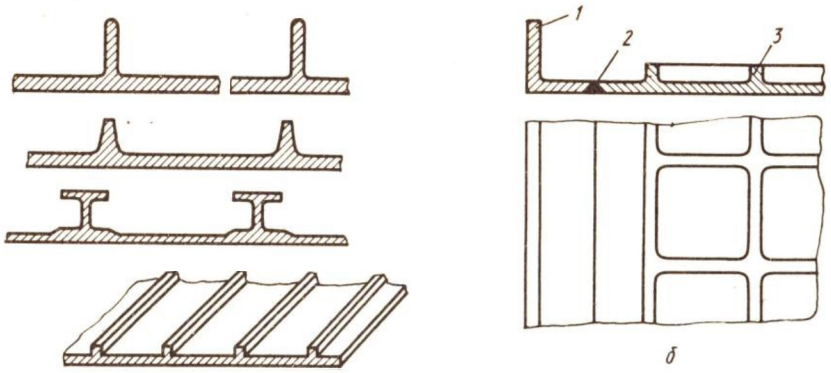


Рисунок 20.4 – Примеры конструктивного исполнения монолитных отсеков (а - стрингерного: б - вафельного: 1 - шпангоут стыковочный; 2 - сварной шов; 3 - панель вафельная)

Если сжимающие усилия достигают больших значений или к отсеку прикладываются сосредоточенные усилия, оказывается достаточно сложным обеспечить устойчивость обшивки между подкрепляющими элементами. В этом случае может допускаться потеря устойчивости обшивки. Основными несущими элементами при этом будут лонжероны, более мощные по сравнению со стрингерами, устанавливаемые с большим шагом и, как правило, в местах приложения сосредоточенных сил.

Например, лонжероны устанавливаются в местах крепления ракеты-носителя на стартовом столе, в местах приложения сосредоточенных сил от двигателей и т.д. Толщина обшивки здесь определяется уже не условиями устойчивости, а технологическими ограничениями.

Вафельные отсеки, получившие широкое распространение в ракетной технике, являются, по существу, предельной формой стрингерно-шпангоутного силового набора.

Под вафельными оболочками принято понимать конструктивно-ортотропные оболочки с часто расположенным подкрепляющим набором, изготовленным заодно со стенкой (см. рис. 20.4б).

У вафельных оболочек возможны два вида потери устойчивости: общая потеря устойчивости с одновременным разрушением подкрепляющего набора и местная потеря устойчивости части стенки, заключенной между подкрепляющим набором. Местная потеря устойчивости ребра вафельным оболочкам не свойственна.

Принято различать вафельные оболочки с продольно-кольцевым набором, с перекрестным набором ребер, расположенных под углом 45° к образующей; с перекрестно-кольцевым набором, у которого перекрестные ребра расположены под углом 30° к образующей.

Вафельные отсеки изготовляются механической обработкой (фрезерованием) толстых листов, методом электрохимического фрезерования и др.

Высокие значения критических напряжений достигаются и в так называемых гофрированных отсеках (см. рис. 20.5). В таких конструкциях гофрированный металлический лист заключается между двумя гладкими обшивками. Возможна конструкция и с одной гладкой обшивкой. Обшивки с гофром соединяются сваркой, пайкой и склейкой. Мелкий шаг гофров обеспечивает высокий уровень критических напряжений местной потери устойчивости, а большой момент инерции сечения такой трехслойной стенки обеспечивает высокий уровень критических напряжений общей потери устойчивости. Это позволяет более полно использовать механические свойства материалов с высокими механическими свойствами, таких, как титан, сталь. Гофрированная обшивка может быть подкреплена силовым набором в виде лонжеронов и шпангоутов, что еще в большей степени увеличивает эффективность таких конструкций.

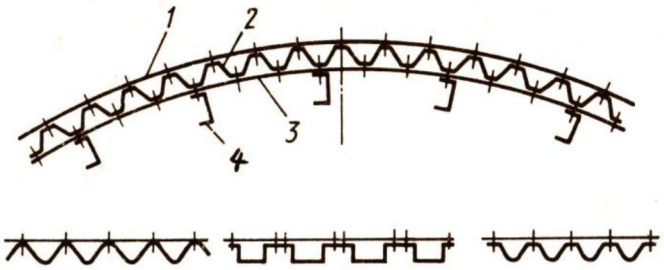


Рисунок 20.5 - Принципиальное исполнение гофрированного отсека (1,3 - обшивка; 2 - гофр; 4 - стрингер усиленный)

Широкое применение получили трехслойные конструкции, в которых между внешними гладкими обшивками находится наполнитель, скрепленный с обшивкой сваркой или склейкой. В качестве наполнителя может использоваться как металл в виде сот, так и пеноматериалы. Сотовые конструкции при относительно малой массе имеют большую жесткость и высокие критические напряжения потери устойчивости.

Особенно целесообразно применение такой конструкции, когда на отсеки помимо осевых сил действует еще и давление (головные обтекатели, конические сухие отсеки).

При проектировании трехслойных оболочек в зоне их стыковки с другими узлами или отсеками надо предусматривать установку силовых элементов для предотвращения расслоения оболочки. Доля этих подкреплений в общей массе конструкции оболочки весьма значительна, что существенно снижает ее массовую эффективность.

2) Основные расчетные соотношения

Характерным для сухих отсеков является сжатие осевой силой N, а также нагружение изгибающим моментом M и перерезывающей силой Q.

Усилие Q обычно незначительно и является второстепенным фактором. Определяющей нагрузкой при этом является эквивалентная сила

$$N_{экв} = \left(N \pm \frac{2M}{r} \right) \frac{1}{\cos\gamma}, \qquad (20.1)$$

где γ - угол полураствора конуса; r - текущий радиус сечения оболочки; для цилиндрических отсеков $\gamma = 0$ и $r = R$.

Сжимающая сила N складывается из сил инерции и сил аэродинамического сопротивления. По величине она не превосходит максимального значения тяги. Для большинства отсеков осевая сила достигает максимального абсолютного значения, как правило, в момент времени, соответствующий $n_{x\max}$.

Изгибающий момент определяется в основном поперечной перегрузкой и аэродинамическими силами. Поперечная перегрузка и аэродинамические силы, как правило, достигают максимальных значений на траектории в точке, соответствующей $q_{\max}$. Следовательно, и изгибающий момент здесь имеет максимальное значение.

Помимо полетных случаев нагружения, сухие отсеки проверяют на случай стоянки на старте. Здесь сказывается действие изгибающего момента от ветровой нагрузки в случае консольного закрепления ракеты-носителя и силы тяжести полностью заправленной ракеты-носителя. Исходной для расчета сухих стрингерных отсеков является максимальная эквивалентная сила, увеличением которой в f раз определяется расчетная эквивалентная сила

$$N^{P}_{экв} = f \cdot N_{экв}. \qquad (20.2)$$

Работоспособность конических отсеков проверяется также на действие внешнего избыточного давления p.

Знание условий нагружения позволяет перейти к определению параметров конструкции сухих отсеков. В дальнейшем рассмотрим основные расчетные соотношения, позволяющие производить выбор параметров различных типов сухих отсеков.

Допустимые напряжения гладкой цилиндрической оболочки, нагруженной осевой сжимающей силой $N^{p}_{экв}$ определяются ее устойчивостью

$$\sigma_{кр} = k_{хл} \cdot E \cdot \frac{\delta_0}{R}, \qquad (20.3)$$

где δ_0 - толщина оболочки; $k_{хл}$ - коэффициент устойчивости оболочки; E - модуль упругости; R - радиус оболочки.

Расчетные напряжения в рассматриваемом случае будут равны

$$\sigma^{P} = \frac{N^{P}_{экв}}{2 \cdot \pi \cdot R \cdot \delta_0}. \qquad (20.4)$$

Для стрингерных, лонжеронных и гофрированных отсеков возможны различные формы потери устойчивости: потеря устойчивости обшивки; общая потеря устойчивости стрингера; местная потеря устойчивости элементов стрингера.

Критические напряжения потери устойчивости обшивки можно рассчитать по соотношению

$$\sigma^{0}_{кр} = k_{хл} \cdot E \cdot \frac{\delta_0}{R} + k \frac{\pi^2 \cdot E}{12\left(1-\mu^2\right)} \left(\frac{\delta_0}{t_c} \right)^2, \qquad (20.5)$$

где k - коэффициент устойчивости пластины; μ - коэффициент Пуассона; t_c - расстояние между стрингерами.

Первое слагаемое формулы (20.5) соответствует критическому напряжению сжатой цилиндрической оболочки (20.3). Второе слагаемое соответствует критическому напряжению длинной прямоугольной пластины. В предварительных проектировочных расчетах можно принять $k_{хл} = 0{,}1$. Минимальное значение коэффициента $k = 4$ соответствует шарнирно опертой пластине.

Критическое напряжение потери устойчивости изолированной сжатой стойки в упругой области определяется по формуле

$$\sigma_{кр}^{0} = c\frac{\pi^2 E}{\lambda^2}, \qquad (20.6)$$

где c - коэффициент, зависящий от характера закрепления концов стрингера; λ - гибкость стрингера ($\lambda = l/\rho$); l - длина стрингера; ρ - радиус инерции сечения стрингера ($\rho = \sqrt{\frac{J_\Sigma}{F_\Sigma}}$); J_Σ - момент инерции сечения стрингера; F_Σ - площадь поперечного сечения стрингера.

В предварительных проектировочных расчетах можно принять $c = 2$. Так как вместе со стрингером сжимающую нагрузку воспринимает и обшивка, при определении момента инерции необходимо учитывать ее площадь и момент инерции вычислять относительно общего центра тяжести стрингера и обшивки. Момент инерции сечения профиля с присоединенной обшивкой рассчитывается по соотношению

$$J_\Sigma = \sum_i J_i + \sum_i F_i (x_i - x_T)^2, \qquad (20.7)$$

где J_i, F_i - соответственно моменты инерции и площади полок профиля и обшивки; x_i - расстояние до центров тяжести профиля и обшивки; x_T - положение центра тяжести сечения.

Положение центра тяжести сечения определяется из условия

$$x_T \cdot F_\Sigma = \sum_i F_i \cdot x_i . \qquad (20.8)$$

Критические напряжения местной потери устойчивости элементов стрингера $\sigma_{кр\,i}^{м}$ определяются по соотношению

$$\sigma_{кр\,i}^{м} = k_{мi} \cdot E\left(\frac{\delta_{ci}}{b_i}\right)^2, \qquad (20.9)$$

где δ_{ci} и b_i - соответственно толщина и ширина полки стрингера.

Коэффициент $k_{мi}$ определяется формой поперечного сечения стрингера. Для свободных полок $k_м = 0{,}46$ для стенок профиля можно принять $k_м = 3{,}6$.

При действии внешнего избыточного давления оценивается величина критического давления

$$p_{кр} = 0{,}92 \cdot E\frac{R_i^{ср}}{l_i}\left(\frac{\delta_0}{R_i^{ср}}\right)^{\frac{5}{2}} \qquad (20.10)$$

где $R_i^{ср}$ - средний радиус *i*-го пролета между подкреплениями; l_i - длина *i*-го пролета по образующей конуса.

3) Принципы формирования конструктивно-силовых схем сухих отсеков

Конструктивное совершенство сухих отсеков определяется множеством факторов, отражающих наиболее существенные качества разрабатываемой конструкции.

Для конструкций ракет-носителей одним из наиболее важных является требование по обеспечению минимальной массы отсека. Однако, как было показано выше, стремление выполнить это требование приводит к ухудшению других показателей.

Для того чтобы оценить целесообразность проведения тех или иных мероприятий, направленных на снижение массы отсека, необходимо уметь соизмерять величину достигаемого при этом массового эффекта с отрицательными последствиями по другим показателям.

В общем случае массовую эффективность конструкции сухих отсеков можно оценить отношением $\sigma_{кр}/\sigma_{0.2}$, где $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение потери устойчивости отсека.

Среднестатистические значения этого критерия для различных типов отсеков представлены ниже:

- Гладкий 0.1...0,2

- Стрингерный или лонжеронный 0.4...0,5
- Гофрированный 0,7...0,8

Малая массовая эффективность гладких оболочек свидетельствует о невыгодности использования таких конструкций. Однако эти конструкции все же применяются в виде коротких переходных участков из-за их технологической простоты и небольшого вклада в общий массовый баланс конструкции.

Наиболее широкое распространение в конструкции сухих отсеков ракет-носителей получили стрингерные или лонжеронные отсеки. Однако возможности стрингерных отсеков, не допускающих потери устойчивости обшивки, ограничены. Действительно, для повышения критических напряжений такой обшивки нужно существенно уменьшить расстояние между подкреплениями, что соответственно приведет к уменьшению площади их сечения. При этом ухудшение эффективности стрингерных оболочек будет обусловлено отсутствием стандартизованных профилей малых размеров и несоответствием расчетных и стандартизованных параметров профилей. Фактически только в конструкции отсека с обшивкой, подкрепленной частым гофром, удается достичь максимальных уровней массовой эффективности.

21 Конструирование переходных отсеков ферменного типа ракет-носителей

Ферменные отсеки нашли широкое применение в компоновочных схемах современных ракет-носителей. Они в наибольшей степени удовлетворяют предъявляемым требованиям: относительно легки, достаточно просты в конструктивном исполнении и изготовлении, удобны в эксплуатации.

Фермы представляют собой пространственные конструкции, состоящие из прямолинейных стержней, связанных в узлах сварными, болтовыми и клепаными соединениями (см. рис. 21.1). В узлах (фитингах) предусматриваются крепежные элементы, обеспечивающие между отсеками неразъемные (болты, шпильки и т.д.) или разъемные (пирозамки, пироболты и т.д.) в полете соединения и передачу нагрузок.

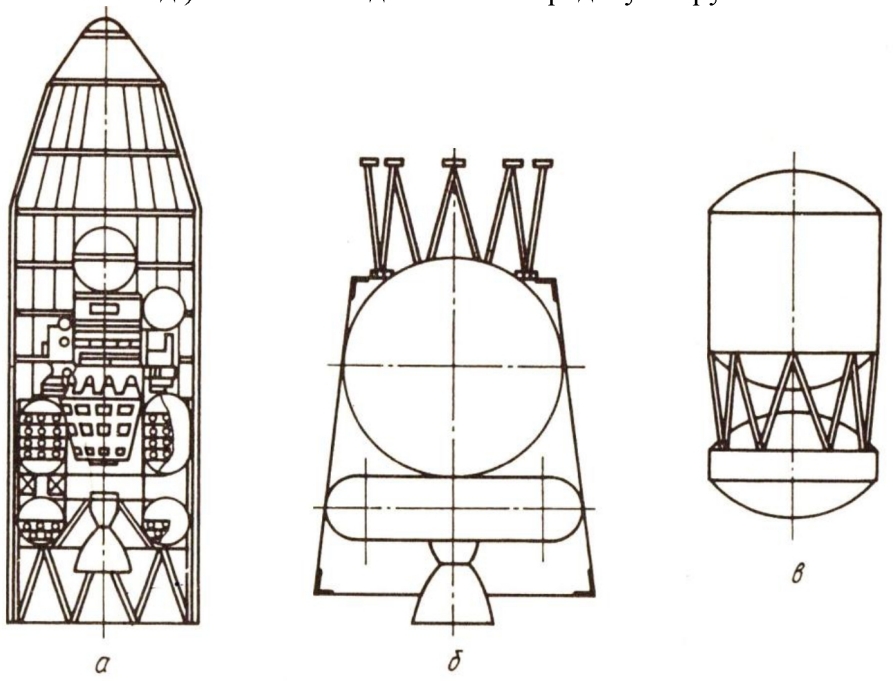


Рисунок 21.1 – Переходные отсеки ферменной конструкции (а - установка полезного груза; б - соединение ракетных блоков; в - соединение топливных баков)

Проектирование фермы заключается в выборе конструктивно-силовой схемы, материалов и геометрических размеров элементов конструкции (стержней, фитингов и т.д.). При этом в качестве исходных данных рассматривают:

- геометрические размеры отсека;
- расчетные случаи при наземной эксплуатации и в полете, определяемые внешними нагрузками и тепловыми потоками.

Внешние нагрузки для ферменных конструкций переходных отсеков, как и для переходных отсеков других исполнений определяются воздействием осевой силы, изгибающего момента и перерезывающей силы.

Некоторую специфику имеет определение этих сил для фермы двигателей установки. Осевая сила в этом случае может быть определена как:

$$N^P = f \cdot \left(P - m_{Дв} \cdot g_0 \cdot n_x\right) \cdot \eta_Д , \qquad (21.1)$$

где P - тяга двигательной установки; $m_{Дв}$ - масса двигательной установки; $g_0 = 9{,}8\ \text{м/с}^2$; f - коэффициент безопасности; n_x - продольная перегрузка; $\eta_Д$ - коэффициент динамичности, учитывающий динамический характер нагружения.

Для проектировочных расчетов величина коэффициента динамичности может быть принята 1,2... 1,5. Изгибающий момент для такой фермы

$$M^P = f \cdot \left(m_{дв} \cdot g_0 \cdot n_y \cdot H + M_{упр}\right), \qquad (21.2)$$

где H - высота фермы; $M_{упр}$ - момент от основных и управляющих двигателей.

Перерезывающая сила для двигательной фермы

$$Q^P = f \cdot \left(m_{дв} \cdot g_0 \cdot n_y + P_{упр}\right), \qquad (21.3)$$

где $P_{упр}$ - составляющая тяги основных и управляющих двигателей в управлении, перпендикулярном к оси РН.

При отделении ферменного отсека к узлам, где установлены толкатели, прикладываются усилия, которые вызывают нагружение стержней фермы в плоскости, перпендикулярной продольной оси отсека. Для восприятия эфой нагрузки в конструкции фермы предусматривается кольцо.

В качестве исходных данных задаются также значения коэффициентов безопасности для всех видов нагрузки и расчетных случаев и механические и теплофизические (при необходимости) свойства конструкционных материалов.

1) Классификация отсеков

Фермы используются для конструктивного исполнения переходных отсеков и крепления двигательных установок.

Переходные отсеки предназначены для соединения ракетных блоков между собой, крепления полезного груза к разгонному блоку последней ступени и для подвески ненесущих топливных баков.

Различия в функциональном назначении ферменных конструкций приводят к определенным изменениям в условиях их работы и, как следствие, к конструктивным особенностям исполнения.

Так, при "горячем" разделении ступени на стержни фермы действуют тепловые потоки и силовые нагрузки, обусловленные давлением струй двигателей при их работе до завершения разделения.

Фермы крепления подвесных баков с криогенными компонентами играют роль термомостов и кроме силовых функций должны обеспечить минимальные теплопритоки к компоненту.

На рисунке 21.2 представлены типовые конструктивные схемы переходных ферм: конические фермы, используемые для соединения разгонных блоков или баков различных диаметров; цилиндрические фермы с промежуточными шпангоутами; фермы со стержнями-подкосами, выполненными из различных профилей и используемые обычно для тяжелых ракет-носителей.

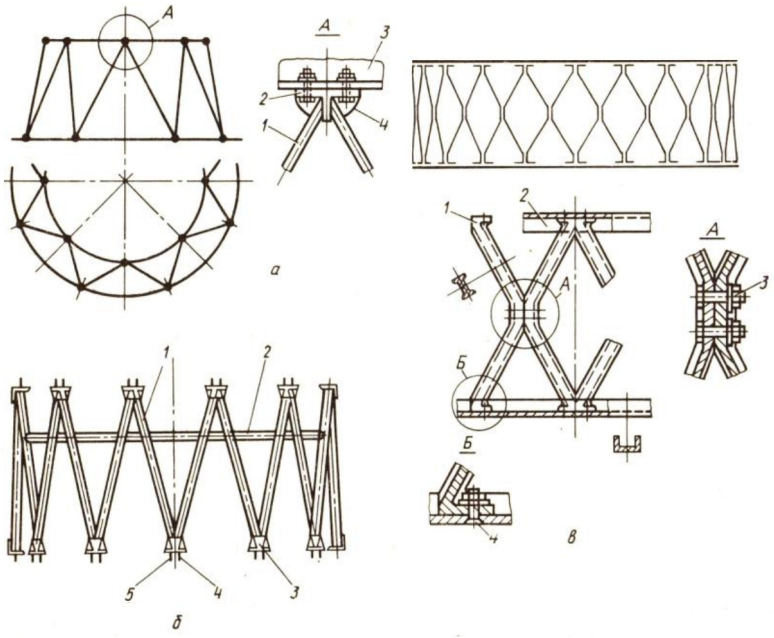


Рисунок 21.2 – Конструктивные схемы переходных ферм (а - коническая ферма: 1 - стержень; 2 - фитинг; 3 - стыкуемый отсек; 4 - косынка: б - цилиндрическая ферма: 1 - стержень; 2 - промежуточный шпангоут; 3 - фитинг; 4,5 - крепежные элементы; в - цилиндрическая ферма, выполненная из профилей: 1 - стержень; 2 - стыковочный шпангоут; 3,4 - крепежные элементы)

Фермы ракетных двигателей используются для крепления двигателей к корпусу отсека ЛА и обеспечивают не только передачу тяги двигателя и инерционных сил, но и требуемую точность установки двигателя относительно корпуса ЛА.

2) Формирование конструктивно-силовых схем

При выборе конструктивно-силовой схемы фермы требуется определить число Стержневых элементов и их взаимное расположение, а также число шпангоутов при условии обеспечения прочности и жесткости конструкции.

При этом необходимо обеспечить геометрическую неизменяемость системы, которая устанавливается путем последовательного отбрасывания узлов и анализа оставшейся части. Поскольку равновесие тела определяется шестью уравнениями статики, то минимальное число стержней в ферме должно быть равно шести. Тогда степень статической неопределимости будет равна $(3m-6)$, где m - число узлов. Однако при анализе степени статической неопределимости необходимо учитывать наличие симметрии в конструктивной схеме фермы и схеме нагружения. Фермы, используемые в конструкции переходного отсека и для установки отдельных двигателей, являются осесимметричными. На практике часто допускают, что пристыковываемые к ферме отсеки являются абсолютно жесткими (узлы фермы в процессе деформации не выходят из плоскости, см. рис. 21.3) и соединение стержней в узлах шарнирное. Тогда определение усилий в стержнях не представляет каких-либо сложностей.

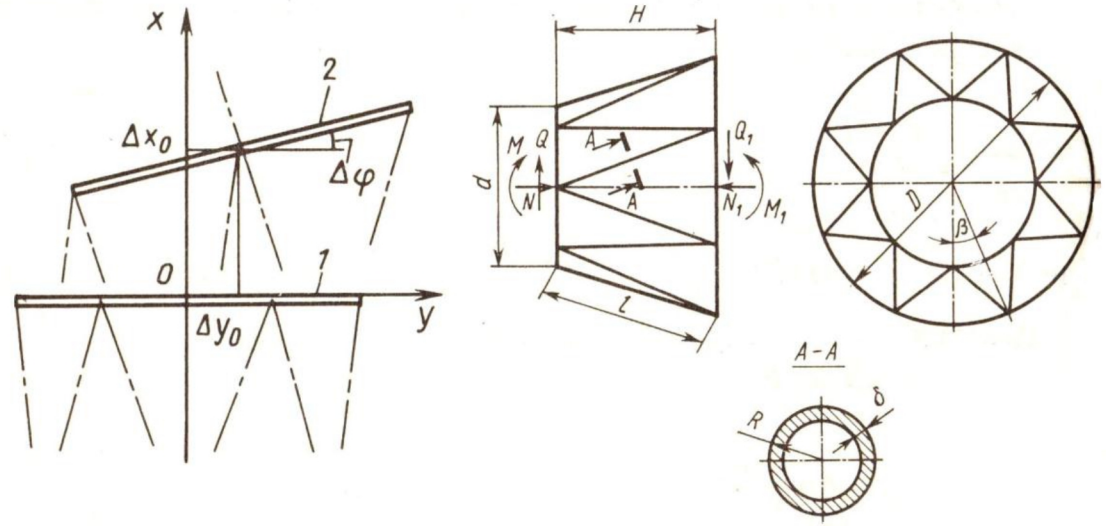


Рисунок 21.3 – Положение плоскости узлов и общая схема нагружения (1 – до деформации; 2 – после деформации)

В общем случае уравнения равновесия сил и моментов имеют вид

$$\sum N_x = 0;\ \sum N_y = 0;\ \sum N_z = 0;$$
$$\sum M_x = 0;\ \sum M_y = 0;\ \sum M_z = 0. \qquad (21.4)$$

Задача определения усилий в стержнях может быть решена значительно проще, если воспользоваться понятием эквивалентной осевой силы. Тогда можно записать (см. рис. 21.3):

$$N^P_{экв} = N^P \pm \frac{4(M + Q_x)}{D(x)},\ \text{где}\quad D(x) = d + (D-d)\frac{x}{H} \qquad (21.5)$$

Известно, что стержневая система будет статически определенной при условии ее симметрии и при использовании стержней одинакового сечения. Это приводит к тому, что при действии осевой силы усилия во всех стержнях будут одинаковыми.

Тогда расчетная нагрузка на один стержень определится следующим образом:

$$S = \frac{N^P_{экв}}{n \cdot \cos\alpha}, \qquad (21.6)$$

где n - число стержней; α - угол между стержнем и продольной осью OX.

Характеризуя в целом конструктивно-силовые схемы крепления ДУ, следует отметить сильную их зависимость от типа двигателей, соотношения размеров двигателя и ЛА, числа двигателей, схемы размещения и т.д.

3) Конструктивное исполнение узлов и элементов ферменных конструкций

Основными конструктивными элементами ферм независимо от ее схемы являются стержни и узлы соединения стержней или фитинги.

Учитывая значение нагрузки на стержневые элементы и предъявляемые к ним требования, стержни выполняются, как правило, из труб, а для тяжелых ракет-носителей - из прессованных профилей (двутавров, швеллеров и т.д.).

В дальнейшем вопросы проектирования и исполнения элементов ферм будем рассматривать на примере стержневых конструкций трубчатого сечения.

Очевидно, из условия равнопрочности сечение стоек выгодно подобрать так, чтобы напряжения, соответствующие общей потере устойчивости $\sigma_{кр}^{общ}$, и местные критические напряжения $\sigma_{кр}^{м}$ были равны напряжениям σ^{P}, возникающим в стойке от заданного усилия S^{P}, т.е.

$$\sigma_{кр}^{общ} = \sigma_{кр}^{м} = \sigma^{P}, \tag{21.7}$$

где $\sigma^{P} = S^{P} / F$; F - площадь сечения стойки.

Критические напряжения общей потери устойчивости определяются по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}{\lambda^2}, \tag{21.8}$$

где $\lambda = l / i$; $i = \sqrt{J / F}$; $c_1 = 1{,}0 \ldots 1{,}5$ - коэффициент заделки;

Для стержня трубчатого сечения имеем

$$J = \pi \cdot R^3 \cdot \delta, \quad F = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot \delta, \quad i = R / \sqrt{2}, \text{ отсюда } \sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi \cdot E \cdot R^2}{2 \cdot l^2} = \sigma^{P}. \tag{21.9}$$

Разрешая равенство (21.9) относительно R, получим

$$R^2 = \frac{2 \cdot l^2 \cdot \sigma^{P}}{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}, \tag{21.10}$$

Осевые сжимающие напряжения местной устойчивости можно оценить по формуле, соответствующей потере устойчивости цилиндрической оболочки:

$$\sigma_{кр}^{м} = \frac{kE\delta}{R} = \sigma^{P}, \quad k = 0{,}15, \text{ отсюда } \delta = \frac{\sigma^{P} R}{kE}. \tag{21.11}$$

После преобразований получим величину расчетных напряжений в явном виде:

$$\sigma = \sqrt[3]{\frac{c_1 \cdot \pi \cdot k \cdot E^2 \cdot S^{P}}{4 \cdot l^2}}. \tag{21.12}$$

Таким образом, для выбора параметров стержня достаточно воспользоваться соотношениями, приведенными выше. При этом следует помнить, что указанные соотношения справедливы, пока выполняется условие $\sigma_{кр}^{общ} \le \sigma_{пр}$ (конструкция работает в области упругих деформаций), а именно:

$$\frac{c_1 \cdot \pi \cdot k}{4} \cdot \frac{S^{P}}{l^2} \le \frac{\sigma_{пр}^3}{E^2}. \tag{21.13}$$

Таким образом, при известных нагрузках, действующих на стержень длиной l, используя соотношение (21.13), можно сразу сказать, правомерно ли использование формулы Эйлера при выбранном материале. Построенные с помощью (21.13) области (см. рис. 21.4, АМг6М) являются ориентировочными, поскольку предполагается, что стержень выполняется в соответствии с расчетными значениями R и δ (без учета ограничений, накладываемых имеющимся сортаментом труб).

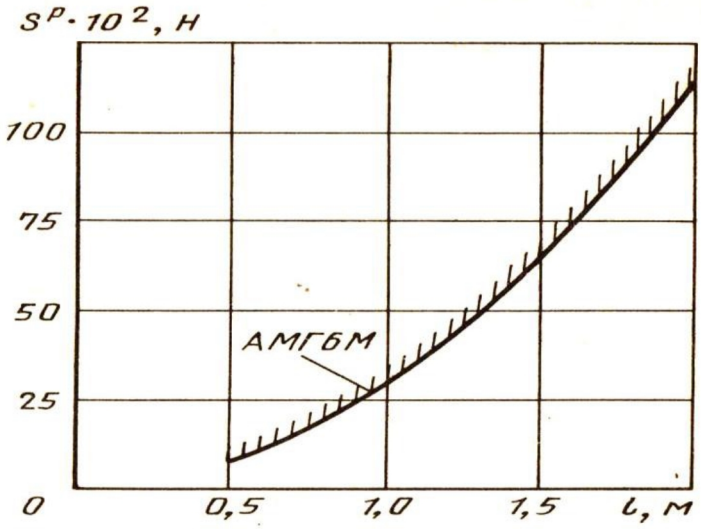


Рисунок 21.4 – Область упругих деформаций стержня

Число стержней фермы n должно определяться из условия обеспечения минимальной массы отсека. Так как все стойки изготавливаются из одного материала, в качестве критерия можно рассматривать объем ферменной конструкции. Последний можно представить в виде

$$V = nFl, \text{ где } F = \frac{S^P}{\sigma^P} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot l^2 \cdot \left(S^P\right)^2}{c_1 \cdot \pi \cdot k \cdot E^2}}. \qquad (21.14)$$

Очевидно, параметры l и S^P, входящие в выражение (21.14), также являются функциями числа стержней фермы. Нетрудно видеть, что длина стержня может быть выражена через высоту фермы:

$$l = H / \cos\alpha. \qquad (21.15)$$

С учетом обозначений, представленных на рисунке 21.5, выражение для $\cos\alpha$ можно записать:

$$\cos\alpha = \left\{1 + \frac{1}{4}\left(\frac{D}{H}\right)^2\left[1 + \left(\frac{d}{D}\right)^2 - 2\frac{d}{D}\cos\frac{2\pi}{n}\right]\right\}^{-\frac{1}{2}}. \qquad (21.16)$$

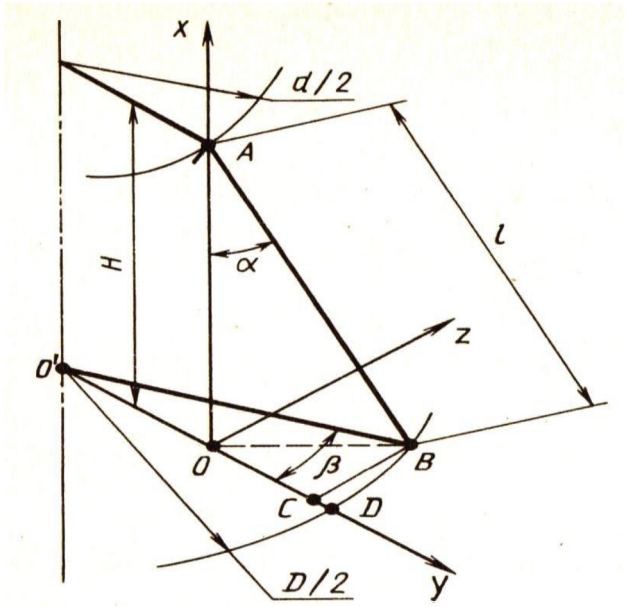


Рисунок 21.5 – Геометрические характеристики, используемые при расчете стержней

С учетом (21.16) выражение для объема ферменной конструкции запишется так:

$$V = A \cdot n^{\frac{1}{3}} \left\{ 1 + \frac{1}{4} \left(\frac{D}{H} \right)^2 \left[1 + \left(\frac{d}{D} \right)^2 - 2 \frac{d}{D} \cos \frac{2\pi}{n} \right] \right\}^{\frac{7}{6}}. \qquad (21.17)$$

Очевидно, оптимальное число стоек фермы должно соответствовать минимальному значению параметра $\varphi = V / A$, или

$$\varphi = n^{\frac{1}{3}} \left\{ 1 + \frac{1}{4} \left(\frac{D}{H} \right)^2 \left[1 + \left(\frac{d}{D} \right)^2 - 2 \frac{d}{D} \cos \frac{2\pi}{n} \right] \right\}^{\frac{7}{6}}. \qquad (21.18)$$

Характер изменения параметра φ в зависимости от числа стержней п представлен на рисунке 21.6. При проведении расчетов были приняты конкретные значения $D/H = 2$ и $d/D = 1$.

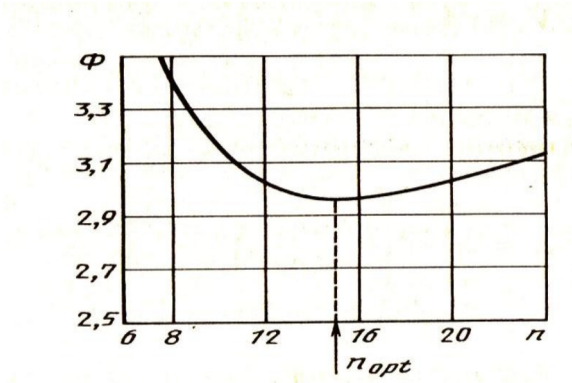


Рисунок 21.6 – Характер изменения параметра φ от числа стержней фермы

Как видно из графика, для рассмотренного случая минимум достигается при $n_{opt} = 15$. Пологий характер экстремума позволяет при выборе числа стержней фермы отходить от оптимального значения n_{opt} в ту или иную сторону в зависимости от влияния конструктивных и технологических факторов.

Анализ полученных соотношений показывает, что оптимальное число стержней не зависит от величины нагрузки и материала конструкции фермы, а определяется относительными размерами отсека (D/H и d/D).

Следует также заметить, что полученное значение n_{opt} еще не обеспечивает минимума массы конструкции фермы в целом. Это объясняется тем, что значительную долю общей массы могут составлять законцовки (фитинги) фермы. А с увеличением числа узлов их масса возрастает в результате появления конструктивных элементов, обеспечивающих связь стержней между собой (втулки, "косынки" и т.д.); ограничений на размеры крепежных элементов; реализации требований жесткости (ограничения на деформации) и т.д. Как следствие, оптимальное число стержней смещается в сторону меньших значений.

Фитинги ферменного отсека обеспечивают не только жесткую механическую связь стержней между собой, но и передачу нагрузок с одного отсека на стержни фермы и наоборот (со стержней на узлы стыковки другого отсека).

Конструктивное исполнение фитингов характеризуется большим разнообразием, что обусловлено различными значениями нагрузок (соотношением осевой и перерезывающей сил); числом стержней, сходящихся в одном узле; принципиальной схемой передачи нагрузок в узле; особенностями функционирования узла (неразъемное или быстроразъемное соединение).

Конструкции фитинга характеризуются тем, что стержни 1 стыкуются с переходником (втулкой) 2, нагрузки с которого передаются на фланец 3 и далее на узлы крепления 4 стыкуемого отсека (см. рис. 21.7а). Промежуточный элемент в виде втулки может быть достаточно просто использован для установки в нем средств крепления и (или) разделения (шариковых замков, замков-толкателей) (см рис. 21.7б). Поскольку сварной шов 5 (см. рис. 21.7а) характеризуется более низкими прочностными свойствами, чем основной материал

соединяемых элементов, то для подкрепления могут быть использованы врезные или накладные пластины.

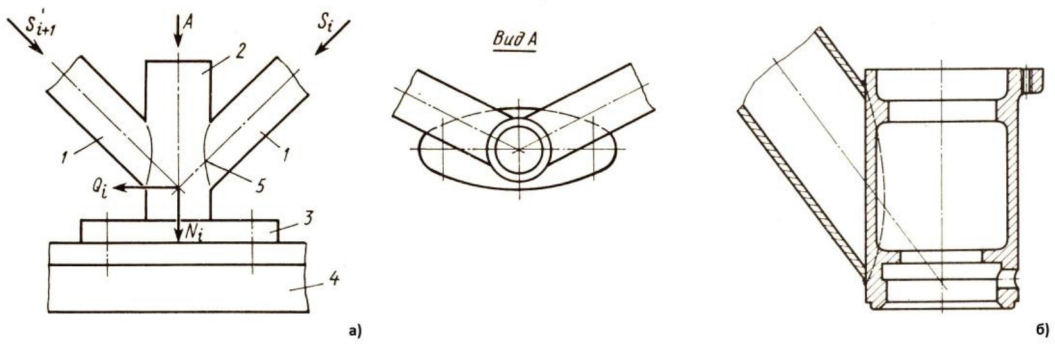


Рисунок 21.7 – Конструктивная схема фитинга (а) и втулка фитинга для установки толкателя (б)

Наибольшей несущей способностью обладают штампованные фитинги 2, привариваемые к стержням 1 по плоскостям 3 (см. рис. 21.8а). При этом длина l_1 (см. рис. 21.8б) патрубков определяется оборудованием, используемым для сварки, высота h_1 втулки должна обеспечивать возможность механической сборки (установки крепежных элементов), а полная высота h_2 втулки выбирается минимально возможной (с учетом размеров устройств крепления и разделения, если таковые установки устанавливаются).

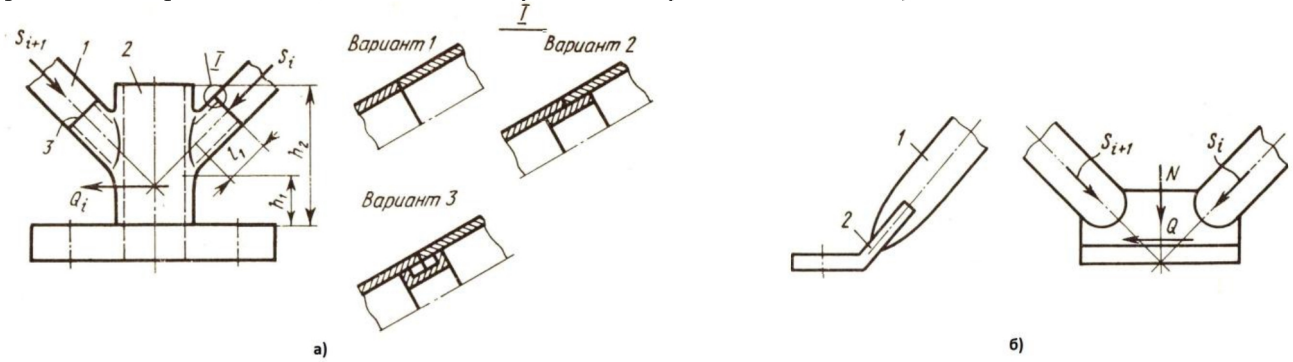


Рисунок 21.8 – Штампованный фитинг фермы (а) и вариант конструктивной схемы фитинга (б)

Несколько иная конструктивная схема представлена на рисунке 21.9а. В данном случае стержни соединяются с опорным элементом законцовки, выполненным в виде уголка. Как и в предыдущем случае, фитинг может выполняться штампованным или сваренным из отдельных элементов.

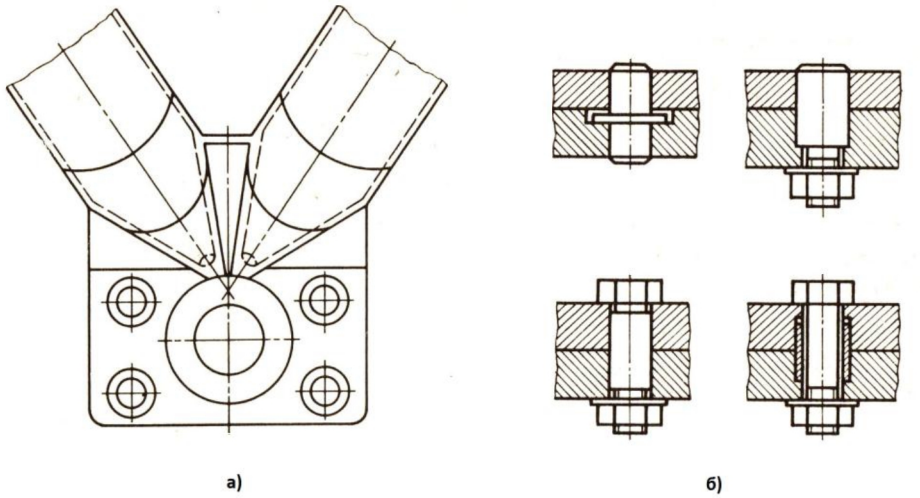


Рисунок 21.9 – Штампованный фитинг уголкового типа (а) и Варианты схем установки направляющих штифтов (б)

Для передачи нагрузок с фитинга фермы на узлы стыковки другого отсека используются различные крепежные элементы, выбор которых определяется как действующими нагрузками, так и особенностями функционирования соединения. В общем случае в соединении должны быть установлены два типа крепежных элементов: силовые установочные элементы, работающие на срез и разгружающие крепежные болты (шпильки) от изгиба, и крепежные элементы (болты, шпильки), воспринимающие осевые силы и моменты.

Силовые установочные элементы выполняются в виде установочных штифтов, призонных болтов или установочных втулок в сочетании с болтами (см. рис. 21.9б). Цилиндрические штифты, как правило, устанавливаются на прессовой посадке в одном из соединяемых элементов и на плотной посадке в другом элементе. Размер (диаметр, длина) штифта определяется расчетом на срез и смятие. Несмотря на то, что штифт устанавливается на прессовой посадке, для повышения надежности соединения (возможно выпадение штифта из-за ослабления посадки) штифт в осевом направлении дополнительно фиксируют.

Цилиндрические призонные болты позволяют передавать как перерезывающие, так и осевые нагрузки. Этим они выгодно отличаются от установочных штифтов, хотя и усложняют технологию изготовления соединений. Центрирующие участки призонных болтов устанавливают в отверстиях на плотной, напряженной или тугой посадке.

При выборе состава крепежных элементов в соединении в отдельных случаях конструктор отходит от использования установочных штифтов. Однако это не рекомендуется делать, если в соединении используются пироболты, шариковые замки и иные средства крепления, не воспринимающие перерезывающие силы.

При разработке конструкции фермы крепления двигателя необходимо обеспечить не только передачу нагрузки (тяги двигателя), но и определенное положение продольной оси двигателя относительно продольной оси разгонного блока. Для этой цели в плоскости соединения фермы с отсеком разгонного блока или с двигателем предусматриваются регулируемые опоры (см. рис. 21.10).

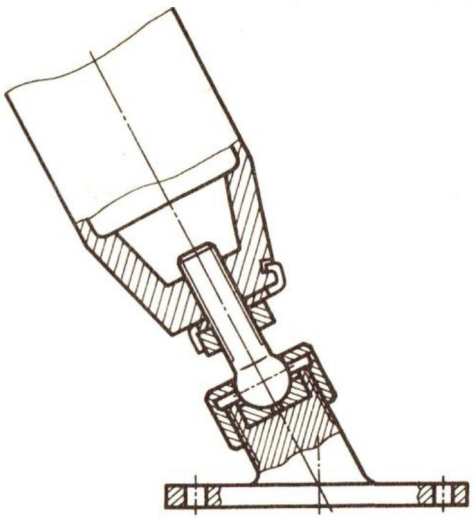


Рисунок 21.10 – Регулируемые опоры в узлах ферм двигателей

Выбор конструкционных материалов является одним из важнейших вопросов проектирования. Применительно к фермам приходится выбирать материал отдельно для стержня и фитинга, поскольку указанные элементы находятся в различных напряженных состояниях.

Будем выбирать материал стержневого элемента из условия минимума массы стержневой части конструкции. Масса стержней равна

$$m_{cm} = \rho \cdot l \cdot n \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot l^2 \left(S^P\right)^2}{c_1 \cdot \pi \cdot k \cdot E^2}} \,. \qquad (21.19)$$

Или в сравнении с фермой, например, из алюминиевого сплава АМг6 получим

$$m_{cm} = \frac{\rho_i}{\rho_{Al}} \cdot \left(\frac{E_{/Al}}{E_i} \right)^{\frac{2}{3}}. \qquad (21.20)$$

Очевидно, использование материала тем предпочтительнее, чем меньше величина отношения m_{cm}. Как показывают результаты расчета, при нормальных температурах ($T = 20^0 C$) наиболее выгодно в весовом отношении использование бериллиевых, магниевых, алюминиевых сплавов и сталей. При температурах 200...300° С и выше наибольшую весовую эффективность имеют бериллиевые, титановые сплавы, сталь и т.д.

Промышленность в настоящее время освоила изготовление трубок из композиционного материала (волокна бора + металлическая матрица из АМг6). Эти трубки имеют законцовки из АМг6.

22 Конструирование переходных отсеков от ракеты-носителя к полезной нагрузке и головному обтекателю

Переходные отсеки РН представляют собой, как правило, обечайки цилиндрической, конической формы или сочетания этих форм. Объем и характер применения в конструкции отсека композитных материалов во многом определяется их длиной и силовой схемой.

В коротких отсеках, насыщенных балочными элементами, основную массу конструкции составляют балки и шпангоуты. Обшивка отсека воспринимает перерезывающую силу, а также участвует в выравнивании и перераспределении нагрузок за счет интенсивной работы на сдвиг. Возможности эффективного применения композитов в такой конструкции невелики. Рекомендации по их использованию могут быть взяты аналогично тем, что давались для двигательных отсеков. При увеличении длины отсека (L/D >0,25) возможности эффективного применения композитов существенно возрастают. Так, для длинных отсеков с L > 2...3 м практически вся конструкция отсека, за исключением торцевых шпангоутов, может быть выполнена из композитов с существенной экономией по массе и трудоемкости изготовления.

Формирование конструктивно-силовых схем отсеков

Из композиционных материалов можно сконструировать отсеки РН любой конструктивно-силовой схемы, кроме лонжеронных отсеков, в которых допускается потеря устойчивости обшивки, так как вследствие отсутствия пластичности и низких трансверсальных характеристик композитов это приведет к разрушению обшивки. Однако подход, основанный на прямой замене металла композиционным материалом, приводит к существенному снижению массы отсека далеко не всегда. Как уже отмечалось ранее, высокие удельные характеристики композитов реализуются в направлении армирования, и от того, как эффективно их удается использовать в конкретных элементах конструкции, испытывающих воздействие определенного сочетания силовых факторов, зависит величина снижения массы всей конструкции отсека. Снижение массы отсека зависит от правильного выбора типа конструкции и технологии ее изготовления. Следует при этом отметить, что из композиционных материалов можно получать конструкции, которые трудно или невозможно изготовить из металла.

Конструктивно-силовая схема конкретного отсека из композиционных материалов зависит от его формы, размеров, условий нагружения и компоновочной схемы. Рассмотрим влияние этих факторе» более подробно.

Форма отсека. Наиболее технологичными и экономичными с точки зрения изготовления являются отсеки цилиндрической и конической формы. Они, как правило, позволяют реализовывать наиболее часто применяемые типы конструкций из КМ: гладкую, вафельную, трехслойную, сетчатую (см. рис. 22.1). При использовании в конструкции поверхностей с двойной кривизной или сложных переходных участков с нишами, надстройками и т.п. рационально изготовление отсека из ГЖМ, позволяющих выполнить конструкцию практически любой формы. Оболочки сложной формы в основном выполняются однослойными, вафельными или трехслойными. Металлические композиты позволяют реализовывать лишь конструкции одинарной кривизны.

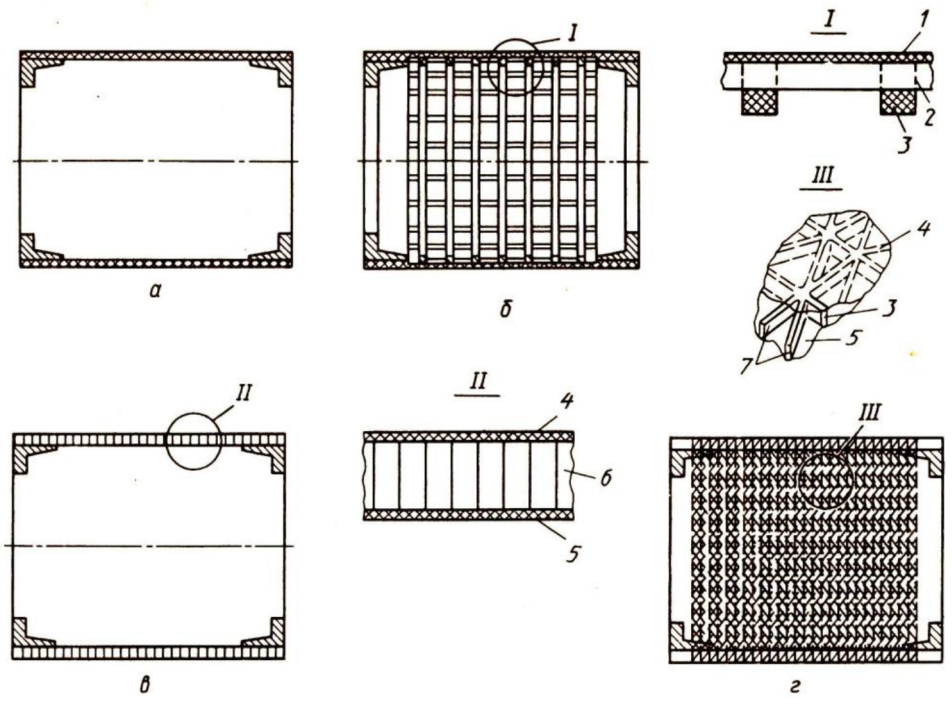


Рисунок 22.1 - Конструктивно-силовые схемы оболочек отсеков из композитов (а - с гладкой оболочкой; б - с вафельной оболочкой; в - с трехслойной оболочкой; г - с сетчатой оболочкой; 1 - обшивка; 2 - продольные ребра; 3 - кольцевые ребра; 4 - внешняя обшивка; 5 - внутренняя обшивка; 6 - сотовый заполнитель; 7 - спиральные ребра)

Геометрические размеры

В коротких отсеках (L/D < 0,25) существенную часть массы конструкции составляют стыковые соединения с соседними отсеками. В связи с отмеченными ранее низкими сдвиговыми и трансверсальными механическими характеристиками композитов доля массы стыковочных соединений еще более увеличивается, в частности при использовании традиционных фланцевых стыков с относительно редко расположенными болтами и штырями. Для этого класса отсеков, особенно сильно-нагруженных, наиболее эффективной может оказаться конструкция стрингерного или вафельного типа из металлических композитов, у которых наряду с высокими характеристиками жесткости металлическая матрица обеспечивает существенно более высокую прочность на сдвиг и смятие, чем у ПКМ. Это позволяет намного уменьшить величину зоны включения силовых элементов, а следовательно, и массу отсека. Также немаловажно то, что для коротких отсеков, как правило, определяющей является прочность на растяжение-сжатие, которая также выше у металлических композитов.

Существенный эффект может дать применение композитов в качестве усиливающих элементов конструкции: накладок, жгутов в стрингерах, шпангоутах, балках из традиционных алюминиевых сплавов (см. рис. 22.2).

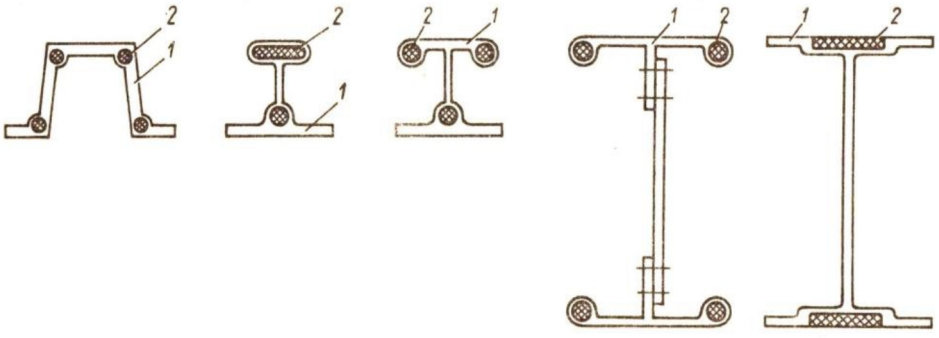


Рисунок 22.2 – Подкрепляющие элементы, усиленные композитами (1 – профиль; 2 – усиливающие жгуты и накладки из композитов)

Для отсеков средней длины (L/D = 0,25... 1) определяющим фактором является обеспечение общей устойчивости оболочки, причем тем в большей степени, чем больше длина отсека. С точки зрения рационального выполнения этого требования целесообразно:

- применение материала с вьюжим удельным модулем упругости;
- выбор схемы армирования, обеспечивающей наиболее эффективное соотношение модулей упругости оболочки в осевом и кольцевом направлениях. Для отсеков, работающих на осевое сжатие с небольшим внешним давлением, рационально соотношение $E_x = 1..1{,}2 \cdot E_y$;
- размещение материала оболочки таким образом, чтобы создавалась максимальная изгибная жесткость стенки оболочки.

Рассмотрев эти рекомендации, нетрудно прийти к выводу, что в наибольшей степени этим требованиям отвечают трехслойная и сетчатая конструкции оболочки. При очень высокой интенсивности осевых сил сетчатая оболочка с обшивками более эффективна вследствие того, что сетчатый заполнитель имеет высокую жесткость и обеспечивает высокую изгибную жесткость стенки.

Для длинных (L/D < 1) отсеков применимы те же рекомендации, что и для отсеков средней длины. При большой длине отсека и высоких осевых нагрузках может оказаться целесообразно увеличивать строительную высоту оболочки трехслойной конструкции в связи с тем, что для обеспечения совместной работы слоев необходимо увеличивать жесткость заполнителя, а следовательно, и его массу. Для сетчатых конструкций ограничение по высоте определяется технологическими возможностями. Практически можно рекомендовать ограничивать максимальную строительную высоту трехслойной и сетчатой конструкции в пределах 40...50 мм. Для обеспечения общей устойчивости в случае, когда строительная высота не укладывается в эти пределы, оболочку подкрепляют шпангоутами с шагом 0.5...1 м. Возможна также установка на оболочке продольных силовых элементов.

Уровень и характер нагружения

Как уже отмечалось ранее, наиболее характерным видом нагружения сухих отсеков является сжатие и внешнее давление.

Гладкие оболочки применимы для коротких слабонагруженных отсеков, вафельные - при среднем уровне нагружения. При больших осевых нагрузках и внешних давлениях эффективнее применять трехслойные и сетчатые оболочки. При действии на отсек больших локальных нагрузок от ложементов, опор, такелажных узлов (нагрузок, имеющих большую радиальную составляющую) в местах их приложения необходимо устанавливать шпангоуты или сабли, представляющие собой часть шпангоута.

Компоновочная схема отсека

Для сухих отсеков ракет-носителей характерно наличие люков, вырезов, ниш - элементов, нарушающих сплошностъ оболочки, вызывающих необходимость силовой компенсации ослабленных мест, а, следовательно, и увеличения массы. Если размеры выреза невелики, то для всех типов оболочек это увеличение массы примерно одинаково. Однако, при больших вырезах, массовая эффективность подкрепленных оболочек из композитов (вафельных и сетчатых) падает существенно быстрее, чем у трехслойных, а при наличии большого числа крупных вырезов и люков использование композитов в конструкции оболочки становится нецелесообразным и к тому же трудноосуществимым технологически.

23 Конструирование приборных отсеков ракет-носителей

1) Крепление приборов

Летательные аппараты, особенно КА, характеризуются наличием в них большого количества приборов. Это объясняется необходимостью проведения работ в автоматическом режиме и с большой надежностью.

Разнообразие приборов и их различие по форме, конструкции и местам крепления объясняется тем, что все они проектировались и изготавливались в различных организациях часто без учета мест крепления, фор мы аппарата, необходимости проведения с прибором работ после установки его в аппарате.

Провести полную стандартизацию и унификацию затруднительно, поэтому проектировщикам приходится приспосабливаться к многообразию форм, размеров, мест крепления и т.п. Одним из выходов из этого положения является разработка технических требовании к системам, удовлетворяющим, как проектировщиков ЛА, так и организаций-поставщиков приборов и систем.

Тем не менее, приборы, располагаемые, как правило, в приборных отсеках, можно разделить по некоторым признакам:

а) по форме: параллелепипед, цилиндр или конус, сфера или оживал, сложная форма;

б) по способу крепления: с помощью фланца, с помощью ушков, с помощью втулок, без специальных мест крепления на приборе;

в) по амортизации: крепление без амортизации, крепление на амортизаторах с большой жесткостью, крепление на амортизаторах с малой жесткостью;

г) по регулировке: положение прибора не регулируется, положение прибора регулируется специальными устройствами;

д) по легкосъемности: крепление легкосъемное, требования по легкосъемности не предъявляются;

е) по подходу: подхода к прибору при эксплуатации не требуется, должен быть хороший подход для замены прибора, должен быть подход для юстировки, включения или регулировки.

Всего многообразия установки и крепления приборов описать не представляется возможным, однако сделана попытка показать типовые, наиболее распространенные виды крепления приборов с оценкой их особенностей, достоинств и недостатков.

Следует иметь в виду, что для упрощения изображений в местах креплений не показаны способы контровки (пружинные шайбы, контровочная проволока и т.п.) и способы металлизации. Эта недоработка должна быть исправлена при разработке рабочих чертежей.

2) Жесткое крепление приборов

На рисунке 23.1 показано крепление приборов без амортизации на фанерных пластинах 1 или на металлических пластинах 8. При креплении приборов на фанерных пластинах амортизацию не применяют, т.к. фанерная пластина сама является хорошим амортизатором. Для крепления приборов на фанерной пластине в ней размещают металлические гнезда 7, играющие роль анкерных гаек. Если приборы имеют выступы, то в пластинах 1 и 8 делают вырезы или приборы крепят на втулках 10.

Другой вид крепления приборов - крепление к профилям каркаса или этажерки, при этом болты крепления приборов вворачиваются в анкерные гайки 11.

Для более плотной компоновки приборов и для улучшения подхода к ним в эксплуатации приборы могут крепиться на крышках люков 3. При таком креплении необходимо обеспечить сохранность коммуникаций без разрывов и без расстыковки разъемов, что обеспечивается применением гибких участков на жгутах и трубопроводах.

Жесткое крепление приборов допустимо, и это оговорено в техническом задании на прибор, если сами приборы могут выдержать статические и вибрационные перегрузки, или если достаточная амортизация имеется в самом приборе.

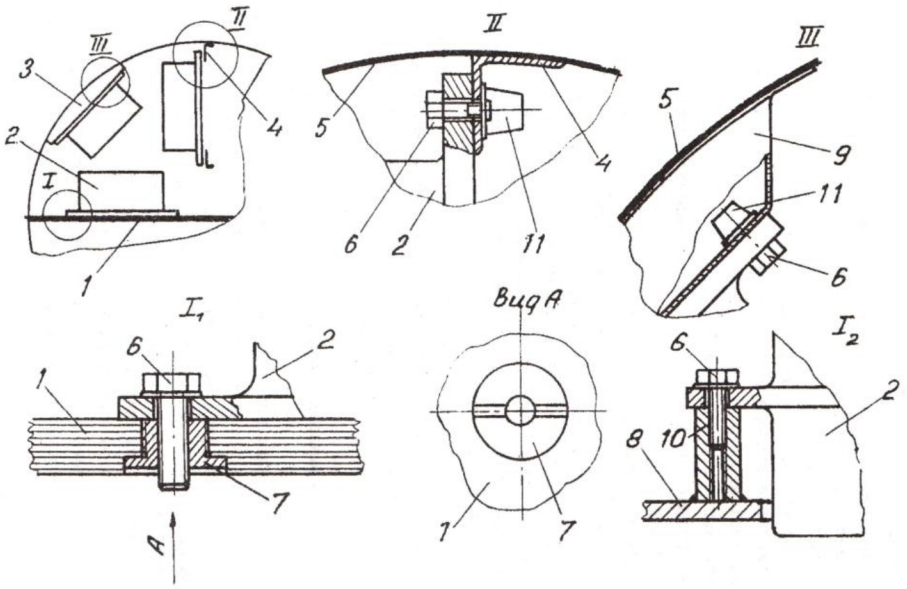


Рисунок 23.1 – Жесткое крепление приборов (1 – фанерная пластина; 2 – прибор; 3 - крышка люка; 4 – профиль; 5 – обшивка; 6 – болт; 7 – гнездо; 8 – металлическая пластина; 9 – кронштейн; 10 – втулка; 11 – анкерная гайка)

3) Крепление приборов на амортизаторах

В полете на приборы, расположенные в отсеках ракеты, действуют вибрационные нагрузки, источниками которых являются аэродинамические силы и работающие двигатели. Амортизаторы обеспечивают уменьшение перегрузок, действующих на приборы, по сравнению с перегрузками, действующими на ракету.

На рисунке 23.2 даны примеры конструкций крепления приборов на амортизаторах, характеристиками которых являются жесткость и способность рассеивать энергию.

Подбор жесткости амортизатора производят исходя из того условия, чтобы не наступил резонанс, т.е. собственная частота колебаний прибора не должна совпадать с частотой воздействия возмущающих сил, т.е.

$$f_0 > f_{ад}, \quad \text{и} \quad f_0 < f_{дв}, \tag{23.1}$$

где f_0 - собственная частота колебаний прибора на амортизаторах ($f_0 = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{z}{m}}$); z - жесткость амортизационной системы.

Для нормализованных амортизаторов величины жесткости, максимально допустимой нагрузки и прогиба приведены в данных на амортизатор. Для амортизаторов, использующих резиновые прокладки 7, 10, 12, 16, жесткость вычисляется по формуле

$$z = \frac{E_p \cdot F_a}{\delta}, \tag{23.2}$$

где E_p - модуль упругости резины; F_a - площадь контакта (рабочая площадь резиновой прокладки); δ - толщина резиновой прокладки; $f_{ад}$ - частота возмущающих колебаний от аэродинамических сил ($f_{ад} < 10 Гц$); $f_{дв}$ - частота возмущающих колебаний работающего двигателя ($f_{дв} > 1000 Гц$).

Существенной характеристикой амортизатора является его способность быстро гасить колебания и скорость гашения их амплитуды. Резиновые амортизаторы обладают этой способностью, однако значительно более эффективны амортизаторы из металлорезины (материал, спрессованный из свитой в спираль тонкой металлической проволоки).

Резиновые амортизаторы просты в изготовлении, но не теплостойки из-за наличия резины и не могут нести большую нагрузку. С другой стороны, амортизаторы из

металлорезины теплостойки, могут работать под высокими нагрузками и обладают высокой способностью гасить колебания, но они имеют слишком большую массу и трудоемки.

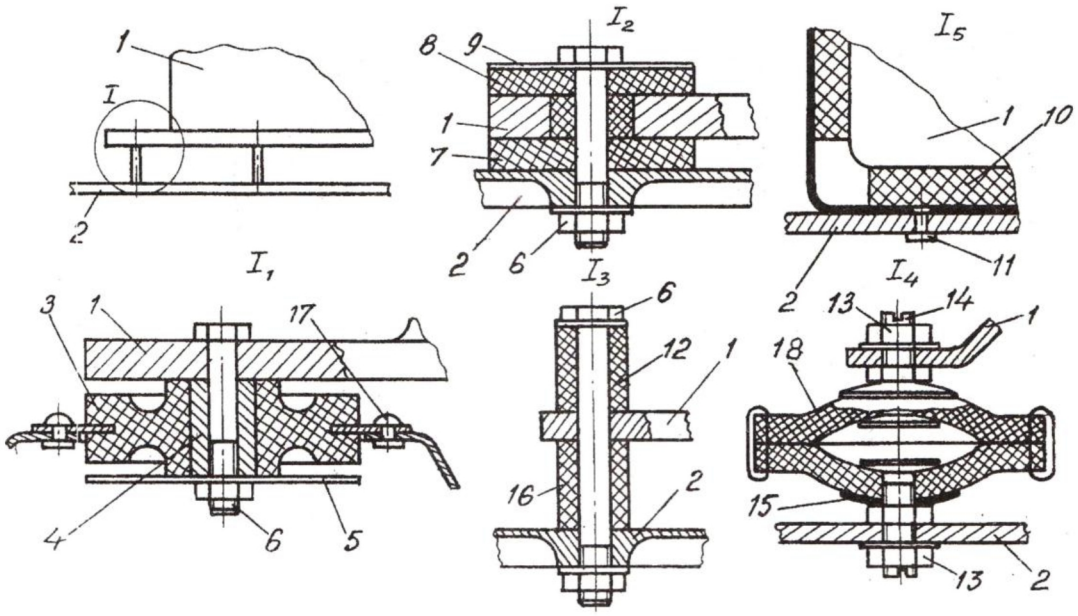


Рисунок 23.2 – Крепление приборов на амортизаторах (1 – прибор; 2 – пластина крепления прибора; 3 – амортизатор; 4 – втулка; 5 – шайба; 6 – болт; 7 – прокладка-амортизатор; 8 – прокладка; 9 – шайба; 10 – прокладка; 11 – заклепка; 12 – втулка; 13 – гайка; 14 – болт; 15 – шайба; 16 – втулка; 17 – заклепка; 18 – резинометаллический амортизатор)

4) Крепление приборов на пружинах

Приборы, которые находятся вблизи двигателя, являющегося источником высокочастотных возмущений, приходится крепить на амортизаторах с малой собственной частотой колебаний. Наиболее подходящими для этих целей являются цилиндрические пружины с малой жесткостью.

На рисунке 23.3 даны примеры крепления приборов на пружинах.

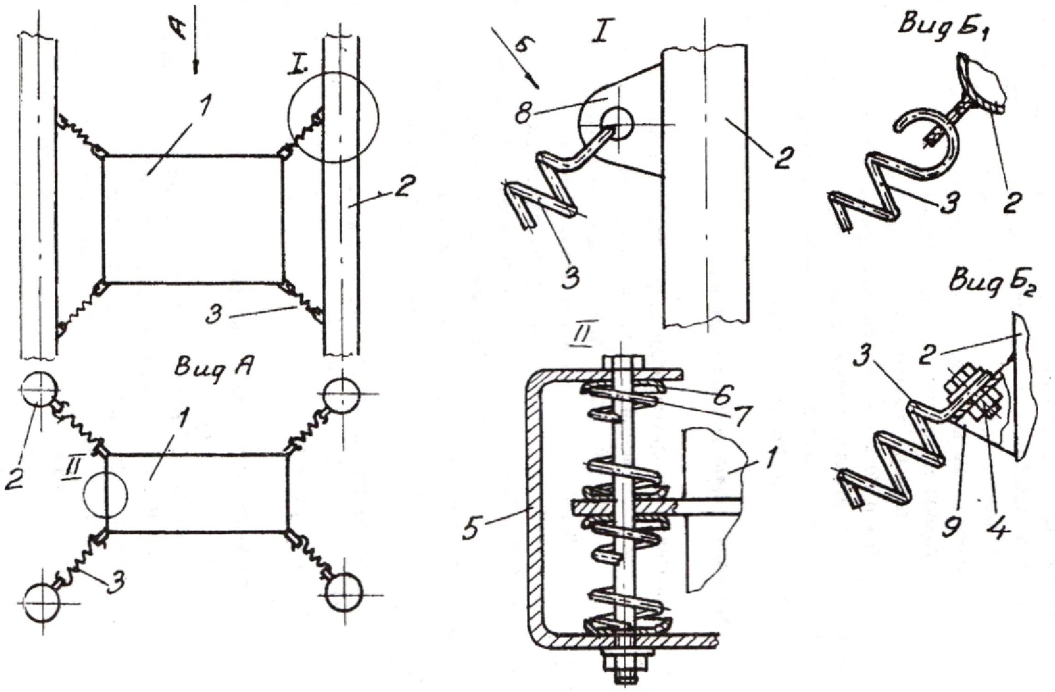


Рисунок 23.3 – Крепление приборов на пружинах (1 – прибор; 2 – элемент корпуса; 3 – пружина; 4 – крепеж; 5 – элемент корпуса; 6 – шайба; 7 – пружина; 8 – ушко; 9 – кронштейн)

В виде ***I*** прибор расчален на 8 пружинах 3 между элементами корпуса. Все пружины работают на растяжение. Жесткостные характеристики подвески зависят от характеристик самих пружин и геометрии подвески.

В виде ***II*** пластина прибора подпружинена пружинами 7, каждая из которых работает на сжатие. Из-за малой жесткости крепления приборы могут иметь большую амплитуду колебаний, что следует учитывать при выборе мест их крепления и при подводе коммуникаций к ним.

5) Регулируемая установка приборов

Ряд приборов требует соблюдения строгого своего положения . Чаще всего это достигается путем регулировки мест крепления.

На рисунке 23.4 показаны примеры узлов регулировки.

Сам прибор 1 крепится на платформе 2, закрепленной на корпусе ракеты 3 с помощью регулируемых опор. Как правило, платформы имеют три опорные точки, одна из которых - без регулировки.

Для регулирования положения опоры по высоте применяют стойки с резьбой 20, а положения пластины - с помощью сферических сегментов 22, вкладышей 12, 18 или болта со сферической головкой 5. Положение вкладышей фиксируется контргайками 6, 7, 13, 16. При необходимости некоторые опоры имеют регулировку наклона болта 20 в кронштейне 15.

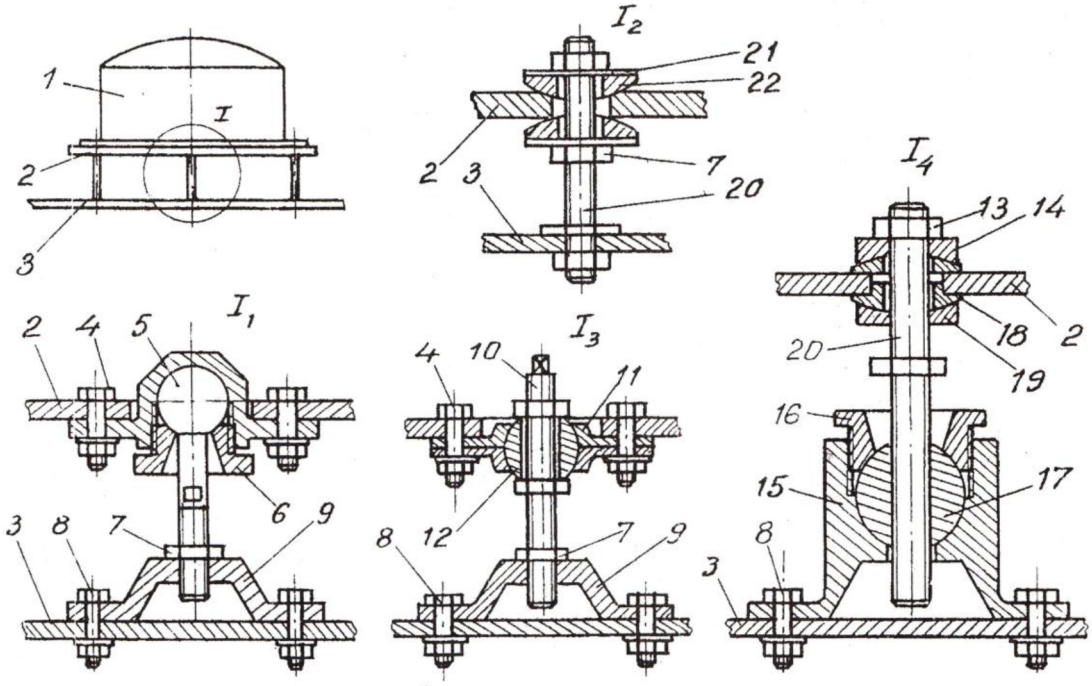


Рисунок 23.4 – Регулируемая установка приборов (1 – прибор; 2 – платформа; 3 – корпус отсека; 4 – крепеж; 5 – болт со сферической головкой; 6,7 – гайка; 8 – крепеж; 9 – кронштейн; 10 – болт; 11 – опора; 12 – вкладыш; 13 – гайка; 14 – шайба; 15 – кронштейн; 16 – контргайка; 17,18 – вкладыщ; 19 – шайба; 20 – болт; 21 – шайба; 22 – сферический сегмент)

6) Легкосъемное крепление приборов

Легкосъемное крепление приборов осуществляют в том случае, когда имеется потребность в быстрой и многократной их замене.

На рисунке 23.5 представлены два примера такого крепления:

- прибор вдвигается по полозьям 5 и крепится от выпадания с помощью гайки 9 и винта 7;
- прибор вкладывается в короб 10, оклеенный прокладками 13, и крепится с помощью профилей 11, откидывающихся на петлях и фиксирующихся в закрытом положении замками патефонного типа 12.

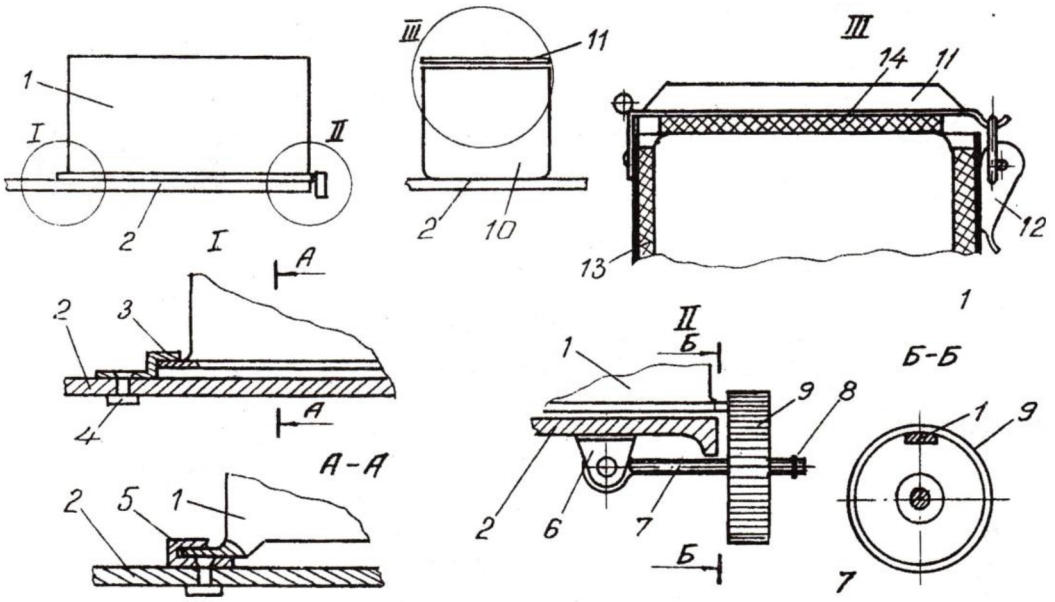


Рисунок 23.5 – Легкосъемное крепление приборов (1 – прибор; 2 – пластина; 3 – упор; 4 – заклепка; 5 – рельс; 6 – кронштейн; 7 – винт; 8 – шайба-ограничитель; 9 – гайка; 10 – короб; 11 – профиль; 12 – патефонный замок; 13,14 – прокладка)

7) Фермы для крепления приборов

Для обеспечения технологичности сборки желательно приборы монтировать на ферме вне ракеты, а затем после монтажа и проверки эту ферму вместе с приборами загрузить в приборный отсек и подключить соответствующие разъемы.

На рисунке 23.6 приведен пример конструкции такой фермы.

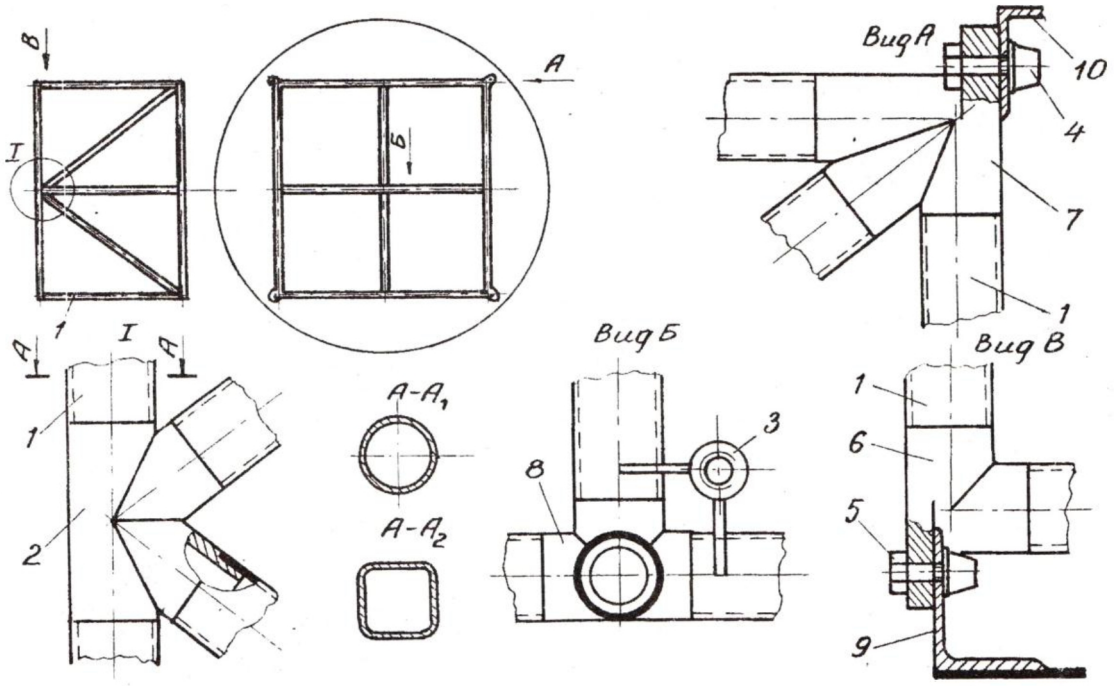


Рисунок 23.6 – Фермы для крепления (1 – стержень; 2 – фитинг; 3 – втулка; 4 – анкерная гайка; 5 – болт; 6,7,8 – фитинг; 9,10 – шпангоут)

Эта ферма сваривается из магниевых труб круглого или квадратного сечений. На ней устанавливают втулки 3 для крепления приборов и фитинги 6,7 для крепления фермы к корпусу приборного отсека.

Применение фермы позволяет обеспечить более плотную компоновку и достичь требуемого положения центра масс. В стержнях фермы при транспортировке и в полете могут возникать большие усилия из-за перегрузок, действующих на ракету.

Сварные фермы в своем большинстве статически неопределимы, однако при предварительном проектировании можно предположить, что ферма геометрически симметрична и нагрузки тоже симметричны. После проведения расчета выбирают стержень, который должен воспринимать наибольшую сжимающую нагрузку. По этой нагрузке подбирают сечение трубы и конструируют ферму, считая, что все стержни имеют одинаковое сечение.

8) Этажерка для крепления приборов

Крепление приборов на ферме технологически оправдано, но сама ферма с местами крепления имеет большую массу по сравнению с креплением приборов на этажерке, которая является частью конструкции ракеты и представляет собой набор склепанных между собой профилей. Эти профили образуют перекрестную конструкцию с ячейками для размещения приборов. К некоторым ячейкам есть подход только с торца отсека, когда ракета находится в расстыкованном виде, к другим - через люки в оболочке приборного отсека.

На рисунке 23.7 представлен пример конструкции этажерки. Профили этажерки крепятся к каркасу приборного отсека с помощью фитингов 3,9 и соединяются между собой, образуя трехмерную ячеистую структуру. Крепятся приборы к профилям и специальным кронштейнам. Профили при появлении перегрузок нагружаются усилиями от приборов. В профилях появляются как продольные, так и поперечные усилия. Для упрощения расчетов и при некотором запасе прочности можно принять, что профили имеют между собой шарнирные соединения и каждый профиль представляет собой набор балок, закрепленных шарнирно в двух опорах, а от приборов приходят сосредоточенные силы.

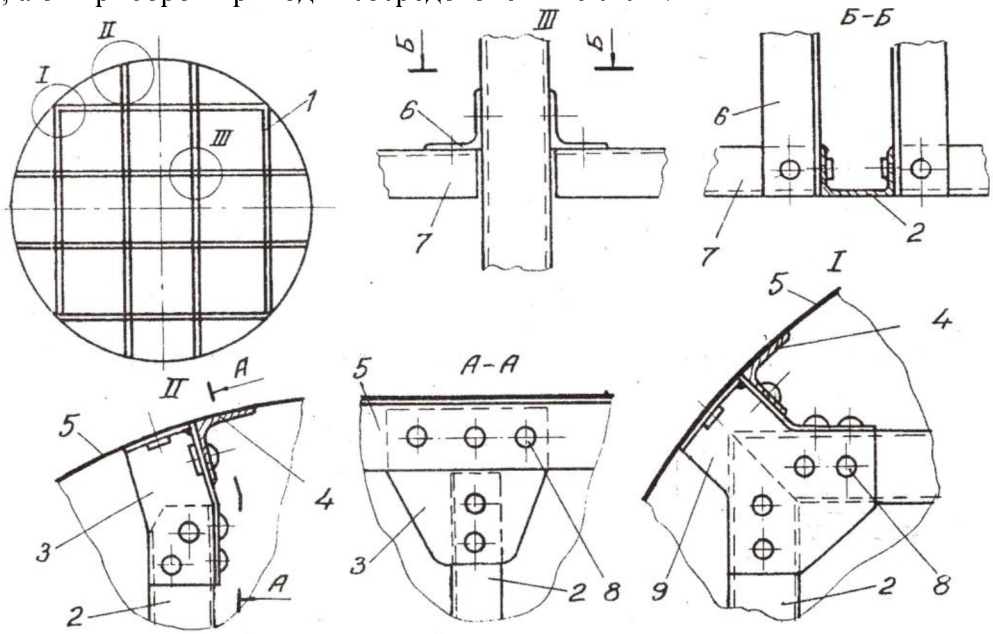


Рисунок 23.7 – Этажерка для крепления приборов (1,2 – профиль; 3 – фитинг; 4 – стрингер; 5 – обшивка; 6 – уголок; 7 – профиль; 8 – заклепка; 9 – фитинг)

9) Модульное крепление приборов

Если габариты ракеты велики и делать ферму или этажерку нецелесообразно, то можно, сгруппировав однородные приборы в отдельные модули (блоки), устанавливать их снаружи в специальные гнезда корпуса. Это крепление напоминает установку ячеек в ЭВМ.

На рисунке 23.8 дан пример крепления приборных модулей на ракете. Корпус приборного модуля 1 крепится на крышке 5. Приборы заполняют объем в модуле. Сам модуль вставляется в нишу 2, перемещаясь по рельсам 7. При этом направляющий штырь 8 попадает в ловитель 9. В конце движения происходит соединение разъемов 3 на модуле и на стенке нити. В случае большого количества соединяющихся разъемов применяют специальные устройства, досылающие модуль до крайнего положения и для свободной расстыковки разъемов.

При модульном креплении приборов никаких гибких соединений не требуется, есть только разъемы, расположенные на приборном модуле, и ответные части на стенках ниши. Применение модулей почти полностью исключает ошибки подключения разъемов к приборам. Ниша модуля в зависимости от вида нагружения в полете или при транспортировке может быть нагружена большими сосредоточенными силами от модулей. Поэтому ниша должна быть, достаточно прочна и иметь соответствующие подкрепления.

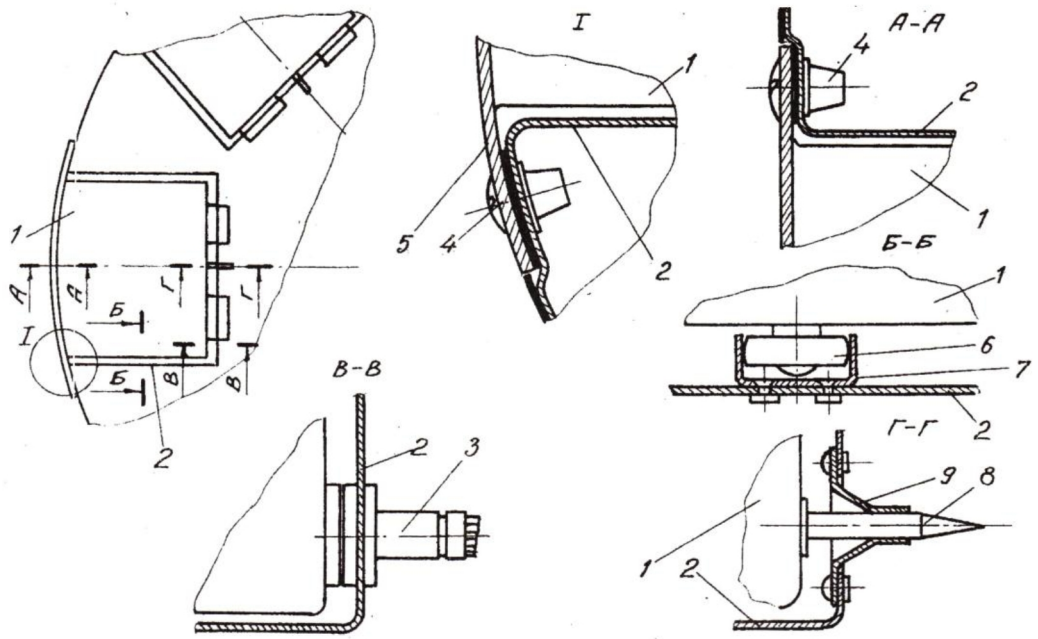


Рисунок 23.8 – Модульное крепление приборов (1 – приборный модуль; 2 – ниша; 3 – разъем; 4 – анкерная гайка; 5 – крышка люка; 6 – ролик; 7 – рельс; 8 – штырь)

10) Крепление приборов на термоплатах

Если приборный отсек не герметичен и есть необходимость длительное время функционировать в космосе, то система терморегулирования не может использовать для отбора тепла вентиляторы и теплообменники.

Конвективного теплообмена в космосе нет, а теплопередача излучением ничтожна. Поэтому поддержание температуры внутри прибора в заданных пределах возможно лишь двумя способами:

- теплоноситель пропускать непосредственно через прибор;
- отбирать тепло от прибора путем контакта с термоплатой, в которой поддерживается более низкая температура.

На рисунке 23.9 показаны обе схемы охлаждения приборов. В схеме A_1 прибор 2 крепится к термоплате 3, в которой имеются каналы с теплоносителем. Эти каналы с помощью штуцеров 9 соединяются с каналами самого прибора. Таких штуцеров в приборе минимум два - входные и выходные. Эффективность такой схемы высока, но она имеет ряд недостатков:

- прибор должен быть приспособлен к отбору тепла путем прохода охлаждающей жидкости через сам прибор;
- затруднен монтаж прибора без выливания жидкости из прибора и системы.

Поэтому такая схема не нашла широкого применения.

В схеме термоплата 3 изготовлена литьем из какого-либо материала с высокой теплопроводностью, а в этой термоплате размещена трубка-змеевик 6, имеющая два штуцера 5 - входной и выходной. Прибор 2 плотно притягивают к термоплате через фольгу из мягкого материала с высокой теплопроводностью (медь, алюминий и пр.). По этой схеме можно использовать любые приборы, лишь бы на них были привалочные плоскости для сброса тепла из прибора. Естественно, места крепления прибора должны быть согласованы с расположением трубок в термоплате.

Возможен и другой способ изготовления термоплаты, путем, например, сварки каркаса термоплаты с трубками теплоносителя.

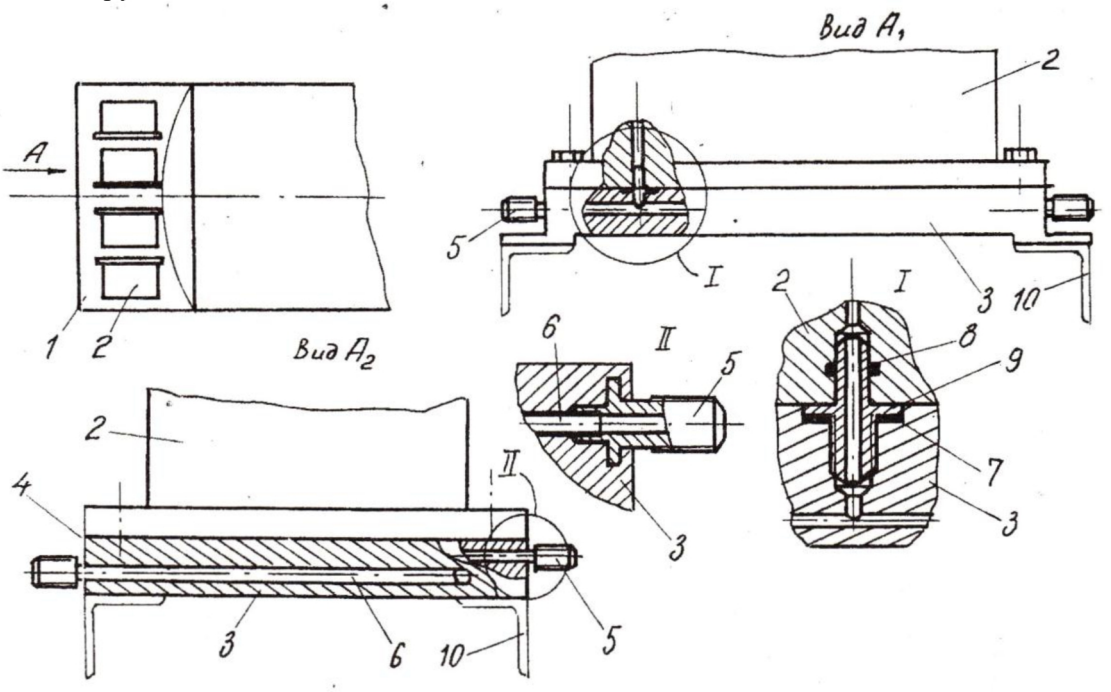


Рисунок 23.9 – Крепление приборов на термоплатах (1 – приборный отсек; 2 – прибор; 3 – термоплата; 4 – фольга; 5 – штуцер; 6 – трубка-змеевик; 7 – прокладка; 8 – герметизирующее кольцо; 9 штуцер; 10 – конструкция отсека)

24 Конструирование защитных тепловых экранов баков и приборных отсеков ракет-носителей

1) Теплоизоляционные материалы и конструкции

Для наилучшего конструктивного исполнения теплоизоляционного покрытия бака с криогенным компонентом необходимо учитывать следующее:

- Факторы внешнего силового и теплового воздействий за время пребывания аппарата на стартовой позиции до и после заправки компонентом, а также в период полета в атмосфере и космическом пространстве.
- Характеристики теплоизоляционных материалов и конструкций как в условиях Земли, так и в условиях глубокого вакуума. При этом принимаются во внимание не только теплофизические свойства материалов (теплопроводность, теплоемкость, плотность), но и механические свойства (предел прочности, температурный коэффициент линейного расширения и газоотделение в вакууме).
- Технологичность изоляции. Требования технологичности определяют не только возможность производства определенных материалов, но и качество контроля свойств самих материалов и конструкций в процессе монтажа, простоту и надежность установки изоляции на корпусе бака, сохранность свойств изоляции до нанесения на поверхность изделия и в процессе монтажа (очень часто система теплозащиты подвергается повреждению в большей степени в процессе сборки, чем в течение всего последующего периода).
- Эксплуатационные свойства. Разрабатываемая конструкция теплоизоляции бака должна обеспечивать надежную защиту от влаги и повреждений, возможность продувки изоляции.

Промышленностью в настоящее время отработано для криогенной техники большое число теплоизоляционных материалов, таких, как волокнистые материалы, пенопласта на различной полимерной основе, а также различные теплоизоляционные конструкции, полученные путем комбинации отдельных материалов.

К материалам, а также конструкциям на их основе, используемым для теплоизоляции криогенных баков, предъявляют следующие требования:

- соответствие рабочей температур материала условиям работы конструкции;
- низкие значения плотности, теплоемкости и теплопроводности; высокие прочностные свойства (в первую очередь предел прочности на сжатие и растяжение);
- технологичность материала (возможность нанесения материала на поверхности сложной формы);
- хорошие эксплуатационные свойства (слабое влияние внешних условий на свойства, стабильность свойств со временем, стойкость материалов к разрушению в процессе эксплуатации и т.д.).

Одной из важнейших характеристик теплоизоляционного материала является теплопроводность. Причем поскольку используемые материалы являются высокопористыми, перенос тепловой энергии через слой изоляции определяется большим числом элементарных тепловых процессов: кондуктивным теплопереносом через каркас материла и газ, заполняющий поровое пространство; вынужденной конвекции газа и излучением. Интенсивность протекания каждого из указанных процессов различным образом зависит от плотности материала и его структуры.

Интенсивность теплопереноса через слой материала определяется кондуктивным переносом энергии (по каркасу и газу) и изучением соответственно

$$\lambda = \lambda_{конд} + \frac{16 \div \pi^2 \cdot \sigma_0}{3 \cdot k_0} \cdot T_л^3, \qquad (24.1)$$

где $T_л$ - эффективная температура слоя ($T_л = \sqrt[3]{\left(T_Г^4 - T_X^4\right)/\left(T_Г - T_X\right)}$); $T_Г$, T_X - температура горячей и холодной поверхностей; $\sigma_0 = 5{,}668 \cdot 10^{-8}\, Вт/\left(м^2 \cdot T^4\right)$ - постоянная Стефана-Больцмана; k_0 - коэффициент ослабления ($м^{-1}$).

Кондуктивную теплопроводность высокопористых материалов ($\rho < 100$ *кг/м*^{3}) можно оценить соотношением

$$\lambda = 1{,}2...1{,}3 \cdot \frac{\lambda_Г^0}{1 + 2 \cdot \beta \cdot k_П}, \quad \beta = \frac{9 \cdot \gamma - 5}{2 \cdot (\gamma + 1)} \cdot \frac{2 - A}{A} \qquad (24.2)$$

где $\lambda_Г^0$ - теплопроводность газа, заполняющего поры, при $P = 10^5$ *Па*; A - коэффициент аккомодации газа (0,3 – для азота и углекислого газа); $K_П = \Lambda / \delta$ - критерий Кнудсена (отношение длины свободного пробега молекул газа Λ к характерному размеру порового пространства δ).

$$\frac{\Lambda}{\Lambda_0} = \frac{T}{T_0} \cdot \frac{P_0}{P} \cdot \frac{1 + C/T_0}{1 + C/T}, \qquad (24.3)$$

где Λ_0 - длина свободного пробега молекул газа при $P = 10^5$ *Па* и $T_0 = 300$ *К*.

При выборе материала и оценке теплоизоляционной конструкции по теплопроводности необходимо также учитывать, что обеспечение требуемых свойств покрытия конструктивными мерами (например, герметизирующие и уплотняющие слои) связано с определенными массовыми затратами. Учитывая сказанное, на практике эффективность материала как теплоизоляции оценивают по критерию $\rho\lambda$.

Рассмотрим некоторые используемые на практике теплоизоляционные материалы и конструкции на их основе.

Волокнистые материалы

Волокнистые материалы находят широкое применение для теплоизоляции сложных по форме поверхностей, отдельных элементов конструкции и арматуры пневмогидросистем в силу их высокой технологичности.

Материалы получают из кварцевого, стеклянного и минерального волокон. Связь между отдельными волокнами реализуется за счет естественного сцепления или с помощью связующих. Как правило, волокна контактируют друг с другом свободно, поэтому кондуктивная теплопроводность зависит не только от свойств волокон, но и от степени обжатия материала. Однако влияние последнего фактора на кондуктивную теплопроводность $\lambda_{конд}$ оказывается не столь значительным. При этом характерный размер порового пространства следует оценивать выражением

$$\delta = (0{,}5...1{,}8) \cdot \frac{d}{1 - П}, \quad 1 - П = \rho / \rho_В \qquad (24.4)$$

где d - диаметр волокна; $П$ - пористость материала; $\rho_В$ - плотность материала волокна.

Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что наилучшие теплоизоляционные свойства волокнистый материал проявляет при использовании волокон диаметром около 1 *мкм*. Изоляция из такого волокна плотностью 150...200 *кг/м*^{3} имеет в интервале температур 77...300 *К* и в условиях вакуума значения $\lambda_{конд} = (0{,}5...0{,}6) \cdot 10^{-3}$ *Вт*$/(м \cdot К)$.

Поскольку излучение является преобладающим процессом теплопереноса через вакуумированные изоляционные материалы, то с целью его уменьшения можно добавить к волокнистому материалу металлические порошки (наилучшие результаты получены при использовании дискообразных частиц толщиной 10 и диаметром 5 *мкм*). Например, добавка алюминиевого или никелевого порошка в количестве около 30 % в материал из стекловолокна диаметром 0,6 *мкм* обеспечивает теплопроводность $(0{,}2...0{,}3) \cdot 10^{-3}$ *Вт*$/(м \cdot К)$ (при $T = 77...300$ *К*).

Однако указанные смеси характеризуются рядом недостатков: склонностью металлического порошка к окислению, расслоению смеси при вибрациях и др.

Волокнистая изоляция используется для защиты конструктивных элементов, например, баков с жидким кислородом, а также как элемент составных покрытий. Конструктивно

изоляция выполняется в виде слоя волокнистого материала 2, укладываемого на защищаемой поверхности 1 и прижимаемого тканью 3 (см. рис. 24.1).

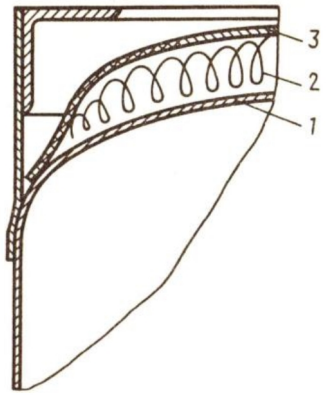


Рисунок 24.1 – Теплоизоляция днища (1 – защищаемая поверхность;
2 – слой волокнистого материала; 3 – ткань)

Пенопласты

Основой многих теплозащитных покрытий криогенных баков являются пенопласты. Они также могут использоваться автономно и как элементы более сложных по составу покрытий.

Структура пенопластов представляет собой отвердевшую пену, образующую систему заполненных газом ячеек, изолированных относительно друг друга или связанных между собой. Как показывают исследования, используемые на практике материалы имеют закрытую пористую структуру (80...88 % от всего объема). В качестве исходного материала используют полистирол, полиуретан, фенольные и эпоксидные полимеры и ряд других.

При уменьшении температуры в замкнутых объемах пор может происходить конденсация газа и понижение давления (процесс самовакуумирования). Под действием перепада давлений между окружающей средой и объемом изоляции возможно появление потоков массы газа внутрь изоляции (криогенный подсос), т.е. проникновение атмосферного воздуха через стенки пор в пенопласте. Накапливающийся на холодной стенке изоляции конденсат вызывает ухудшение теплоизоляционных свойств материала, может привести к его локальному механическому разрушению. Следует заметить, что процесс замещения пенообразующего газа (фреон) тем газом, в который помещен материал, относительно длителен. Так, проникновение воздуха происходит через несколько месяцев, а водорода и гелия через несколько недель.

Таким образом, для стабилизации процессов теплопереноса внутри пенопластов, а следовательно, и теплофизических свойств, предотвращения криоподсоса слой пенопласта целесообразно герметизировать: Однако обеспечение надежной герметизации связано с дополнительными массовыми затратами на величину $(\rho\delta)_{герм} \approx 1{,}2...1{,}5\,кг/м^2$, что значительно утяжеляет покрытие $(\rho\delta)_{изол}$.

Применяемые на практике пенопласта (типа ППУ, ФФ, ФК, ПЭ) различаются по плотности, механическим и теплофизическим свойствам. Важным моментом, характерным для пенопластов, является относительно высокий температурный коэффициент линейного расширения. Большая разность значений температурного коэффициента линейного расширения для пенопласта и материала стенки вызывает относительно большие термические напряжения в изоляции и может привести к ее разрушению. Для обеспечения работоспособности пенопласта он с внешней поверхности упрочняется (армируется) волокнами.

Внедрению пенопластов в криогенную технику способствует высокая технологичность нанесения изолирующего слоя на поверхность различной степени сложности. Теплоизоляционные покрытия могут быть получены установкой на поверхности баков заготовки различной формы (см. рис. 24.2), заливкой в полость изделия или щели, где и

происходит реакция вспенивания и отвердения, напылением изоляции на защищаемую поверхность.

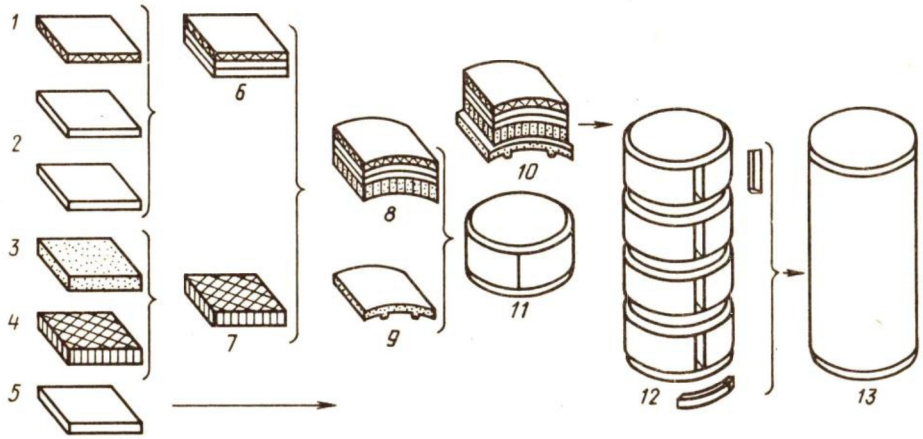


Рисунок 24.2 – Схема установки изоляции на поверхности бака жидкого водорода (1 - тедларовая пленка; 2 - нейлоно-фенольные слон; 3 - пенопласт; 4 - сотовый заполнитель; 5 - алюминиевая пластина;
6 - уплотнительная слоистая перегородка; 7 - заполнитель с пенопластом; 3 - клей; 9 - обработанная алюминиевая пластина; 10 - сегмент; 11 - сварное кольцо; 12 - сварной бак; 13 - бак с нанесенной изоляцией)

Важным моментом при использовании метода формирования является обеспечение адгезии пены к материалу подложки. Для адгезионных свойств материал может быть подвергнут обработке травлением, грунтовке и т.д.

Нанесение вспениваемой массы методом напыления позволяет получать более тонкие слои, чем при заливке. Этот способ особенно перспективен при изоляции больших поверхностей сложной конфигурации.

На высокой адгезии к металлам (алюминиевым сплавам, коррозионно-стойким сталям) пеноэпоксидов основано получение многослойных покрытий, состоящих из слоев различной плотности. С этой целью используются предвспененные заготовки, которые послойно накладывают друг на друга, а затем повышают температуру в форме до 120... 150° C, при этом объем заготовки увеличивается и слои прочно сцепляются друг с другом без применения каких-либо специальных адгезивов.

Пример конструктивного решения теплоизоляции водородного бака слоем пенопласта приведен на рисунке 24.3(а). Покрытие 2 набирается из отдельных слоев. Внешняя оболочка 3 - стеклонити, пропитанные смолой, препятствует разрушению пенопласта в результате растрескивания. Полость между стенкой бака и пенопластом по каналам 1 продувается гелием, предотвращающим конденсацию газа и взрыв в случае возможных утечек водорода.

Несколько сложнее теплоизоляция показана на рисунке 24.3(б). Изоляционная система представляет собой фенольную сотовую конструкцию, заполненную пенополиуретаном 2 и приклеиваемую с внешней стороны бака. Герметизация изоляции осуществляется слоями нейлоно-фенольного материала 3 и полимерной пленкой 4. Как и в предыдущем случае, изоляция по каналам 1 продувается гелием.

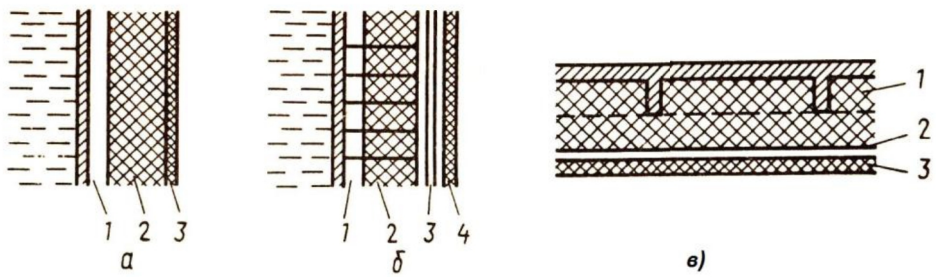


Рисунок 24.3 – Внешние теплоизоляционные покрытия и внутренняя теплоизоляция

В рассмотренных выше конструктивных решениях теплоизоляция наносится на внешнюю поверхность бака. Определенные преимущества имеют теплоизоляционные покрытия, наносимые на внутреннюю поверхность, а именно: клеевое соединение теплоизоляции с баком работает при относительно высокой температуре; исключается криогенный подсос воздуха; меньшая вероятность повреждения изоляции при сборке; через изоляцию проходит меньшее число узлов крепления и термомостов.

Однако такое конструктивное решение характеризуется и рядом существенных недостатков: возможностью проникновения компонента внутрь изоляции; трудностью контроля качества нанесения изоляции на стенку бака; возможностью забивания расходных магистралей отколовшимися кусками изоляции.

Схема внутренней теплоизоляции стенки бака вафельной конструкции приведена на рисунке 24.3(в). Изоляция состоит из пенопласта 1, армированного стеклонитями, стеклоткани 2, пропитанной эпоксидной смолой, механически связывающей отдельные блоки пенопласта и являющейся герметизирующим покрытием; слоев напыленного герметика 3, затрудняющего проникновение водорода в изоляцию (в реальных условиях водород проникает с течением времени в изоляцию и ухудшает ее характеристики).

Характеризуя эффективность пенопластов как теплоизоляционных материалов, можно отметить, что она относительно высока применительно к атмосферным условиям полета. Когда длительность внеатмосферного участка полета становится значительной, то более эффективной теплоизоляцией оказывается ЭВТИ или комбинация ЭВТИ с пенопластом.

2) Тепловые мосты

Бак с криогенным компонентом имеет с другими отсеками и агрегатами большое число функциональных связей: силовых, пневмогидравлических, электрических, которые реализуются в виде узлов крепления, трубопроводов пневмо- и гидросистем и электрических кабелей. Указанные конструктивные элементы и представляют собой так называемые тепловые мосты (термомосты), по которым происходит перетекание тепла от относительно горячих конструкций к топливному баку.

Из большого разнообразия термомостов рассмотрим силовые элементы системы крепления и трубопроводы. Крепление бака с другими отсеками может быть осуществлено оболочечными и ферменными конструкциями (см. рис. 24.4). В качестве конструкционных материалов широко используют коррозионно-стойкие стали аустенитного класса, титановые сплавы и композиционные материалы на основе стекловолокна, которые характеризуются высокими прочностными свойствами и относительно небольшим значением $\rho\lambda$, определяющего эффективность материала как теплоизолятора.

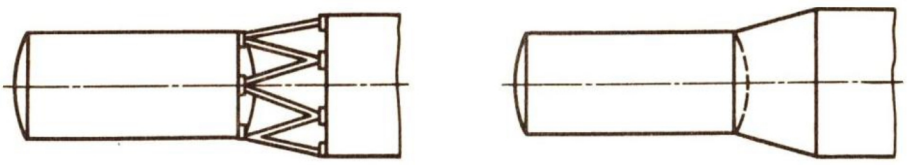


Рисунок 24.4 – Схемы крепления топливного бака с криогенным компонентом

Сравнение оболочечных и ферменных конструкций показывает, что если первые имеют относительно низкие массовые характеристики (как силовые элементы), то как теплоизоляторы по сравнению с фермами они обеспечивают большой теплоприток. Окончательный вывод относительно эффективности применяемого конструктивного решения можно сделать лишь на основании всестороннего учета влияния внешних (силовых и тепловых) факторов на интегральные массовые затраты (с учетом испарения компонента).

Относительно небольшой теплоприток через ферму объясняется, во-первых, большим термическим сопротивлением самих стержней по сравнению с оболочечной конструкцией (при одинаковой несущей способности) и, во-вторых, использованием шарнирных соединений (больше контактное сопротивление).

В конструктивном отношении стержень состоит из трубы, выполняемой, как правило, из композиционного материала (стеклопластика, углепластика), и концевых фитингов, обеспечивающих передачу локальной нагрузки на отсек. Фитинги выполняются из металлических материалов, которые относительно хорошо согласуются с композиционным материалом стержня по величине температурного коэффициента линейного расширения и имеют низкую теплопроводность (титановые сплавы). Для уменьшения массы фитингов они могут быть изготовлены из двух материалов (например, *ОТ4* и *Д16*).

Уменьшению тепловых потоков через стержни способствует не только выбор материала, но и заполнение внутреннего объема стержня кварцевым или стеклянным волокном, а также нанесение теплоизоляции на внешнюю поверхность.

В этом случае интегральный тепловой поток через теплоизолированный стержень диаметром $d_{ст}$ будет равен сумме теплового потока через сам стержень

$$Q_{ст} = F_{ст} \cdot \Delta T \cdot \left(\frac{\lambda_{ст}}{l} + \frac{\lambda_{\perp} \cdot \rho \cdot l_{ст}}{3 \cdot \delta_{из} \cdot F_{ст}} \right), \tag{24.5}$$

и теплового потока по изоляции в направлении, параллельном боковой поверхности стержня,

$$Q_{из} = \lambda_{П} \cdot \Delta T \cdot \frac{\delta_{из} \cdot p}{l_{ст}}, \tag{24.6}$$

где $p, F_{ст}$ - периметр и площадь поперечного сечения стержня; $\lambda_{ст}$ - теплопроводность материала стержня; $\lambda_{\perp}, \lambda_{П}$ - соответственно теплопроводность изоляции в направлении, перпендикулярном и параллельном боковой поверхности стержня; $\Delta T = T_{Г} - T_{Х}$ - перепад температур на длине стержня.

Из анализа приведенных выше соотношений следует, что тепловой поток $(Q_{ст} - Q_{из})$ достигает минимального значения при оптимальной толщине изоляции

$$\delta_{opt} = l_{ст} \sqrt{\frac{\lambda_{\perp}}{3 \cdot \lambda_{П}}}, \tag{24.7}$$

и оптимальной длине стержня

$$l_{opt} = \sqrt{\frac{3 \cdot \delta_{из} \cdot \left(\lambda_{ст} \cdot d_{ст} / 4 + \lambda_{П} \cdot \delta_{из} \right)}{\lambda_{\perp}}}, \tag{24.8}$$

Примеры конструктивного исполнения стержня из композиционного материала приведены на рисунке 24.5. Среднее значение теплопроводности стержней подобной конструкции в интервале температур 20...30 К примерно 0,4 $Вт/м \cdot К$.

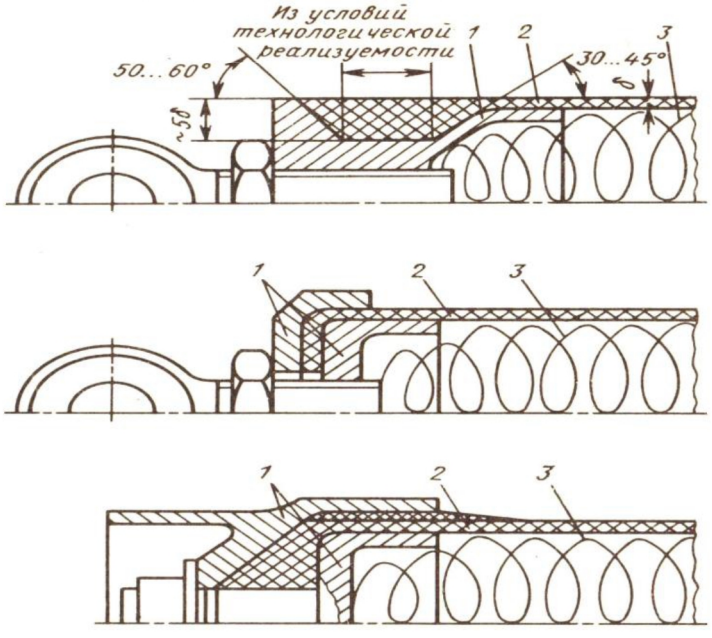


Рисунок 24.5 – Конструктивные схемы стержней (1 – фитинг; 2 – труба; 3 – волокно)

Дальнейшее уменьшение теплопритока через стержень может быть достигнуто увеличением контактного термического сопротивления, а именно: путем создания многократных, последовательно расположенных контактов между повторяющимися элементами законцовок. Многоконтактные опоры характеризуются контактом между тонкими пластинами (см. рис. 24.6). Большего сопротивления удается достигнуть посредством помещения между пластинами сетчатых прокладок. Например, использование прокладок толщиной 0,8 мм из стеклопластика СВАМ снижает теплопроводность стопки пластин примерно в 2 раза по сравнению с монолитным материалом.

По результатам отдельных экспериментов среднее значение теплопроводности при увеличении нагрузки до $3{,}5\cdot10^{-5}\,Па$ возрастает примерно в 2,8...3 раза (при перепаде температур на стопке пластин 20...300 $К$). Как видно из рисунка, термическое сопротивление контактов между металлическими пластинами меньше, чем между неметаллическими.

Как отмечалось, использование в конструкции крепления криогенного бака шарнирных соединений позволяет еще более увеличить термическое сопротивление соединений. Действительно, в месте соединения типа "ухо - вилка" термическое сопротивление зависит от теплофизических и механических свойств материалов контактирующих элементов, а также нагрузки, передаваемой через площадку контакта.

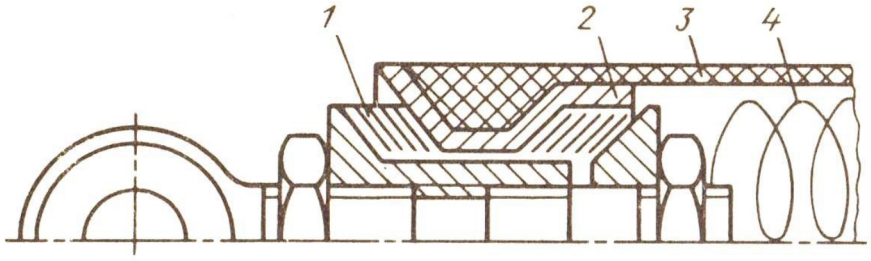


Рисунок 24.6 – Конструктивная схема заделки стержня (1 – шайба; 2 – фитинг; 3 – труба; 4 – волокно)

Если представить стержневую опору как последовательное соединение "многоконтактная опора - стержень - многоконтактная опора", то значение эффективной теплопроводности такой опоры $\lambda_{эфф}$ можно оценить следующим образом. Суммарное термическое сопротивление равно

$$R_{\Sigma}=\frac{l_{ст}}{\lambda_{эфф}\cdot F_{ст}}=\frac{l_{ст}}{\lambda_{ст}\cdot F_{ст}}+2\cdot\frac{l_{k}}{\lambda_{k}\cdot F_{k}},\quad \lambda_{эфф}=\frac{\lambda_{ст}}{1+2\cdot R_{К}/R_{ст}}, \qquad (24.9)$$

где $R_{К}$, $R_{ст}$ - термическое сопротивление контактной опоры и стержня соответственно.

25 Конструирование рам двигательных установок ракет-носителей

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) является силовозбудителем, который создает тягу и передает ее на корпус ракеты. Сосредоточенные силы, которые необходимо превратить в распределенные, прикладываются к тонкостенному корпусу ракеты через узлы подвески. Смысл требований к креплению ЖРД заключается в том, чтобы раздробить одну силу тяги на несколько частей, приложив их к корпусу ракеты. Это достигается установкой многокамерных двигателей, разводкой сил с помощью стержней ферм и других конструктивных решений.

Стрингерная конструкция корпуса, состоящая из силового шпангоута, фитингов, оболочки и стрингеров достаточно хорошо воспринимает продольные сосредоточенные силы. Монококовая конструкция оболочки так же хорошо воспринимает приложение продольных сосредоточенных сил, но без силового шпангоута и фитингов не обойтись.

На рисунке 25.1 показаны схема стрингерной конструкции и место приложения силы.

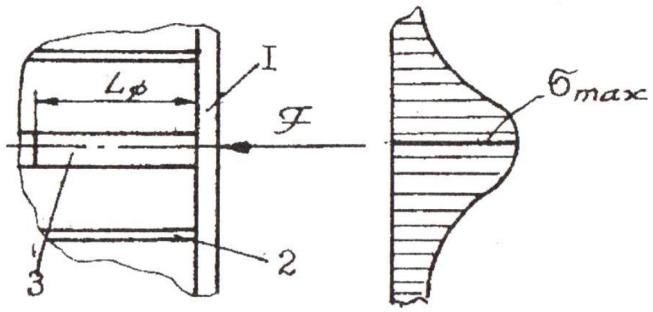


Рисунок 25.1 – Схема нагружения (1 – шпангоут; 2 – стрингер; 3 – фитинг)

Шпангоут при отсутствии фитинга превращает сосредоточенную силу в распределенную нагрузку в виде нормальных напряжений в обшивке. Максимальное нормальное напряжение в обшивке определяется по формуле

$$\sigma_{\max} = \frac{R_i}{2 \cdot \pi \cdot D \cdot \delta_{пр}} \cdot \left(1 + e^{-\frac{E_{Ш} \cdot I}{E_0 \cdot \delta_{пр}^4}} \right), \qquad (25.1)$$

где R_i - продольная составляющая тяги двигателя; D - диаметр шпангоута; $\delta_{пр}$ - приведенная толщина обшивки ($\delta_{пр} = \delta_0 + \frac{n_{стр} \cdot F_{стр}}{\pi \cdot D}$); δ_0 - толщина обшивки; $n_{стр}$ - число стрингеров; $F_{стр}$ - площадь стрингера; $E_{Ш}$ - модуль упругости материала шпангоута; E_0 - модуль упругости материала обшивки; I - момент инерции сечения шпангоута относительно оси, нормальной к оси ракеты.

Фитинг вместе с силовым шпангоутом превращает сосредоточенную силу за счет появления касательных напряжений в распределенную нагрузку. Длину фитинга определяют по формуле

$$L_Ф = 3 \cdot e^{-\frac{E_{Ш} \cdot I}{E_0 \cdot \delta_{пр}^4}} \sqrt{\frac{3 \cdot F_Ф \cdot F_{стр} \cdot c}{\delta_{пр} \cdot (F_Ф + 2 \cdot F_{стр})}}, \qquad (25.2)$$

где $F_Ф$ - площадь сечения стрингера; c - расстояние между стрингерами ($c = \pi \cdot D / n_{стр}$).

1) Ферменное крепление однокамерного ЖРД

На рисунке 25.2 показано крепление ЖРД на ферме. Четыре втулки 5 на камере сгорания соединяются стержнями 2 через башмаки 7 с силовым шпангоутом 9. Стержни образуют ферму, через которую передается тяга ЖРД на корпус ракеты. Превращение сосредоточенных сил в распределенные осуществляется за счет" вклцочения в работу шпангоута 9 и фитинга 8.

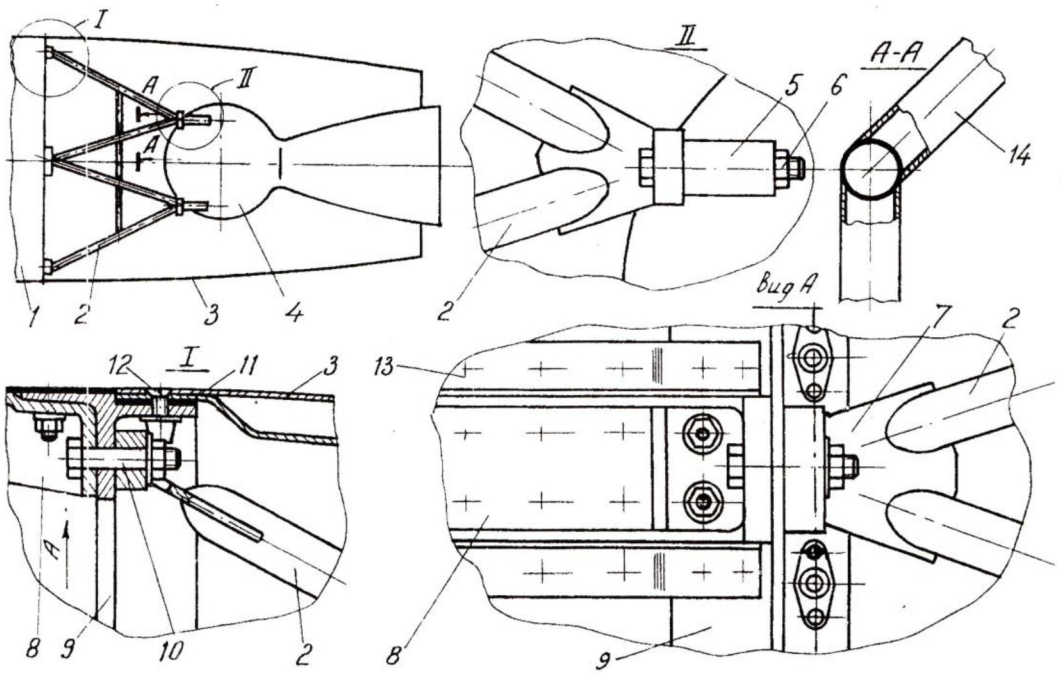


Рисунок 25.2 – Крепление ЖРД в ферме (1 – корпус ракеты; 2 – стержень фермы; 3 – хвостовой обтекатель; 4 – ЖРД; 5 – втулка; 6 – крепеж; 7 – башмак; 8 – фитинг; 9 – шпангоут; 10 крепеж; 11 – прокладка; 12 – крепеж; 13 – профиль; 14 – распорный стержень)

Все восемь стержней фермы соединены между собой распорными стержнями 14, которые увеличивают критические напряжения стержней на сжатие Условием прочности стержней фермы является выполнение соотношения

$$P_{ст}^{Э} \le P_{кр}, \qquad (25.3)$$

где $P_{ст}^{Э}$ - эксплуатационное усилие в стержне ($P = \dfrac{R}{8 \cdot \cos\varphi \cdot \cos\psi}$); $R^{Э}$ - величина тяги ЖРД; $\cos\varphi = h/l$; h - расстояние между втулками 5 и ЖРД и привалочной плоскостью шпангоута 9; l - полная длина стержня ($l = \sqrt{h^2 + D^2 - D \cdot d \cdot \cos(\pi/4) + (d/2)^2}$); D - диаметр шпангоута крепления ЖРД; $\psi = \arcsin\left(\dfrac{D \cdot \cos(\pi/4)}{l}\right)$; $P_{кр}$ - критическое усилие на сжатие половины длины стержня; E - модуль упругости материала стержня; I - момент инерции сечения стержня.

2) Жесткое крепление однокамерного ЖРД

Как показано на рисунке 25.3, жесткое крепление ЖРД производится через втулки 7 непосредственно к корпусу 5. Передача усилий на корпус происходит в четырех точках. В сглаживании неравномерности нагружения участвуют стыковой шпангоут 5 и фитинги 4.

Снаружи двигатель закрывается хвостовым обтекателем 2. Между донышком хвостового отсека 10 и соплом камеры 3 поставлено уплотнение 13 из резины или асботкани.

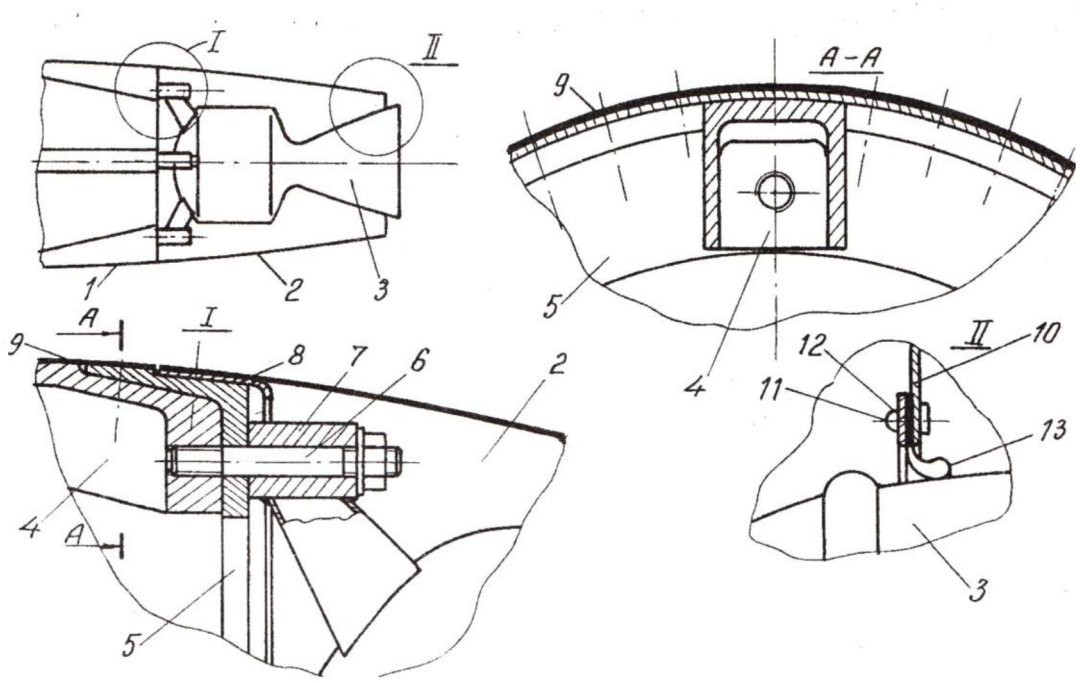


Рисунок 25.3 – Жесткое крепление однокамерного ЖРД (1 – корпус ракеты; 2 – хвостовой обтекатель; 3 – ЖРД; 4 – фитинг; 5 – шпангоут; 6 – шпилька; 7 – втулка; 8 – обшивка обтекателя; 9 – обшивка корпуса; 10 – донышко обтекателя; 11 – заклепка; 12 – кольцо; 13 – уплотнение)

На рисунке 25.4 показан пример крепления 5 двигателей, среди которых один центральный закреплен неподвижно в 4 точках на крестовине 1. Крестовина представляет собой сочетание двух балок, нагружаемых тягой центрального двигателя. Размер сечения крестовины выбирают из условия, что

$$\sigma^P \le \sigma_B,$$

где $\sigma^P = f \cdot \sigma^Э$ - расчетное напряжение; f - коэффициент безопасности; $\sigma^Э = M^Э / W$ - эксплуатационное напряжение в балке; $M^Э = R \cdot D / 4$ - изгибающий момент; R - тяга двигателя; D - диаметр корпуса ракеты; W - момент сопротивления балки.

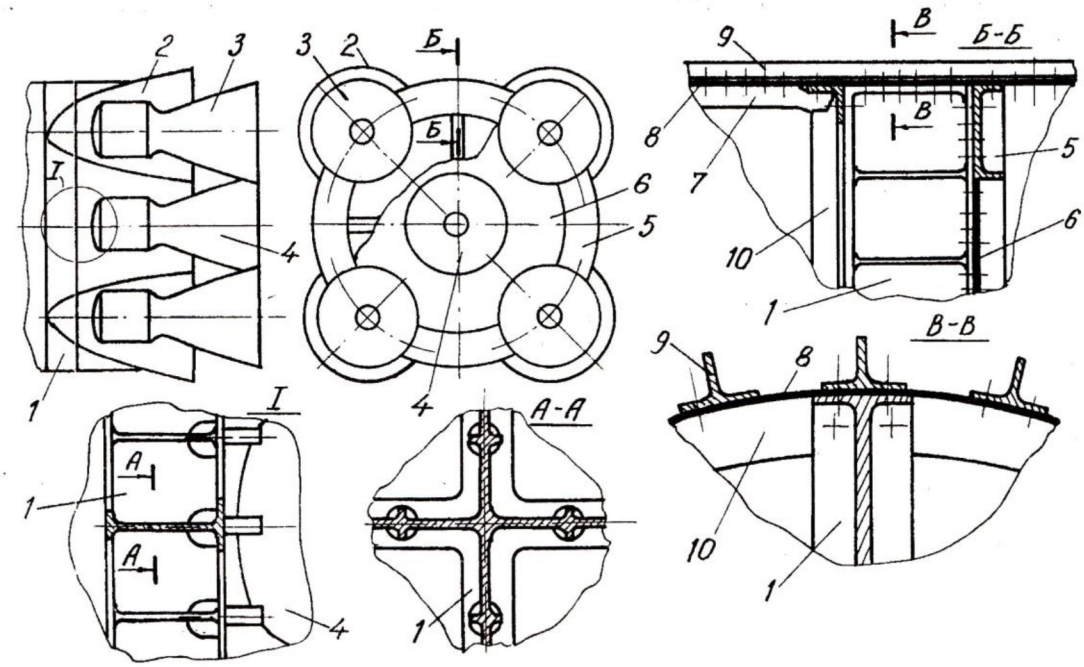


Рисунок 25.4 – Крепление ЖРД на крестовине (1 – крестовина; 2 – обтекатель; 3 – ЖРД; 4 – неподвижный ЖРД; 5 – кольцо; 6 – донная защита; 7 – стрингер; 8 – обшивка; 9 – наружный профиль; 10 – шпангоут)

Опоры периферийных ЖРД 3, имеющих возможность вращаться относительно двух осей, крепятся на кольце 5, опирающемся на крестовину. Сосредоточенные силы от этих двигателей превращаются в распределенные благодаря наличию кольца 5 и стрингерного набора хвостового отсека.

В показанной на рисунке конструкции обтекатели 2 необходимы только для уменьшения воздействия аэродинамических сил на сопла двигателя и в передаче усилий от двигателей участия не принимают.

3) Неподвижное крепление многокамерных ЖРД на ферме

Многокамерные ЖРД представляют собой связку нескольких камер, закрепленных в хвостовом отсеке ракеты. Каждая камера имеет три точки крепления. Одна из них крепится на силовом шпангоуте ракеты, другие две - на какой-либо опоре, например, как показано на рисунке 25.5, на ферме 4 в виде ферменной крестовины, состоящей из двух плоских ферм, каждая из которых опирается на силовой шпангоут 6 и фитинги 1.

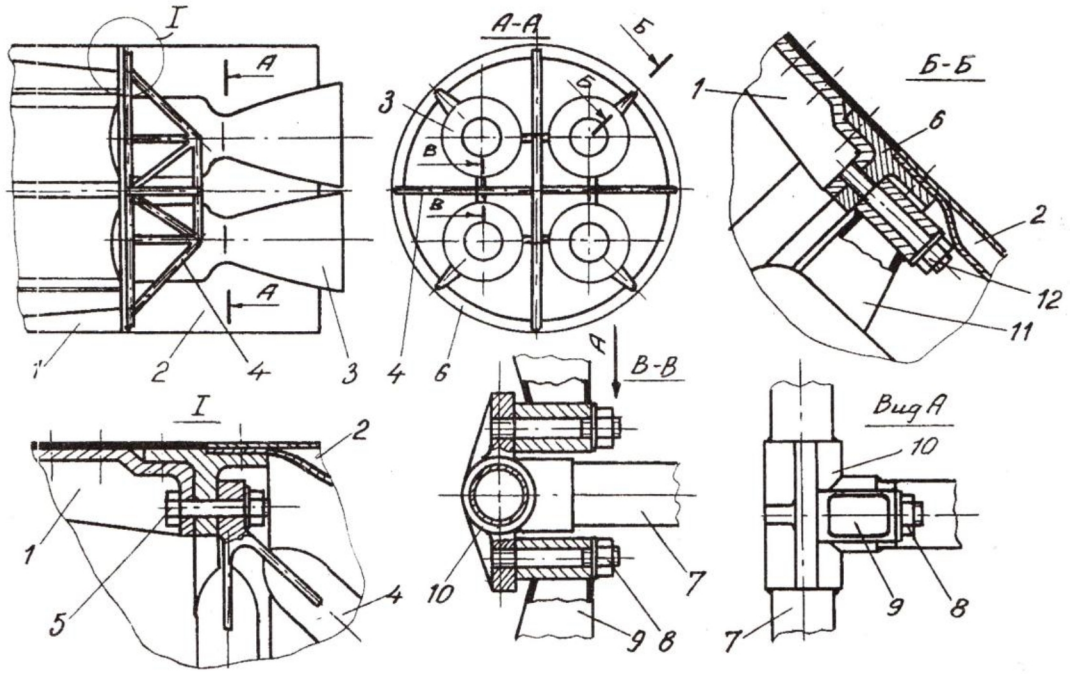


Рисунок 25.5 – Неподвижное крепление многокамерных ЖРД на ферме (1 – фитинг; 2 – хвостовой отсек; 3 – ЖРД; 4 – ферма; 5 – крепеж; 6 – шпангоут; 7 – стержень фермы; 8 – крепеж; 9 – опора;
10 – фитинг; 11 – опора; 12 – крепеж)

В такой ферме имеются одни стержни, работающие на растяжение, и другие - на сжатие. В растянутых стержнях напряжения от приложенных к ферме расчетных нагрузок не должны превышать значения временного сопротивления материала на растяжение, в сжатых, при действии эксплуатационных нагрузок, - критических напряжений на сжатие.

4) Крепление многокамерного ЖРД на многостержневой ферме

Если необходимо неподвижно закрепить несколько ЖРД, имеющих сравнительно малую тягу, то их можно поместить на многостержневой ферме или на тонкостенной оболочке. На рисунке 25.6 показан пример ферменного крепления четырех небольших ЖРД.

Четыре камеры ЖРД объединяются с помощью платформы 11 и колец 8, охватывающих каждую камеру. На каждом кольце и на платформе имеются втулки, к которым крепятся и камеры, и нижние концы стержней. Верхние концы стержней через башмаки крепятся к шпангоуту корпуса ракеты 1. Все стержни работают от тяги на сжатие и не должны терять устойчивость. Ферма спроектирована так, что все пары стержней пересекаются и объединяются фитингами 7.

Ферма напоминает оболочку и имеет малую массу, но сложна в расчете и при изготовлении.

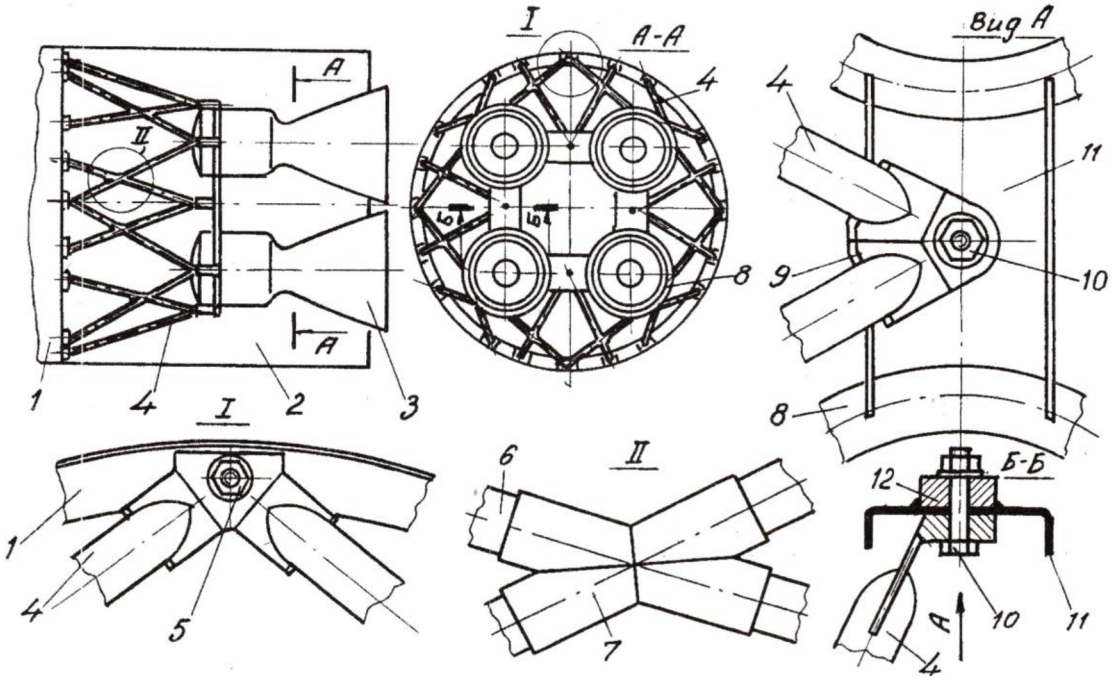


Рисунок 25.6 – Крепление многокамерного ЖРД на многостержневой ферме (1 – корпус ракеты; 2 – хвостовой отсек; 3 – ЖРД; 4 – ферма; 5 – крепеж; 6 – стержень фермы; 7 – фитинг; 8 – кольцо; 9 – фитинг; 10 – крепеж; 11 – платформа; 12 – втулка)

5) Комбинированное крепление многокамерного ЖРД

В приведенной на рисунке 25.7 схеме крепления четырехкамерного ЖРД имеются два силовых конуса, прикрепленных к сферическому днищу бака. На каждой камере есть три втулки - точки крепления камер. Каждая внутренняя втулка крепится на крестовине 6, а наружные - на шпангоуте 4.

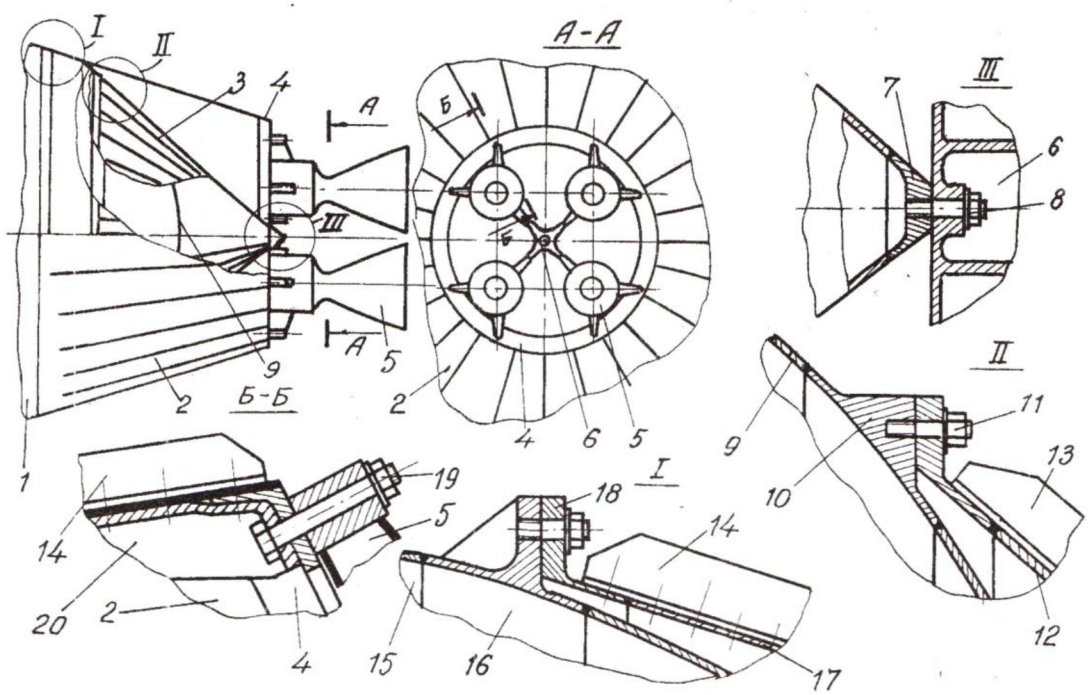


Рисунок 25.7 – Комбинированное крепление многокамерного ЖРД (1 – бак; 2 – наружный конус; 3 – внутренний конус; 4 – шпангоут; 5 – ЖРД; 6 – крестовина; 7 – опора; 8 – крепеж; 9 – днище бака; 10 – шпангоут; 11 – крепеж; 12 – обшивка; 13,14 – стрингер; 15 – днище бака; 16 – шпангоут; 17 – обшивка; 18 – шпангоут; 19 – крепеж; 20 – фитинг)

Один (внутренний) конус 3 передает 2/3 суммарной тяги четырех камер, другой конус 2 - остальную 1/3 суммарной тяги. Оба конуса, представляющие собой оболочки с подкреплением типа ребер и стрингеров, крепятся фланцами к шпангоутам 10 и 16, вваренным в днище бака.

На внешнем конусе в местах крепления ЖРД установлены фитинги 20. Сечения оболочек с подкреплениями подбирают из условий, что сжимающие расчетные напряжения не должны превышать временного сопротивления разрыву материала, а эксплуатационные напряжения - местных и общих критических напряжений оболочек.

6) Ферменное крепление поворотных ЖРД

На ракете могут быть установлены несколько ЖРД. каждый из которых может поворачиваться относительно одной оси. Пример крепления четырех ЖРД показан на рисунке 25.8. В этой схеме одна опора ЖРД закреплена на шпангоуте 5 и фитинге 4. Другая опора – на ферме 1, состоящая из четырех простейших плоских ферм, на каждой из которых размещается только один кронштейн 2 с подшипником крепления одной из цапф ЖРД.

При таком креплении на шпангоут приходят усилия: от кронштейна крепления половина тяги ЖРД, от лап фермы - одна четверть тяги ЖРД. Поэтому фитинги, подкрепляющие ферму, имеют меньшие размеры, чем фитинги внешнего крепления ЖРД.

В такой ферме имеются одни стержни, работающие на растяжение, и другие - на сжатие. В растянутых стержнях напряжения от приложенных к ферме расчетных нагрузок не должны превышать значения временного сопротивления материала на растяжение, в сжатых, при действии эксплуатационных нагрузок, - критических напряжений на сжатие.

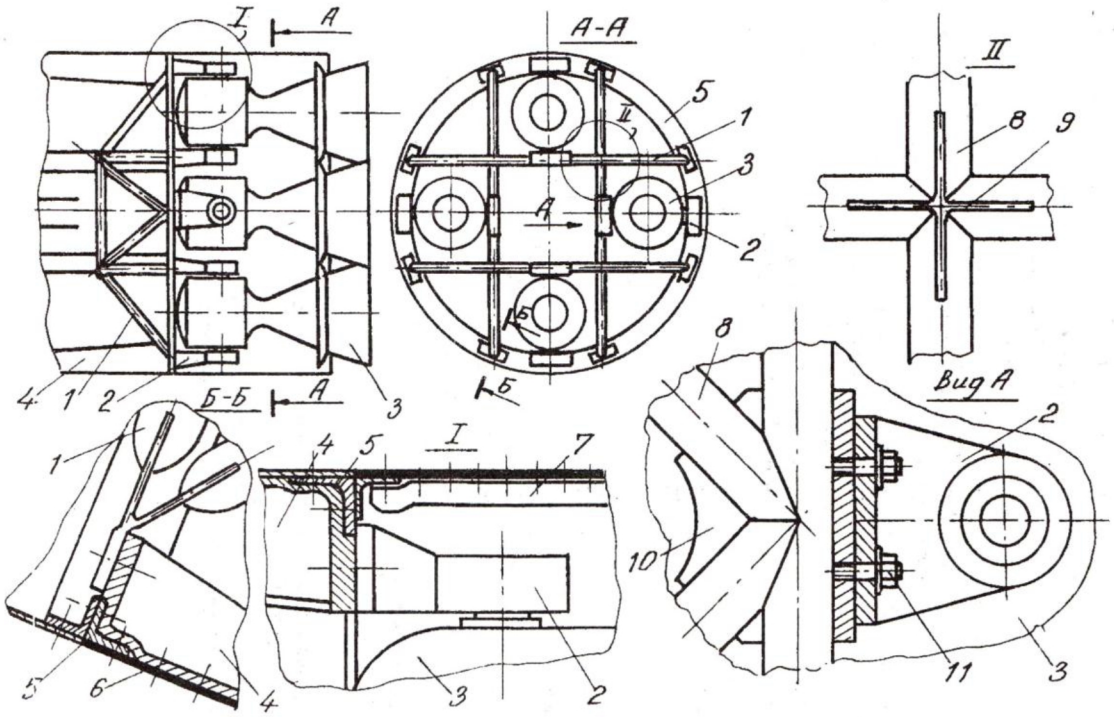


Рисунок 25.8 – Ферменное крепление поворотных ЖРД (1 – ферма; 2 – кронштейн; 3 – ЖРД; 4 – фитинг; 5 – шпангоут; 6 – обшивка; 7 – стрингер; 8 – стержень фермы; 9,10 – пластина; 11 – крепеж)

7) Крепление поворотных ЖРД в силовом кольце

На рисунке 25.9 показана схема ракеты с большим количеством (12...360 поворотных двигателей и сферическим баком. В этом случае удобно размещать двигатели 2 в силовом кольце 1, которое представляет собой набор колец-шпангоутов 4,9,14, обшивок 5, стенок и других элементов силовой стрингерной конструкции. Внутри этого кольца на кронштейнах 7 крепятся в цапфах поворотные ЖРД. Каждый кронштейн воспринимает половину тяги ЖРД и передает ее на шпангоут корпуса 3. Кронштейны должны воспринимать усилия тяги с учетом поворота ЖРД в цапфах.

Торец силового кольца закрыт донной защитой 10. Щель между фартуком сопла двигателя 18 закрыта герметизирующим кольцом 19. Это же силовое кольцо может иметь опоры для установки ракеты на стартовом устройстве.

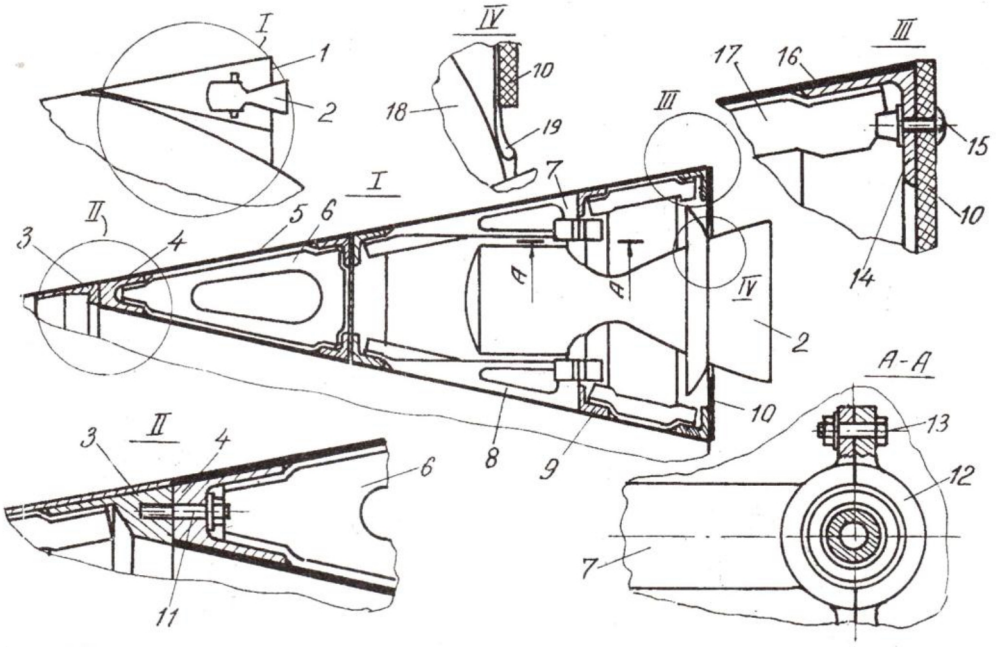


Рисунок 25.9 – Крепление поворотных ЖРД в силовом кольце (1 – силовое кольцо; 2 – ЖРД; 3,4 – шпангоут; 5 – обшивка; 6 – диафрагма; 7,8 – кронштейн; 9 – шпангоут; 10 – донная защита; 11 – крепеж; 12 – хомут; 13 – крепеж; 14 – шпангоут; 15 – крепеж; 16 – обшивка; 17 – стрингер; 18 – фартук; 19 – герметизация)

26 Конструирование корпусов хвостовых отсеков ракет носителей

Если ракете приходится функционировать в плотных слоях атмосферы и маршевые ЖРД неподвижны, то выгодно по массе и по эффективности пользоваться набегающим потоком воздуха, устанавливая на ракете воздушные рули управления.

Если ракета стартует с нулевой скоростью, когда аэродинамические поверхности не эффективны, то приходится управлять ее положением, используя газы, выходящие из сопел маршевых двигателей или рулевых камер.

В полете на аэродинамические рулевые поверхности действует воздушная нагрузка.При конструировании и подборе сечений предполагают, что воздушная нагрузка приложена в центре тяжести площади руля

$$Y_P = \frac{dC_y}{d\alpha} \cdot \delta_P \cdot q_{\max} \cdot S_P, \qquad (26,1)$$

где $\frac{dC_y}{d\alpha}$ - производная коэффициента Су по углу атаки α; $\delta_{\max} = 20^0$ - максимальный угол отклонения руля; $q_{\max}$ - максимальный скоростной напор; S_P - площадь руля.

Чаще всего наиболее напряженным местом у руля является переход от пера руля к хвостовику. Это сечение воспринимает все виды нагрузок (изгиб, сдвиг, кручение). Проверку прочности перехода необходимо проводить методом конечных элементов, используя системы решения трехмерных задач прочности.

1) Формы в плане и профили сечения рулей

Основными параметрами рулевых поверхностей являются: форма в плане, площадь, удлинение, профиль сечения и относительная толщина. Чаще всего у рулей ракет-носителей профиль сечения симметричный, относительная толщина и удлинение малы.

На рисунке 26.1 приведены наиболее распространенные формы рулей в плане и профили сечений.

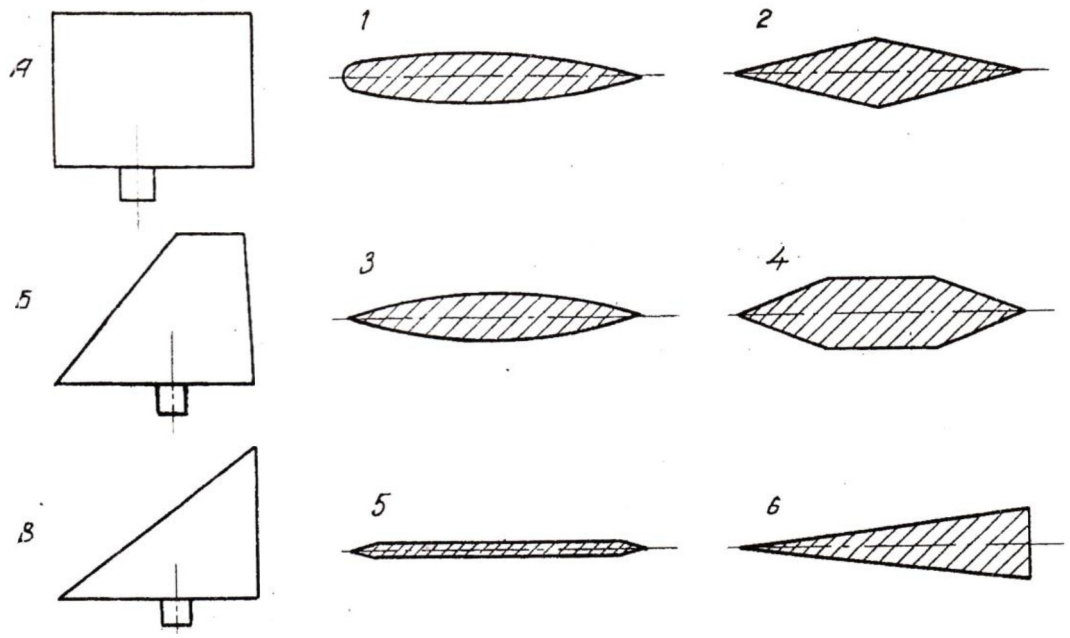


Рисунок 26.1 – Формы в плане и профили сечения рулей (А – прямоугольная; Б – трапециевидная; В – прямоугольная; 1 – дозвуковой профиль; 2 – ромбовидный; 3 – чечевицеобразный; 4 – шестигранный; 5 – тонкий; 6 – клинообразный)

Прямоугольная форма руля в плане ***А*** имеется на тех ракетах, полет которых проходит полностью на сверхзвуковой скорости. Формы ***Б*** и ***В*** применяются тогда, когда в полете имеется переход от дозвуковой скорости к сверхзвуковой.

Рули с различными профилями сечения имеют свои особенности, свои достоинства и недостатки:

- профиль 1 - дозвуковой профиль;
- профиль 2 - сверхзвуковой ромбовидный профиль. Имеет наименьшее, по сравнению с профилями 3 и 4, лобовое сопротивление. Пригоден только для монолитных конструкций, т.к. в тонкостенных конструкциях на панелях образуются неустранимые хлопуны;
- профиль 3 - сверзвуковой чечевицеобразный профиль. Имеет лобовое сопротивление несколько большее, чем у профиля 2. Пригоден для любых конструкций, в том числе и для тонкостенных;
- профиль 4 - сверхзвуковой шестигранный профиль. Сходен с профилем 2, но имеет меньшую массу, т.к. материал у этого профиля разнесен дальше, чем у профиля 2, и сечение лучше работает на изгиб;
- профиль 5 - очень тонкий профиль. Пригоден в том случае, когда на руль действуют небольшие аэродинамические нагрузки. Может быть изготовлен из толстой фанеры;
- профиль 6 - гиперзвуковой клинообразный профиль.

2) Монолитный руль

Показанная на рисунке 26.2 конструкция монолитного руля характеризуется сплошностью сечения пера 1 (A-A_1). Из условий достаточной прочности и минимума массы в пере могут быть полости (A-A_2) или во внутреннем объеме может быть заполнитель 4 (A-A_3). Заполнитель заключается в замкнутом объеме, образованном нервюрой 3, обшивками 2, законцовкой 5 и хвостиками 6. Крепится руль с помощью хвостовика 7, который воспринимает все виды нагрузок. За хвостовик руль поворачивается от нейтрального положения.

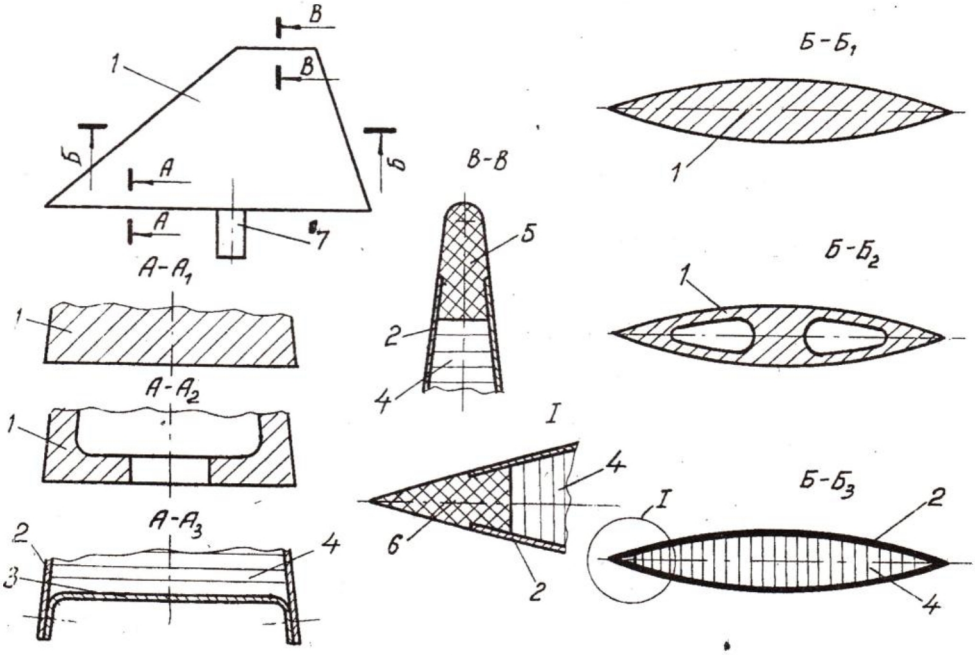


Рисунок 26.2 – Монолитный руль (1 – перо руля; 2 – обшивка; 3 – бортовая нервюра; 4 – заполнитель; 5 – законцовка; 6 – носок (хвостик); 7 – хвостовик)

3) Однолонжеронный руль

На рисунке 26.3 дан пример конструкции однолонжеронного руля, у которого основным силовым элементом служит лонжерон, имеющий две полки 9 и стенку 10. Лонжерон крепится к хвостовику 8. Воздушная нагрузка воспринимается обшивкой 2, лежащей на нервюрах 3, и передается на лонжерон. Профиль сечения руля - чечевица. Обшивка не плоская, поэтому хлопуны не образуются.

В каркас руля входят кроме рядовых нервюр и лонжерона бортовая нервюра 13, концевая нервюра 7 с законцовкой 4 и ножи 11.

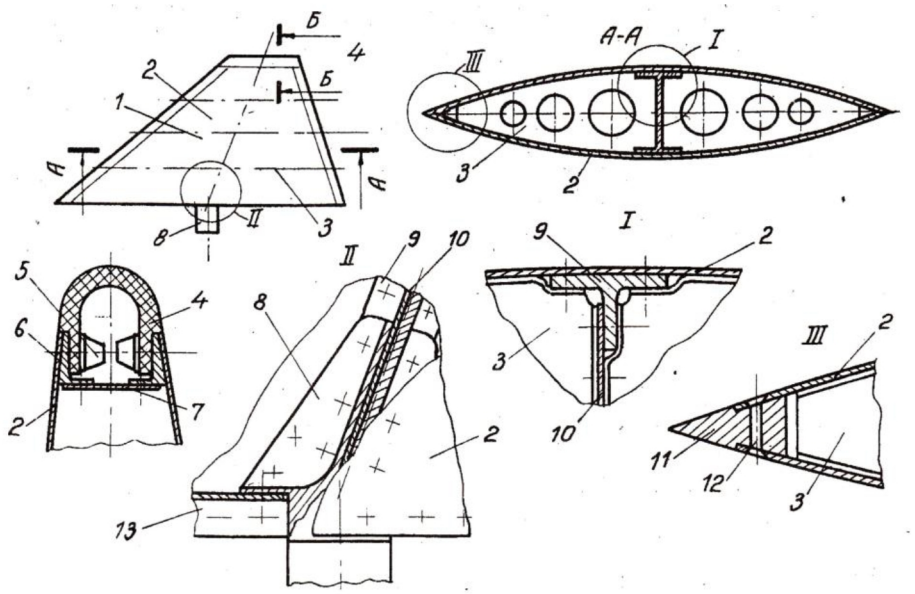


Рисунок 26.3 – Однолонжеронный руль (1 – перо руля; 2 – обшивка; 3 – рядовая нервюра; 4 – законцовка; 5 – анкерная гайка; 6 – концевой профиль; 7 – стенка; 8 – хвостовик; 9 – полка лонжерона; 10 – стенка; 11 – нож; 12 – заклепка; 13 – бортовая нервюра)

4) Многолонжеронный руль

Если руль крепится не е одной точке, то есть смысл сделать руль с каркасом, имеющим более мелкий шаг расположения силовых элементов.

На рисунке 26.4 дан пример конструкции многолонжеронного руля, в которой имеется один основной лонжерон 4 и два дополнительных 3 и 17. Другими элементами каркаса являются: бортовая нервюра 14; рядовые нервюры 2, состоящие из трех секций, концевая нервюра 12 и ножи 7. Каркас покрыт обшивками 13, одна из которых приклепывается, а другая либо крепится на заклепках внакат, либо на винтах с анкерными гайками 6.

Основной лонжерон вместе с хвостовиком изготовлен из штамповки с последующей механической обработкой. Лонжероны 3 и 5 набраны из стрингеров 15 и стенок 16.

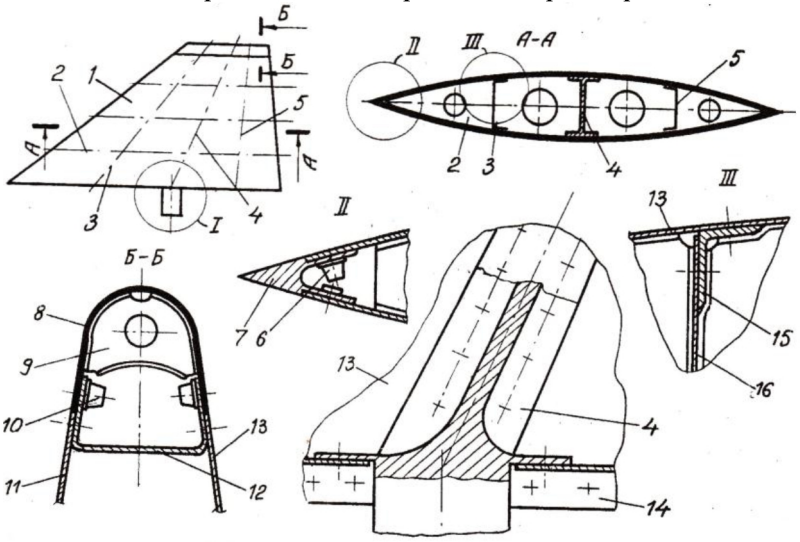


Рисунок 26.4 – Многолонжеронный руль (1 – перо руля; 2 – рядовая нервюра; 3 – передний лонжерон; 4 – основной лонжерон; 5 – задний лонжерон; 6 – анкерная гайка; 7 – нож; 8 – обшивка законцовки; 9 – нервюра законцовки; 10 – анкерная гайка; 11 – обшивка; 12 – концевая нервюра; 13 – обшивка; 14 – бортовая нервюра; 15 – стрингер; 16 – стенка)

5) Руль с лонжеронами-лучами

Руль, у которого оси лонжеронов сходятся в одной точке, - наиболее часто встречающаяся конструкция. На рисунке 26.5 представлены варианты такой конструкции.

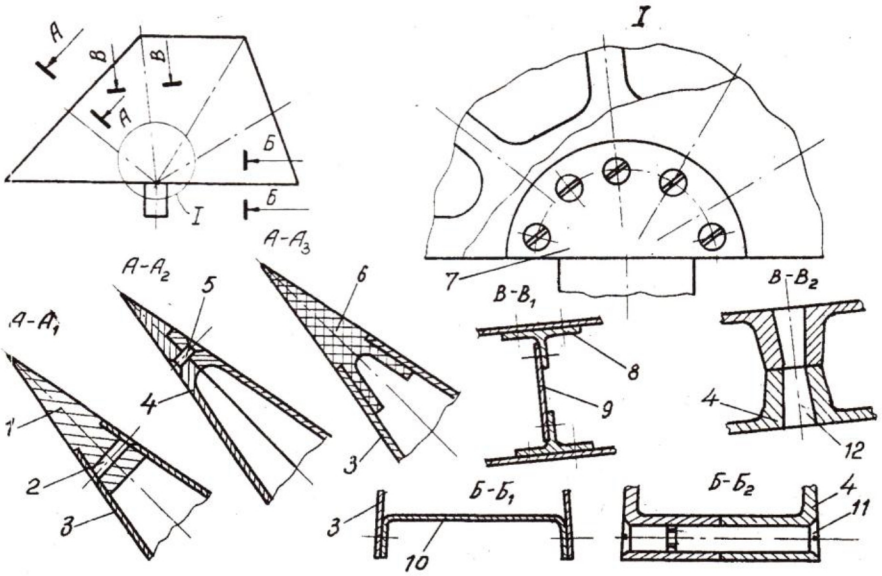


Рисунок 26.5 – Руль с лонжеронами-лучами (1 – нож; 2 – заклепка; 3 – обшивка; 4 – штампованная панель; 5 – заклепка; 6 – нож из стеклопластика; 7 – хвостовик; 8 – полка лонжерона; 9 – стенка лонжерона; 10 – бортовая нервюра; 11 – болт с гайкой; 12 – конусная заклепка)

Показаны три варианта:

- ***А-А₁*** - клепаная, конструкция. Имеются лонжероны, образованные профилями 8 и стенкой 9. Обшивки 3 приклепываются к ножам 1. Все лонжероны сходятся к хвостовику 7.
- ***А-А₂*** - штампованная конструкция. Руль изготавливается из двух штампованных панелей 4, которые склепываются заклепками 5 и 12 и соединяются болтами 11. .Обе панели крепятся винтами к хвостовику 7.
- ***А-А₃*** - пластмассовая клееная конструкция. Обшивки и лонжероны из стеклопластика или металла склеиваются с ножами 6.

В такой, казалось бы сложной конструкции, выбор сечений силовых элементов сравнительно прост. Достаточно представить себе, что руль разрезан по плоскостям-биссектрисам углов между осями лонжеронов и нагрузка приложена к лонжеронам, консольно закрепленным в хвостовике. Далее сечения лонжерона и обшивки назначать, как в простой балке, имеющей переменное по длине сечение.

6) Руль с литым каркасом

Если имеется возможность отливать из алюминиевых или магниевых сплавов сравнительно сложные пространственные конструкции, то можно применить конструкции руля с литым каркасом, как, например, показано на рисунке 26.6.

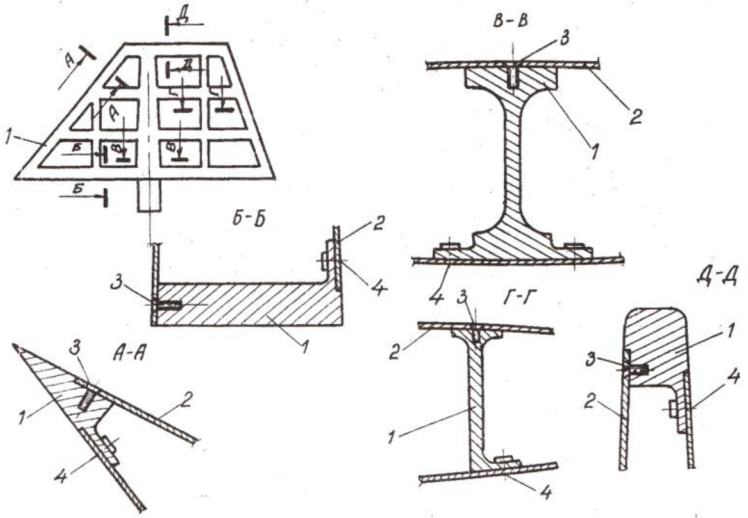


Рисунок 26.6 – Руль с литым каркасом (1 – литой каркас; 2 – обшивка; 3 – винт; 4 – заклепка)

Каркас 1 вместе с нервюрами, лонжеронами, носочками и хвостовиком отливается по технологии, обеспечивающей заданную точность. Желательно после литья как можно меньше применять механическую обработку.

Сечения каркаса выполнены таким образом, что один лист крепится к каркасу на заклепках 4, другой лист - на винтах 3.

Литые конструкции, как правило, затяжелены, однако при умелом конструировании и умелом использовании возможностей литья (применение стержней для образования пустот и отверстий, использование прогрессивных методов литья и пр.) литые конструкции будут иметь достаточную прочность при минимуме массы.

7) Панельный руль

При достаточно высоком уровне техники штампования на прессах возможно изготовление руля из штампованных с минимумом механической обработки панелей.

Пример такой конструкции показан на рисунке 26.7. В одном варианте (A-A_1) четыре штампованных панели 2 и 3, на которых имеются ребра, стрингеры, лонжероны и пр., крепятся винтами 7 к лонжерону 4. Носочки, хвостики и законцовка соединяются заклепками 6.

В другом варианте (A-A_2) имеется всего две панели - 2 и 3, которые соединяются заклепками 5 и 6.

Конструкция не только проста в сборке, но и способна воспринимать большие нагрузки. Каждый лонжерон, который является частью панели, может быть расположен наилучшим образом и иметь сечение, обеспечивающее минимум массы руля.

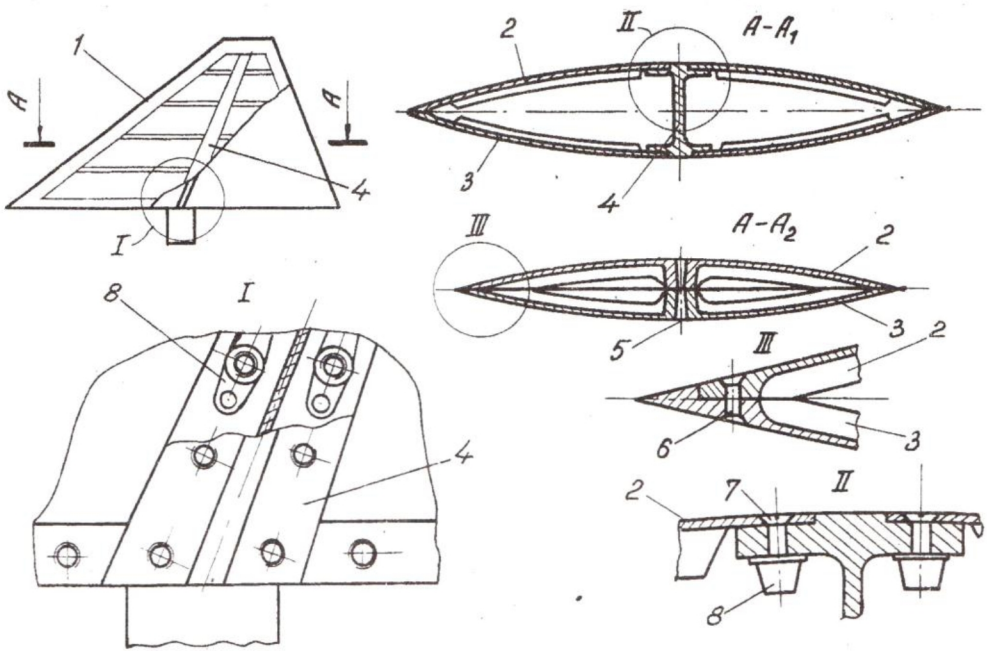


Рисунок 26.7 – Панельный руль (1 – перо руля; 2,3 – штампованная панель; 4 – лонжерон; 5 – конусная заклепка; 6 – заклепка; 7 – винт; 8 – анкерная гайка)

8) Руль с заполнителем

Рули с заполнителями имеют (при достаточной прочности) наименьшую массу. Они состоят из одного или нескольких лонжеронов, обшивок, носочков и хвостиков. Во внутреннее пространство помещается заполнитель.

На рисунке 26.8 представлены варианты конструкции таких рулей. К лонжерону 1, к носкам 3 и бортовой нервюре 2 приклеиваются обшивки 4. Внутрь руля вклеивают заполнитель - стеклосоты или металлические соты 6, пенопласт 7 и др.

Тонкие листы оболочки при нагружении не теряют устойчивость, т.к. этому препятствует заполнитель, который изнутри приклеивается к обшивке. Поэтому материал руля,

который, в основном, работает на изгиб, разрушается при достижении нормальных напряжений, равных временному сопротивлению на разрыв (или сжатие).

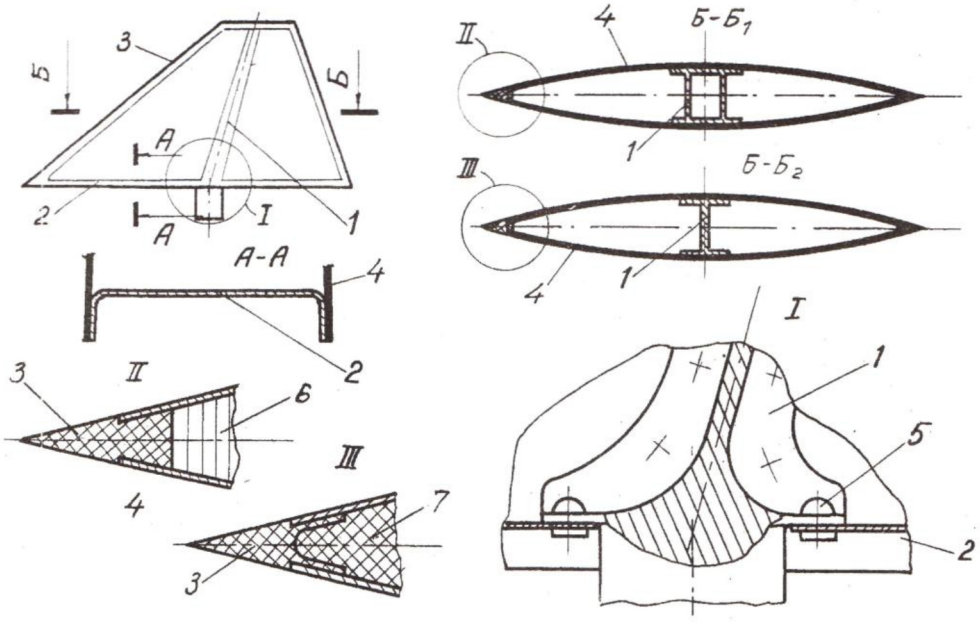


Рисунок 26.8 – Руль с заполнителем (1 – лонжерон; 2 – бортовая нервюра; 3 – носок; 4 – обшивка; 5 – заклепка; 6 – сотовый заполнитель; 7 – заполнитель-пенопласт)

8) Консольное крепление руля

При консольном креплении рулей, когда каждое перо руля крепится отдельно, руль вращается на цапфе. Такое крепление оправдано, когда средняя часть корпуса ракеты уже занята какими-либо агрегатами (двигатели, баки, приборы и т.п.).

На рисунке 26.9 показан пример консольного крепления пера руля 1, имеющего цапфу, закрепленную в корпусе шпангоута ракеты 3 в подшипниках 6 и 7. На конце цапфы крепится с помощью конусного болта 10 рычаг управления 11, имеющий шаровой подшипник 12 для крепления тяги управления или штока рулевой машинки. Отверстие в корпусе загерметизировано кольцом 5. Наиболее ответственным местом, где напряжения достигают наибольших величин, является переход пера руля в цапфу. Перо крепится в корпусе с помощью шайбы 14. Шайба 8 и гайка 9 служат лишь для защиты от пыли.

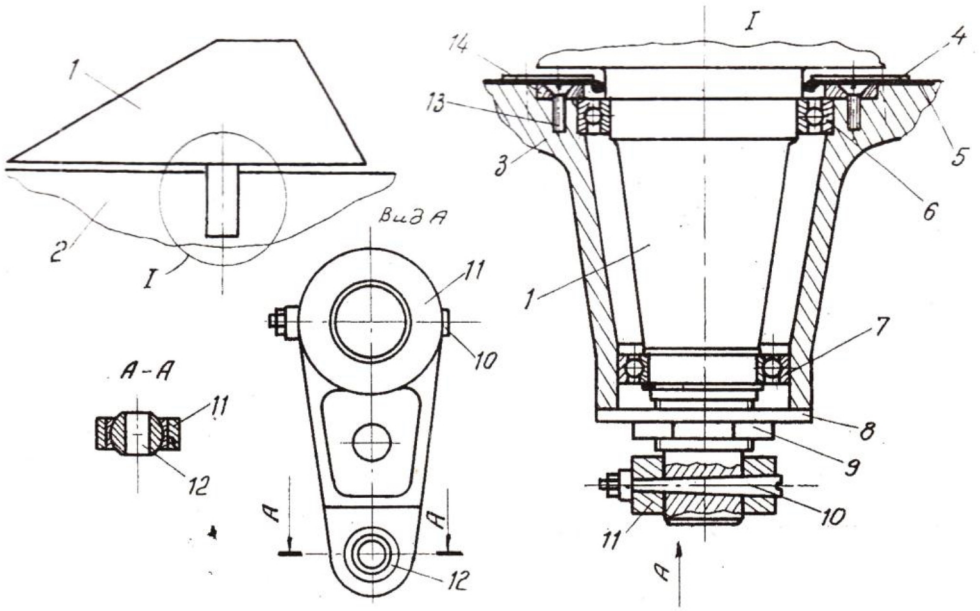


Рисунок 26.9 – Консольное крепление руля (1 – перо руля; 2 – корпус ракеты; 3 – шпангоут; 4 – прижимное кольцо; 5 – кольцо герметизации; 6,7 – шарикоподшипник; 8 – шайба; 9 – гайка; 10 – конусный болт; 11 – рычаг; 12 – паровой подшипник)

9) Крепление руля на консольной балке

Крепление руля на консольной балке, закрепленной в корпусе ракеты, допустимо и желательно в случае, когда габариты ракеты достаточно велики и управление поворотом руля осуществляется с помощью серьги за носовую часть руля.

На рисунке 26.10 показан пример крепления руля 1 на балке 3, закрепленной в корпусе ракеты 2. Руль вращается на подшипниках 6 и 13. При этом подшипник 6 закреплен в силовой нервюре 9 с помощью втулки 8 и винтов 7 , а сам руль закреплен с помощью гайки 10.

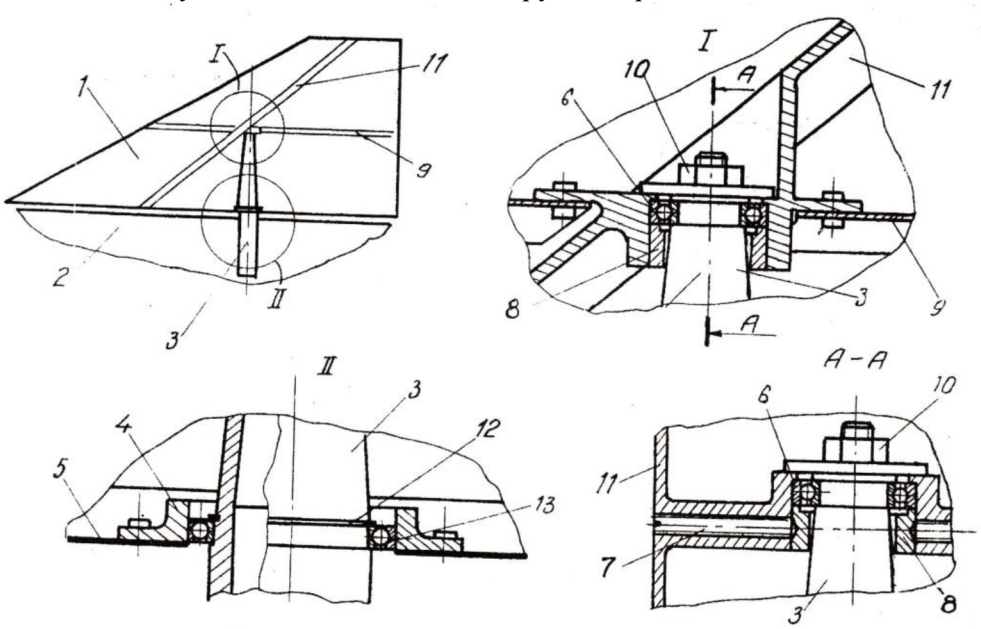


Рисунок 26.10 – Крепление руля на консольной балке (1 – руль; 2 – корпус ракеты; 3 – консольная балка; 4 – кольцо; 5 – нервюра; 6 – подшипник; 7 – винт; 8 – втулка; 9 – силовая нервюра; 10 – гайка; 11 – лонжерон; 12 – стопорное кольцо; 13 – подшипник)

10) Крепление руля на трубе

Если диаметрально расположенные рули должны поворачиваться синхронно, размер ракеты не велик и центральный объем ракеты свободен, то рули могут быть соединены одной трубой. На рисунке 26.11 показан пример такой конструкции, когда рули 2, имеющие цапфы, соединяются между собой трубой 3. На трубе или на цапфе для управления закреплен с помощью конусного болта 5 рычаг 4.

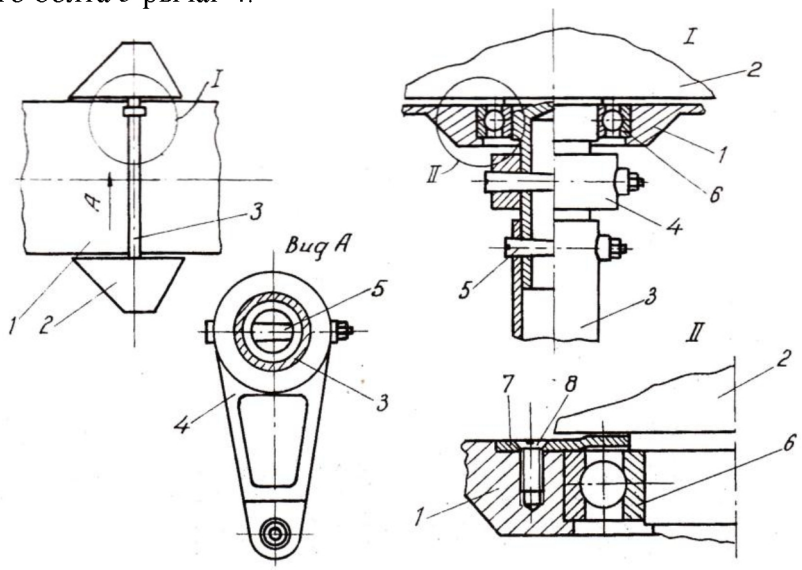


Рисунок 26.11 – Крепление руля на трубе (1 – корпус ракеты; 2 – руль; 3 – труба; 4 – рычаг; 5 – конусный болт; 6 – шарикоподшипник; 7 – крышка; 8 – винт)

27 Конструирование элементов системы крепления и отделения головного обтекателя и полезной нагрузки от ракеты-носителя

1) Схемы отделения

Полезный груз (искусственный спутник Земли, автоматическая межпланетная станция и др.) в процессе движения в составе РН может подвергаться воздействию тепловых и силовых нагрузок, которые по величине значительно превышают нагрузки, соответствующие космическим условиям функционирования. Поэтому для сохранения работоспособности полезней нагрузки она на атмосферном участке полета полностью или частично закрывается головным обтекателем (ГО), который после прохождения плотных слоев атмосферы сбрасывается. Кроме того, для зашиты отдельных отсеков или элементов полезной нагрузки могут устанавливаться местные обтекатели.

Размеры и форма ГО (см. рис. 27.1) определяются в первую очередь габаритными размерами полезного груза. При этом следует помнить о необходимости гарантированного зазора между элементами полезного груза и ГО с целью компенсации деформации конструкции ПГ под действием инерционных нагрузок на участке выведения, а также деформации самого ГО. Форма ГО вблизи стыка с РБ (см. рис. 27.1 а и б) зависит от соотношения диаметров ГО и используемого РБ.

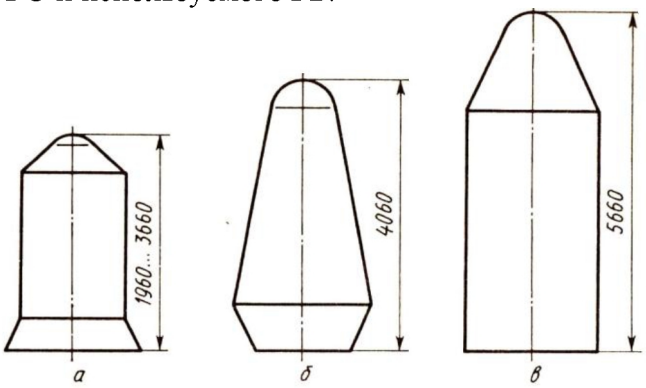


Рисунок 27.1 – Аэродинамические формы головных обтекателей (а - спутников серии «Днскаверер»; б - КА «Рейнджер»; в - спутника «Нимбус»)

Внешние обводы ГО в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики РН в целом, определяют величину аэродинамических сил и моментов, передаваемых с ГО на стыкуемый к нему РБ. А поскольку РБ спроектирован под определенные разрушающие нагрузки, то проектируемый ГО не должен создавать большие по величине силы и моменты.

Кроме того, обводы ГО должны обеспечивать такое обтекание газовым потоком, при котором реализуется минимальное число зон с вихревым (срывным) характером течения, являющихся источником динамического нагружения конструкции.

Корпус головного обтекателя должен удовлетворять помимо общих требований прочности и жесткости конструкции ряду требований, обусловленных его функциональным назначением.

При разработке ГО необходимо предусмотреть защиту ПГ от пыли и влаги (дождя) в условиях наземной эксплуатации, а также стабильный тепловой режим под обтекателем как в условиях наземной эксплуатации, так и в полете. Для решения этой задачи используется целый комплекс средств и систем: носовая часть и конические отсеки ГО с внешней стороны имеют теплозащитное покрытие, на внутренней поверхности ГО установлена теплоизоляция. Кроме того, активная система обеспечения теплового режима, входящая в состав стартового комплекса, подает внутрь ГО воздух с регулируемой температурой. Отвод воздуха осуществляется через специальные вентиляционные отверстия.

Для обслуживания полезного груза на стартовой позиции в корпусе ГО предусматриваются отверстия для трубопроводов пневмогидросистем, электрических кабелей и люки для выполнения монтажных и контрольных операций.

Исключительно важным требованием к устройствам ГО является требование безударного протекания процесса отделения обтекателя, т.е. исключение соударения элементов конструкции ГО с полезным грузом РН. Возможны несколько схем отделения ГО (см. рис. 27.2).

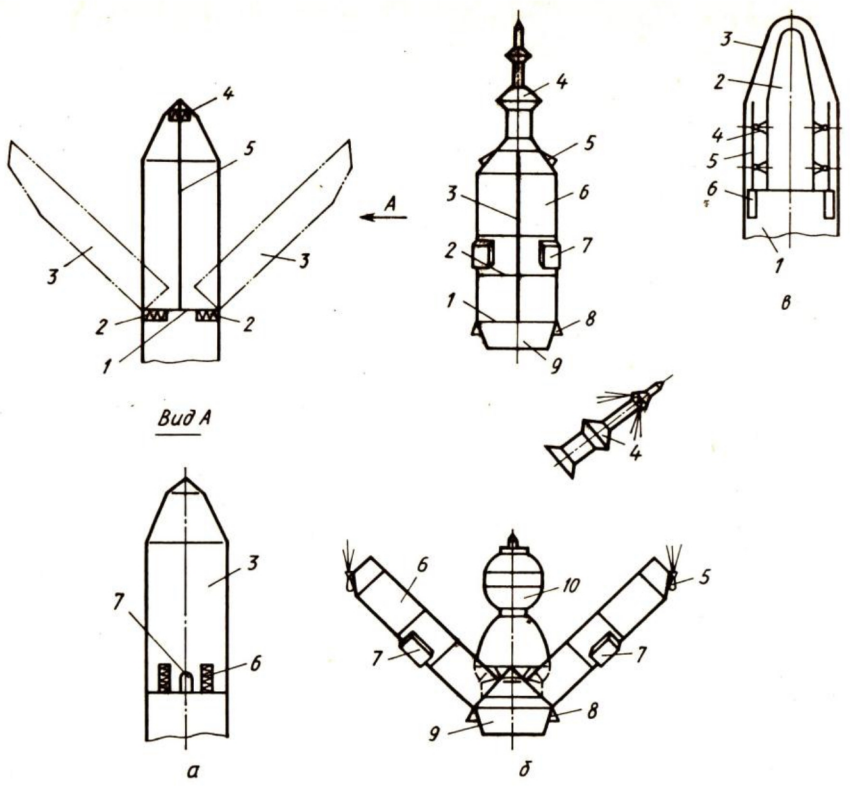


Рисунок 27.2 – Схемы отделения головного обтекателя (а - схема двухстворчатого обтекателя с пружинными толкателями: 1 - стыковочный шпангоут; 2 - толкатели сброса створок; 3 - створки обтекателя; 4, 6 - толкатели разворота створок; 5 - продольный стык; 7 - узел разворота; б - схема двухстворчатого обтекателя с ПРД увода: 1 - стыковочный шпангоут; 2 - аварийный стык; 3 - продольный стык; 4 - ПРД системы аварийного спасения; 5 - ПРД разворота створок; 6 - створки обтекателя ; 7 - решетчатые стабилизаторы системы аварийного спасения; 8 - узлы разворота створок; 9 - передний отсек РН; 10 - космический аппарат; в - схема обтекателя, сбрасываемого вдоль оси РН: 1 - передний отсек РН; 2 - полезный груз; 3 - обтекатель; 4 - ролики; 5 - направляющие элементы; 6 – толкатели)

Первая схема отделения (см. рис. 27.2 а,б) характеризуется наличием поперечного и продольного стыков. Разрыв силовых связей продольного и поперечного стыков осуществляется в заданный момент по команде от системы управления. Обтекатель, разделенный на две створки, начинает вращаться вокруг оси разворота под действием средств увода. После достижения заданного угла поворота створок происходит разрыв силовой связи в узлах разворота и створки уводятся от корпуса РН с помощью толкателей.

При малых возмущающих воздействиях головные обтекатели могут сбрасываться вдоль оси изделия ("чулком") (см. рис. 27.2 в). У такого обтекателя корпус не имеет продольного стыка. Система сброса состоит из роликов, устанавливаемых на полезном грузе, направляющих на самом обтекателе и толкателей (либо пороховых ракетных двигателей). Сброс обтекателя происходит после раскрытия поперечного стыка с помощью толкателей по продольным направляющим вперед с последующим уводом обтекателя в стороны.

Головной обтекатель крупногабаритных ПГ может разделяться по длине на две части, каждая из которых в свою очередь делится на две створки. При отделении такого обтекателя сначала сбрасывается верхняя часть, а потом нижняя. Процесс сброса верхней и нижней частей происходит по схеме, аналогичной рассмотренной выше для двухстворчатого обтекателя.

Для отделения значительных по массе и габаритным размерам створок в качестве средств увода используются в основном пороховые ракетные двигатели. В общем случае для крепления створок головного обтекателя помимо пироболтов и пирозамков могут

использоваться механические замки, а также удлиненные кумулятивные заряды и детонирующие шнуры. В процессе сброса створок раскрываются также закрепленные на них гидро-, пневмо- и электроразъемы.

2) Анализ функционирования системы отделения

Важной особенностью проектирования обтекателей является обеспечение требований по отделению этих отсеков в полете. Учет этого требования заставляет предусматривать специальные конструктивные мероприятия, связанные с установкой систем отделения и сброса. Обеспечение работоспособности этих систем требует проведения целого ряда дополнительных проектировочных расчетов. Основными из них являются:

1. Расчет запасов по условиям срабатывания элементов продольного стыка:

$$\eta = \frac{N}{\sum_{i=1}^{n} P_i}, \qquad (27.1)$$

где η - коэффициент запаса по срабатыванию элементов продольного стыка; N - минимальное усилие, создаваемое приводом, обеспечивающим раскрытие продольного стыка; P_i - максимальное усилие, необходимое для срабатывания i-го замка; n - число замков в продольным стыке.

2. Расчет работоспособности механических замков продольного стыка с учетом температурных, силовых, технологических и установочных смещений.

3. Расчет безударности протекания процесса сброса отделяемых частей конструкции.

4. Расчет надежности системы сброса при проектировании и экспериментальной отработке.

5. Расчет на прочность элементов системы сброса (шариковых замков на контактную прочность, тяг на растяжение и сжатие и т.д.).

Первые два пункта относятся к обеспечению работоспособности механических замков продольного стыка. Расчеты по остальным пунктам проводятся для всех типов систем разделения и сброса.

Проанализируем функционирование системы сброса обтекателя хвостового отсека верхней ступени ракеты-носителя с использованием в качестве средства увода ПРД. В состав такой системы входят: сбрасываемый обтекатель, замки поперечного и продольного стыков, толкатели поперечного стыка, направляющие шпильки (штыри), ПРД увода створок обтекателя, отрывные разъемы, элементы системы управления.

Сбрасывание обтекателя происходит через некоторое время после разделения ступеней. После раскрытия пирозамков поперечного стыка обтекатель как единое целое движется по направляющим штырям под действием аэродинамической силы, продольной перегрузки и усилий пружинных толкателей поперечного стыка. После схода со штырей раскрываются замки продольного стыка. Включение ПРД увода створок происходит по команде временного устройства. Причем время задержки выбирают таким образом, чтобы исключить возможность срабатывания ПРД раньше раскрытия продольного стыка. После окончания работы ПРД осуществляется свободное движение створок обтекателя.

Анализ функционирования системы сброса створки показывает, что наибольшее влияние на траекторию движения створки оказывают разброс тяги ПРД, времени их включения и упругие колебания ступени.

Выбор характеристик ПРД и эксцентриситета его установки производится из условия обеспечения надежного (безударного) сброса створок. С этой целью для заданных характеристик ПРД и е рассчитываются траектории движения створок и определяется величина минимального зазора между опасными точками створки и ступени $\rho_{\min}$. Параметры системы будут удовлетворять требованиям, если величина $\rho_{\min}$ будет превышать заданный гарантированный зазор $\Delta_{зад}$.

3) Конструирование замков продольного стыка

В плоскости продольного стыка обтекателя устанавливаются крепежные элементы, обеспечивающие восприятие нормальной (к плоскости стыка) и перерезывающей сил. Для восприятия нормальной силы на окантовывающем створку стрингере устанавливаются замки, а для восприятия перерезывающей силы - штифты.

Анализ распределения избыточного давления по поверхности ГО показывает, что если носовая коническая часть обтекателя нагружается избыточным давлением извне, то цилиндрическая и хвостовая коническая части обтекателя нагружаются избыточным давлением изнутри. Это означает, что замки продольного стыка на носовой конической части проектируются и устанавливаются из конструктивных соображений и на основании опыта эксплуатации ГО, а замки на остальной части продольного стыка проектируются, исходя из действующих нагрузок (аэродинамического давления).

При этом предполагают, что нагрузки на первый замок цилиндрической части ГО (см. рис. 27.3а) определяются не только распределенной по контуру силой $q_{p,1}$ от избыточного внутреннего давления:

$$q_{p,1} = \overline{\Delta p}_1 \left(l_1 + \frac{l_2}{2} \right), \qquad (27.2)$$

где $\overline{\Delta p}_1$ - среднее по длине избыточное давление; l_1, l_2 - координаты осей замков, но и распределенной радиальной составляющей q_R сжимающей силы N со стороны носового конуса.

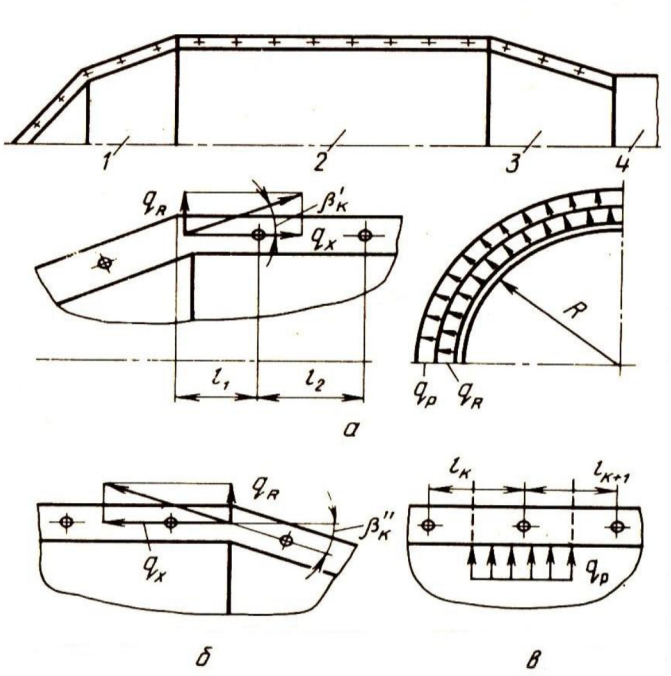


Рисунок 27.3 – Схема нагружения замков продольного стыка (а - нагружение первого замка; б - нагружение последнего замка; в - нагружение промежуточных замков; 1 - носовая коническая часть; 2 - цилиндрическая часть; 3 - обратный конус; 4 - разгонный блок)

Из рисунка 27.3а видно, что $N = 2\pi R q_x$; $q_R = q_x tg\beta'_K$, отсюда следует $q_R = \dfrac{N \cdot tg\beta'_K}{2\pi R}$.

Тогда нагрузка, воспринимаемая первым замком, будет равна

$$N_1 = (q_P + q_R) \cdot R. \qquad (27.3)$$

Аналогичным соотношением определяется нагрузка на последний замок 3 (см. рис. 27.3б), установленный на цилиндрической части ГО вблизи от перехода к обратному конусу (β'_K).

Нагрузки на остальные замки (см. рис. 27.3в) на цилиндрической части и обратном конусе рассчитываются, исходя из средней величины избыточного внутреннего давления на соответствующей части обтекателя.

Схема взаимодействия замков в продольном стыке ГО представлена на рисунке 27.4. На одной из створок обтекателя с помощью кронштейна 2 устанавливается привод 3 (пневматический, пружинный, пороховой). В результате срабатывания привода происходит перемещение вперед (относительно створок) наконечника / и поворот относительно своих осей кронштейнов замков 5. Замки соединены между собой и с наконечником тягами 4. Очевидно, для успешного раскрытия замков необходимо, чтобы усилие привода превысило силы сопротивления фиксатора и усилия срабатывания элементов продольного стыка. Кроме того, при нормальном функционировании механические замки не должны раскрыться до подачи команды на отделение. Такая ситуация может возникнуть при несанкционированном перемещении тяг, вызванном перепадом температур между наружной поверхностью обтекателя, на которой устанавливается замок, и тягами, расположенными внутри отсека; технологическими допусками на изготовление и установку замков, деформацией конструкции обтекателя от полезных грузов. Поэтому на этапе проектирования проводят тщательный анализ смещения тяг от перечисленных выше факторов для оценки опасности преждевременного раскрытия замков и проведения в случае необходимости соответствующих доработок (внесение изменений в конструкцию самих замков, задание ограничений в технической документации на условия их применения).

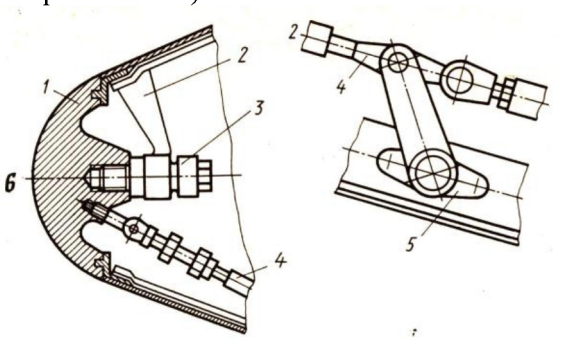


Рисунок 27.4 – Основные элементы продольного стыка

В зависимости от усилия в продольном стыке устанавливают шариковые и рычажные замки (см. рис. 27.5). Корпус 3 шарикового замка (см. рис. 27.5а) крепится к окантовке 5 створки через фитинг 8. Винт 1 удерживается в корпусе с помощью четырех шариков 7. Взаимное сжатие окантовок 4 и 5 створок обтекателя обеспечивается гайкой 2. При повороте рычага 6 замка относительно его оси шарики выпадают в специальные полости в корпусе 6, а винт 1 под действием пружины удаляется, обеспечивая свободное движение створок.

В случае применения рычажного замка (см. рис. 27.5б) сжатие окантовывающих стрингеров 2 и 3 створок обтекателя осуществляется пружиной через шток 1. При повороте рычага 7 замка, а соответственно и кулачка 6, установленных на кронштейне 5, происходит освобождение качалки 4 и удерживаемого ею штока 1. Из конструктивной схемы замка видно, что он позволяет передавать существенно большие нагрузки, чем шариковый замок.

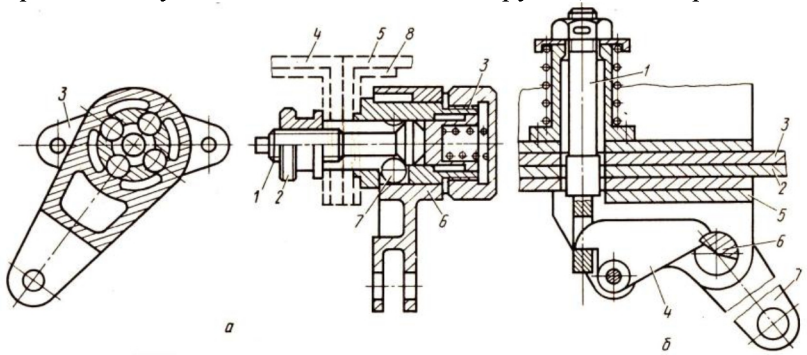


Рисунок 27.5 – Замки продольного стыка (а – шариковый замок; б – рычажный замок)

28 Конструирование элементов системы крепления и отделения ракетных блоков ракеты-носителя с последовательным и параллельным соединением ракетных блоков

Блоки ракеты могут соединяться между собой, в основном, по трем схемам:

- «пакет» - блоки крепятся друг к другу параллельно и по мере отработки происходит разделение и отброс их от ракеты;
- «тандем» - блоки крепятся один за другим последовательно к отделяются от РН по мере выгорания топлива с холодным, горячим или теплым разделением;
- комбинированная схема, когда часть блоков соединяется по «пакетной» схеме, а часть - по «тандемной».

При "пакетном" соединении блоков вначале, как правило, включаются двигатели боковых блоков, а затем - центрального. Суммарная тяга боковых блоков не достаточна для подъема ракеты, и лишь после включения двигателей центрального блока происходит сход РН со стартового устройства.

При "тандемном" соединении двигатели на блоках, располагающихся друг за другом, запускаются поочередно.

Существует несколько способов разделения в схеме "тандем":

- горячее разделение, когда команда на включение двигателей последующей ступени подается почти одновременно с командой на выключение двигателя предыдущей ступени. Запуск двигателя последующей ступени производится при имеющейся еще продольной перегрузке от тяги двигателя предыдущей ступени;
- холодное разделение, когда вначале проводится полное выключение двигателя предыдущей ступени и отделение ее от последующей ступени. Запуск двигателя последующей ступени происходит в состоянии невесомости;
- так называемое "теплое" разделение, когда одновременно с выключением двигателя предыдущей ступени производится включение небольших, как правило, рулевых двигателей на последующей ступени. После разделения ступеней происходит запуск маршевого двигателя на последующей ступени.

1) Крепление боковых блоков

Боковые блоки крепятся к другим блокам, например к центральному, таким образом, как крепится в пространстве неподвижно одно твердое тело к другому, т.е. с устранением шести степеней свободы. При этом крепление должно обеспечивать без нарушении связей некоторую подвижность с тем, чтобы прикрепленный блок мог изменять свои размеры в различные моменты времени (удлинение при появлении в баке давления наддува, сжатие при воздействии на блок тяги двигателей и т.п.).

Обычно тягу, вернее ее большую часть, передают через один узел крепления, тогда другой узел обеспечивает возможность продольного взаимного перемещения соединяемых между собой блоков.

Примеры устройства верхнего крепления боковых блоков показаны на рисунке 28.1. На верхний узел крепления передается только часть тяги

$$F_{бi} = R_{бi} - Q_{бi} - X_{бi}, \qquad (28.1)$$

где $R_{бi}$ - тяга двигателя бокового блока; $Q_{бi}$ - аэродинамическое сопротивление бокового блока; $X_{бi}$ - сила, которая тратится на разгон бокового блока совместно с центральным блоком.

В конце работы бокового блока усилие в верхнем узле наибольшее, т.к. тяга с подъемом увеличивается, а аэродинамическое сопротивление падает. Это усилие

$$F_{бi\max} = R_{бi} - Q_{mi} - n_{x\max} g\left(m_{бi} - m_{Ti}\right), \qquad (28.2)$$

где Q_{mi} - аэродинамическое сопротивление бокового блока перед разделением; $n_{x\max}$ - продольная перегрузка перед разделением, которая равна;

$$n_{x\max} = \frac{\sum R_{бi} + R_{Ц}}{g \cdot \left(m_0 + \Delta m_{ТЦ} - m_{Ti}\right)}, \qquad (28.3)$$

где $\sum R_{бi}$ - суммарная тяга боковых блоков; $R_Ц$ - тяга центрального блока; m_0 - начальная масса ракеты; $\Delta m_{ТЦ}$ - масса топлива, израсходованная в центральном блоке до момента разделения; m_{Ti} - масса топлива в боковых блоках; $m_{бi}$ - начальная масса боковых блоков.

Заметим, что величина $X_{бi}$ почти не зависит от времени полета. Одним из расчетных случаев нагружения центрального блока является момент, когда все блоки, кроме одного, отработали, а выключение двигателя последнего бокового блока запоздало и он продолжает работать. Это один из расчетных случаев, когда на центральном блоке возникает большой изгибающий момент

$$M_{изг} = F_{бi\max} \cdot z_б , \qquad (28.4)$$

где $z_б$ - расстояние от узла крепления бокового блока до продольной оси ракеты.

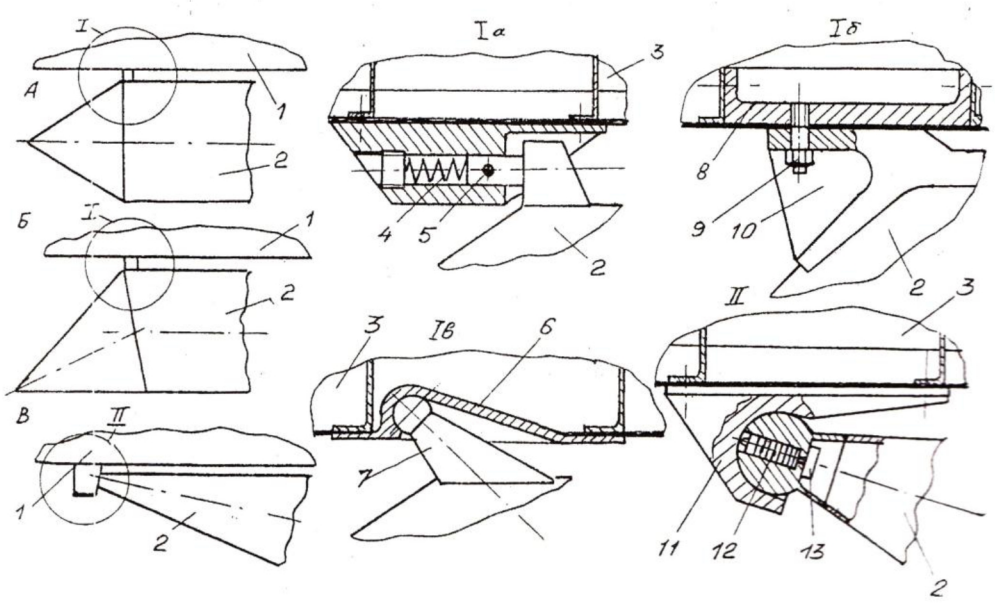


Рисунок 28.1 – Верхнее крепление боковых блоков (1 – центральный блок; 2 – боковой блок; 3 – силовой набор; 4 – пружина; 5 – двухсрезный штифт; 6 – гнездо; 7 – упор; 8 – усиление; 9 – пироболт; 10 – кронштейн; 11 – упор; 12 – пружина динамометрического узла; 13 – микровыключатель)

В верхнем узле схемы ***I.а*** продольное перемещение при неработающих двигателях устраняется двухсрезным штифтом 5, в схеме ***I,б*** - пироболтом 9; в схеме ***I,в*** и в схеме ***В*** - специальным приспособлением на стартовом устройстве.

Разрыв связи в верхнем узле осуществляется :

- в схеме ***I,а*** - путем выталкивания штыря из гнезда пружиной 4. Заметим, что штифт 5 срезается и пружина взводится, как только начинает работать двигатель бокового блока;
- в схеме ***I,б*** за счет разрыва пироболта 9;
- в схеме ***I,в*** и ***В*** при выходе упора 7 из гнезда при падении тяги на боковом блоке.

Отделение происходит по схеме "тюльпан". Для этого в схеме ***А*** имеется специальный толкатель, а в схеме ***Б*** - за счет поперечных аэродинамических сил на носовом конусе.

В схеме ***В*** аэродинамические силы прижимают носовую часть бокового блока к центральному блоку. Для преодоления этих сил должно быть специальное расталкивающее устройство (РДТТ, газы, выходящие из верхнего топливного бака и т.п.), которое срабатывает после того, как боковой блок немного отстанет от центрального блока и выйдет из гнезда кронштейна 11, а пружина 12 выдвинет шток динамометрического узла. Контакты микровыключателя 13 замкнутся и пройдет сигнал на срабатывание расталкивающего устройства.

На рисунке 28.2 представлены схемы крепления нижних частей боковых блоков при передачи тяги в верхних узлах крепления. Эти нижние узлы не воспринимают продольную силу и допускают продольное перемещение хвостовой части.

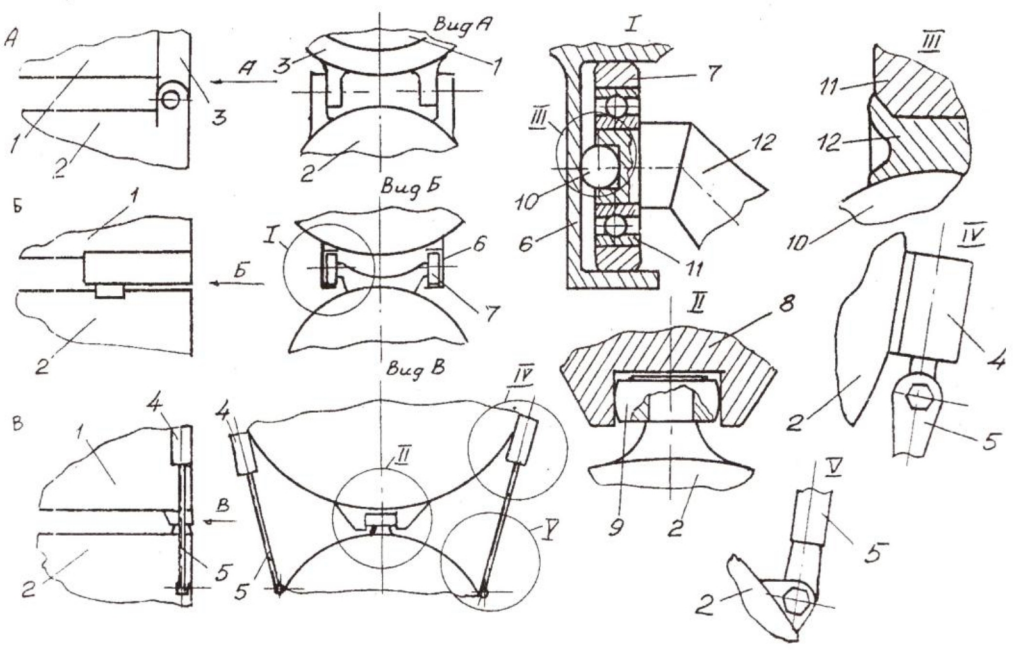


Рисунок 28.2 – Нижнее крепление боковых блоков (1 – центральный блок; 2 – боковой блок; 3 – сбрасываемое кольцо; 4 – шариковый замок; 5 – тяга; 6 – рельс; 7 – ролик; 8 – кронштейн с пазом; 9 – ролик; 10 – шарик; 11 – шарикоподшипник; 12 – кронштейн)

В схеме ***А*** боковые блоки 2 крепятся к кольцу 3, которое после разрыва связи в верхнем узле отстыковывается от центрального блока 1 с помощью замков, пироболтов, путем среза шпилек или каким-либо другим способом. Крепление бокового блока и сбрасываемого кольца обеспечивает продольное перемещение блока относительно центрального блока за счет, например, овального отверстия в креплении. Разрыва связи кольца 3 с боковыми блоками 2 не происходит.

В схеме ***Б*** боковой блок выкатывается на роликах 7 по рельсам б на центральном блоке. Для устранения заклинивания ролики вращаются на шарикоподшипниках 11 и имеется свободно вращающийся шарик 10, завальцованный в кронштейне 12.

В схеме ***В*** зуб бокового блока с роликом 9 входит в паз хвостового отсека центрального блока. Дополнительно боковой блок удерживается в прижатом к центральному блоку положении с помощью тяг 5, закрепленных в шариковых замках 4, которые открываются и освобождают тяги 5 по команде на сброс бокового блока.

Одним из расчетных случаев для нижних узлов крепления бокового блока являются нагрузки, появляющиеся при транспортировке к месту старта и при установке ракеты на стартовое устройство. Эти нагрузки зависят от схемы крепления блоков, схемы установки на стартовое устройство и т.п.

Другим расчетным случаем для нижних узлов крепления является маневрирование ракеты, особенно при установке управляющих камер на боковых блоках, в последнем случае воспринимаемое нижним узлом поперечное усилие

$$F_P = R_P \cdot \sin \delta_{\max}, \qquad (28.5)$$

где R_P - тяга рулевых камер; $\delta_{\max}$ - максимальный угол отклонения рулевых камер.

Это усилие передается на центральный блок, вызывая в нем напряжения от перерезывающей силы и от изгибающего момента. Этими же усилиями нагружаются и узлы крепления бокового блока.

2) Соединение блоков с поперечным делением

Устройство неразъемных соединений блоков между собой дано в приложении 2 учебного пособия "Устройство ракет-носителей (сухие отсеки и топливные баки)". Если же отсеки необходимо разделить, то необходимо иметь устройства разделения (одноразовые или многоразовые). Такие устройства и их установка даны на рисунке 28.3:

- устройства крепления блоков между собой с последующим разделением (пироболты 4, пирозамки 5, пневмозамки);
- устройства для отталкивания отработавшего блока от переходника или последующей ступени (пружинные толкатели 17, пневмо- или пиротолкатели 16 с периферийным или центральным приложением силы);
- устройства для монтажа (длинные шпильки 9);
- устройства для восприятия перерезывающих сил (короткие шпильки);
- устройства для транспортировки (болты 7 с красными флажками 8, эти болты снимаются после установки ракеты в вертикальное положение).

Как правило, блоки соединяются через переходники 2 ферменной, стрингерной или трехслойной конструкции. При этом предпочтительно провести разъединение по нижнему стыку переходника и оттолкнуть отработавший блок, а затем отделить и сбросить сам переходник или хвостовой отсек, который иногда выполняет роль переходника. На рисунке 28.3 показаны устройства отделения и сброса переходника. Для нижнего стыка эти устройства аналогичны, отличие состоит лишь в том, что на них действуют другие усилия, и отделять переходник необходимо с обеспечением более высокой степенью надежности.

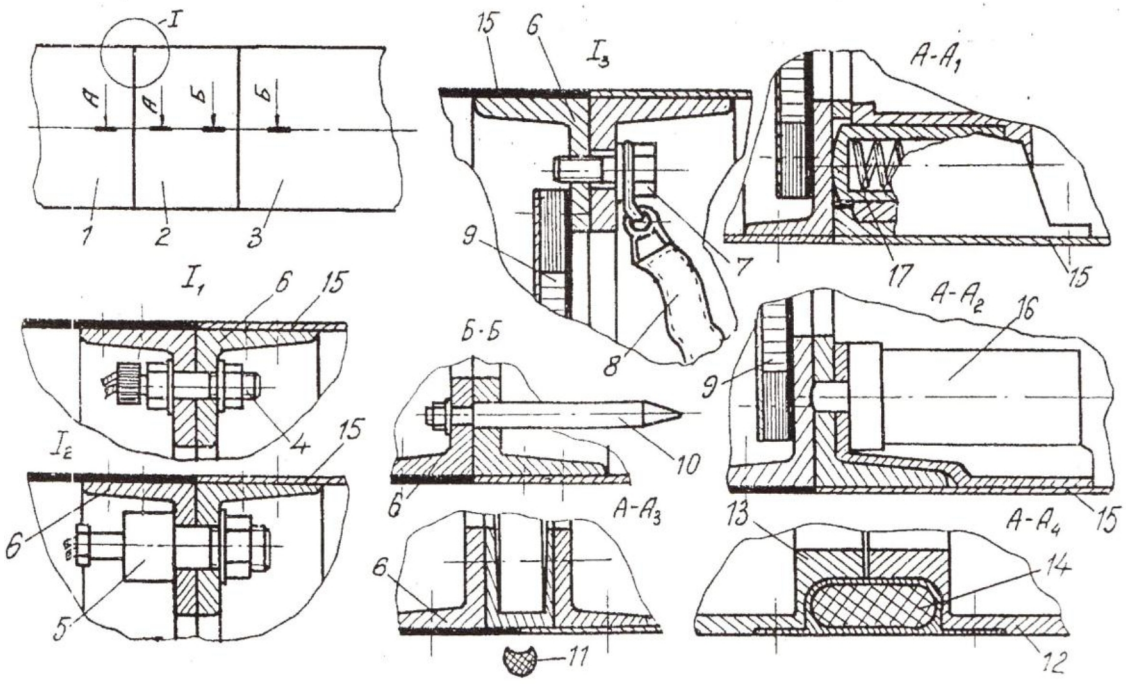


Рисунок 28.3 – Соединение блоков с поперечным делением (1 – последующая ступень; 2 – переходник; 3 – отделяемый блок; 4 – пироболт; 5 – пирозамок; 6 – стыковой шпангоут; 7 – болт с флажком; 8 – флажок; 9 – донная защита; 10 – длинная шпилька; 11 – удлиненный кумулятивный заряд; 12,13 – шпангоут; 14 – линейное устройство разделения; 15 – обшивка; 16 – пневмотолкатель; 17 – пружинный толкатель)

3) Отделение боковых блоков

На рисунке 28.4 представлена одна из схем отделения и сброса боковых блоков ракеты. Такая схема применена на ракете-носителе типа "Союз". В положении ***А*** боковой блок в нижней части прикреплен к центральному блоку с помощью тяг 3, закрепленных на шариковом замке 4. Для устранения бокового смещения сферический зуб 6 бокового блока помещен в пазе кронштейна 5 на центральном блоке. При работе ЖРД бокового блока сферический наконечник 11 упирается в кронштейн. 7. Пружина 8 сжимается штоком 9.

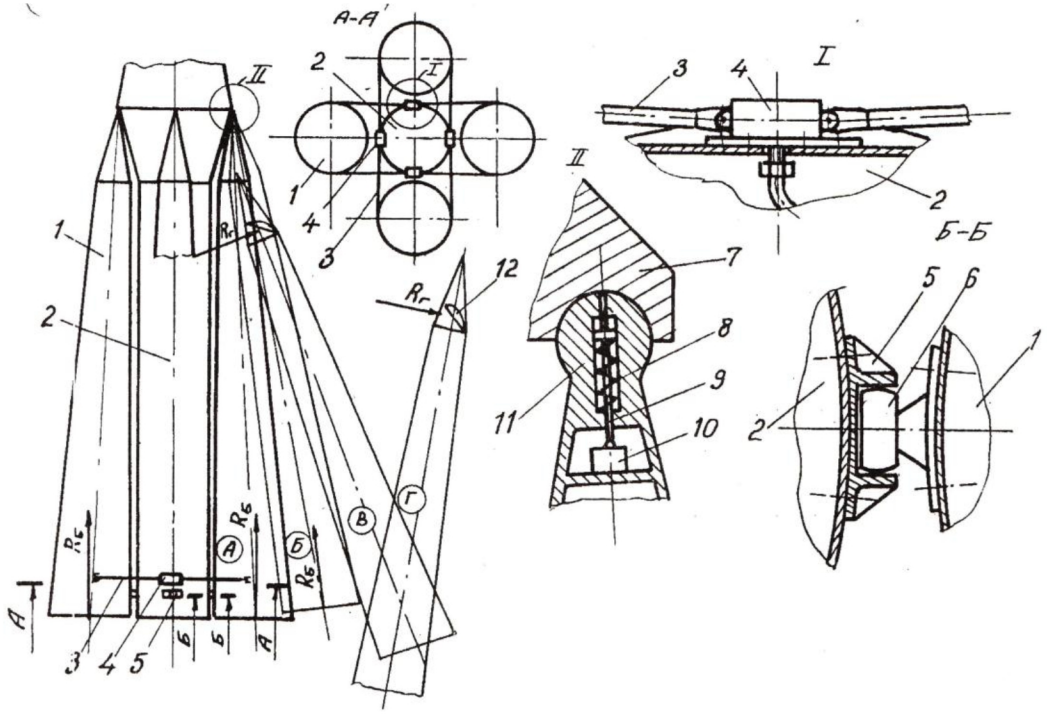


Рисунок 28.4 – Отделение боковых блоков (1 – боковой блок; 2 – центральный блок; 3 – тяга; 4 – шариковый замок; 5 – кронштейн; 6 – зуб; 7 – кронштейн; 8 – пружина; 9 – шток; 10 – микровыключатель; 11 – наконечник; 12 – крышка бака)

Отделение боковых блоков от центрального происходит в следующей последовательности:

- положение ***А*** - боковой блок прикреплен к центральному блоку. Вверху - с помощью наконечника 11 и кронштейна 7, внизу - с помощью тяг 5 и шарикового замка 4. Такое крепление сохраняется вплоть до команды на отделение и сброс боковых блоков;
- положение ***Б*** - подается команда на выключение ЖРД боковых блоков и на открытие шарикового замка 4. Нижняя часть бокового блока за счет того, что тяга ЖРД не проходит через верхний узел крепления и имеется последействие, при выключении ЖРД, отходит от центрального блока, а сам боковой блок сдвигается вниз и наконечник 11 выходит из гнезда кронштейна 7 на центральном блоке.

Сжатая пружина 8 отводит шток 9 от микровыключателя 10, который подает сигнал на открытие замка крышки 12 которая откидывается, поворачиваясь на петлях. Газы наддува бака бокового блока вырываются вбок, создавая реактивную силу $R_Г$;

- положение ***В*** - боковой блок отстает от центрального блока. Нижний конец бокового блока отведен в сторону, а сила $R_Г$ создает момент для отвода верхнего конца бокового блока от центрального;
- положение ***Г*** - сила $R_Г$ продолжает закручивать боковой блок, который полностью отходит от центрального и падает на Землю.

4) Холодное разделение блоков в схеме "тандем"

Холодное разделение происходит после выключения маршевого двигателя и полного падения тяги. На рисунке 28.5 показано расположение элементов, обеспечивающих холодное разделение.

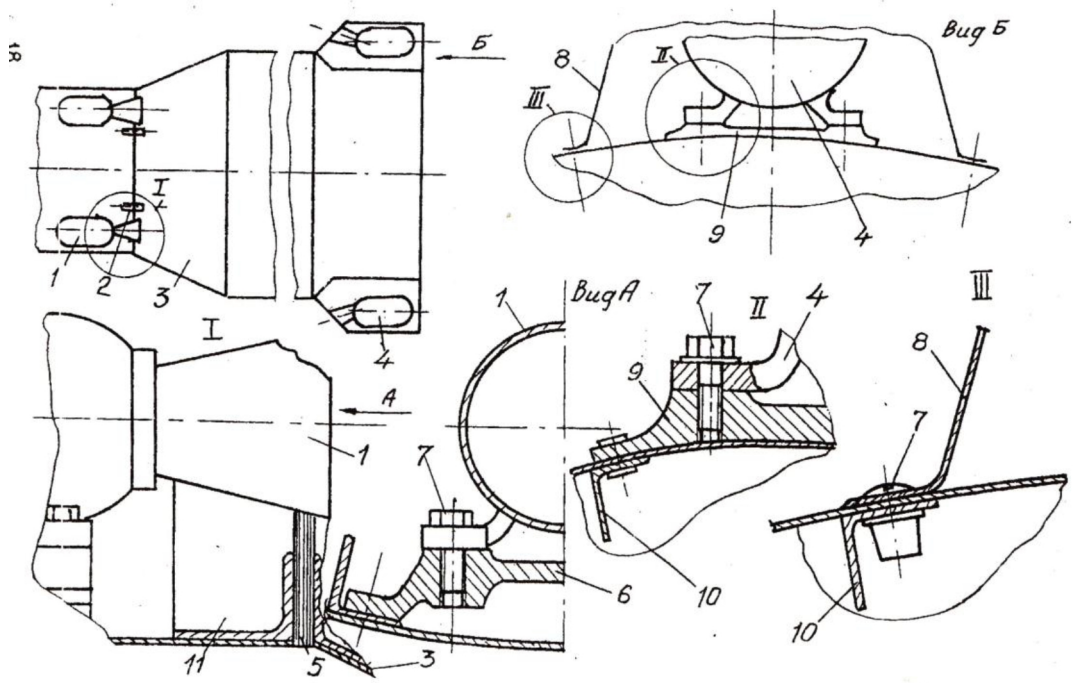


Рисунок 28.5 – Холодное разделение блоков в схеме «тандем» (1 – вспомогательные РДТТ; 2 – замок; 3 – переходный отсек; 4 – тормозной РДТТ; 5 – донная защита; 6 – кронштейн; 7 – крепеж; 8 – кожух-обтекатель; 9 – кронштейн; 10 – стрингер; 11 – стыковой шпангоут)

Вначале срабатывают замки 2 и включаются тормозные двигатели 4. Скорость отработавшего блока уменьшается и он отстает от ракеты. Тормозные двигатели 4 чаще всего размещаются в хвостовом отсеке отработавшего блока. Установленные вне корпуса хвостовой части тормозные двигатели (РДТТ) защищаются от воздействия на них аэродинамических сил и нагрева несиловыми легкосъемными обтекателями 8 - гаргротами.

Крепятся РДТТ к корпусу хвостовой части через переходной кронштейн 9. Если в переходном отсеке расположены сопла двигателя или другое оборудование, то для большей безопасности разделение проводят в два этапа: вначале отделяют отработавший блок от переходного отсека, а затем - сбрасывание самого переходного отсека.

Выбор параметров тормозных двигателей проводится из условия, что разнотяговость двигателей и рассогласование их работы по времени, приводящие к вращению блока, не должны вызывать соударение разделяющихся частей.

В течение некоторого времени ракета и отработанный блок движутся по инерции при все большем отставании последнего от ракеты, которая в это время находится в состоянии невесомости.

Для обеспечения функционирования системы необходимо иметь устройство для запуска двигателя в состоянии невесомости. Одним из таких устройств может быть небольшой вспомогательный двигатель 1, способный создать в течение 2 - 5 с небольшую продольную перегрузку $n_x = 0{,}05...0{,}08$, с тем, чтобы газовые пузыри в баках отошли от заборных устройств в баке и при открытии главных клапанов газ наддува не попал в трубопровод.

Достоинство холодного разделения заключается в том, что не требуется защищать отработавший блок тяжелыми теплозащитными отражателями. Недостаток - необходимо иметь достаточно тяжелую систему отталкивания отработавшего блока и систему запуска двигателя последующей ступени в состоянии невесомости.

5) Горячее разделение блоков в схеме "тандем"

Горячее разделение характеризуется тем, что на последующей ступени двигатель запускается раньше, чем полностью исчезнет тяга на отбрасываемом блоке. Для защиты отбрасываемого блока от пламени двигателя последующей ступени на торце бака устанавливают рассекатель с теплозащитой.

На рисунке 28.6 показано одно из устройств защиты с помощью рассекателя пламени 3 с теплозащитой 10.

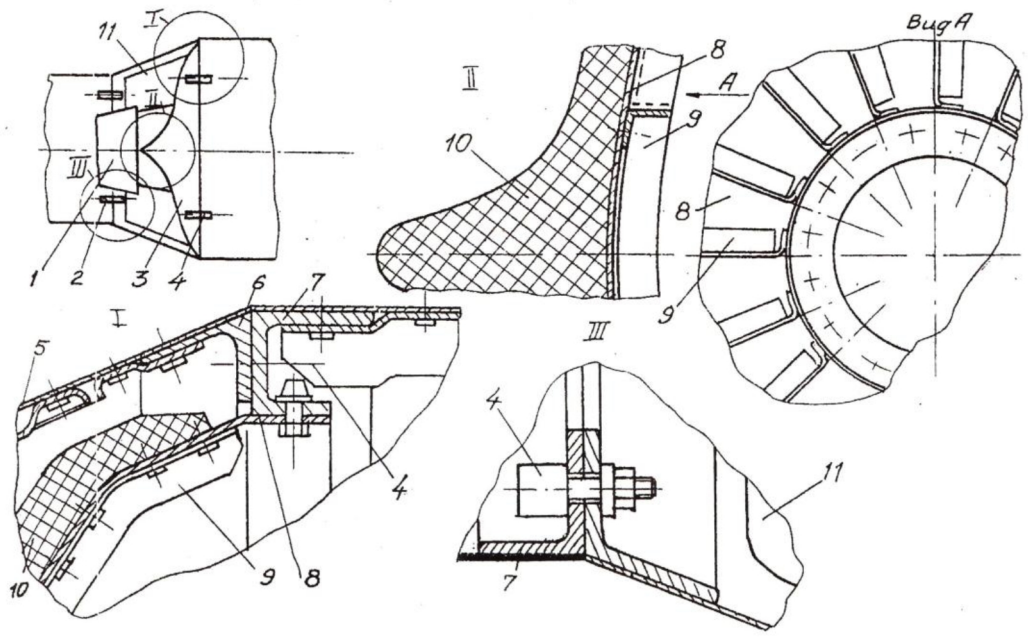


Рисунок 28.6 – Горячее разделение блоков по схеме «тандем» (1 – сопло двигателя; 2 – замок; 3 – рассекатель пламени; 4 – замок; 5 – переходный отсек; 6,7 – стыковой шпангоут; 8 – оболочка рассекателя; 9 – силовой набор; 10 – теплозащита; 11 крышка окна)

На переходном отсеке 5 имеются окна, закрытые крышками 11, которые либо вышибаются выходящими газами, либо открываются специальными механизмами. Форма рассекателя должна обеспечить плавность выхода газов.

Теплозащита рассекателя может иметь подкрепляющий силовой набор. Если за рассекателем расположено днище бака, то необходимо обеспечить достаточный зазор между ним и днищем, которое деформируется при подаче давления наддува в бак.

Рассекатель вместе с силовым набором нагружается сравнительно большим давлением, которое распределяется по поверхности рассекателя и может быть вычислено по формуле:

$$q = q_0 \cdot e^{\frac{r}{R}}, \qquad (28.6)$$

где q_0 - давление в носочке рассекателя.

При предварительных расчетах можно принять:

$$q_0 = \frac{R_Д}{F}$$

где r - расстояние от продольной оси ракеты; R - радиус отсека; $R_Д$ - тяга двигателя; F - площадь сечения отсека.

Для предотвращения попадания горячих газов внутрь хвостового отсека устанавливают герметизацию.

Достоинство горячего разделения - простота конструкции и надежность запуска двигателя последующей ступени, недостаток - громоздкость и большая масса защиты отделяемого блока.

б) «Теплое» разделение блоков в схеме "тандем"

"Теплое" разделение проводят таким образом, что запуск маршевого двигателя последующей ступени осуществляется при уже работающих двигателях малой тяги той же ступени, которые уже были запущены до полной потери тяги предыдущего блока.

Команды на выключение двигателя отработавшего блока и на запуск рулевых двигателей последующей ступени проходят почти одновременно.

На рисунке 28.7 показано расположение элементов системы "теплого" разделения.

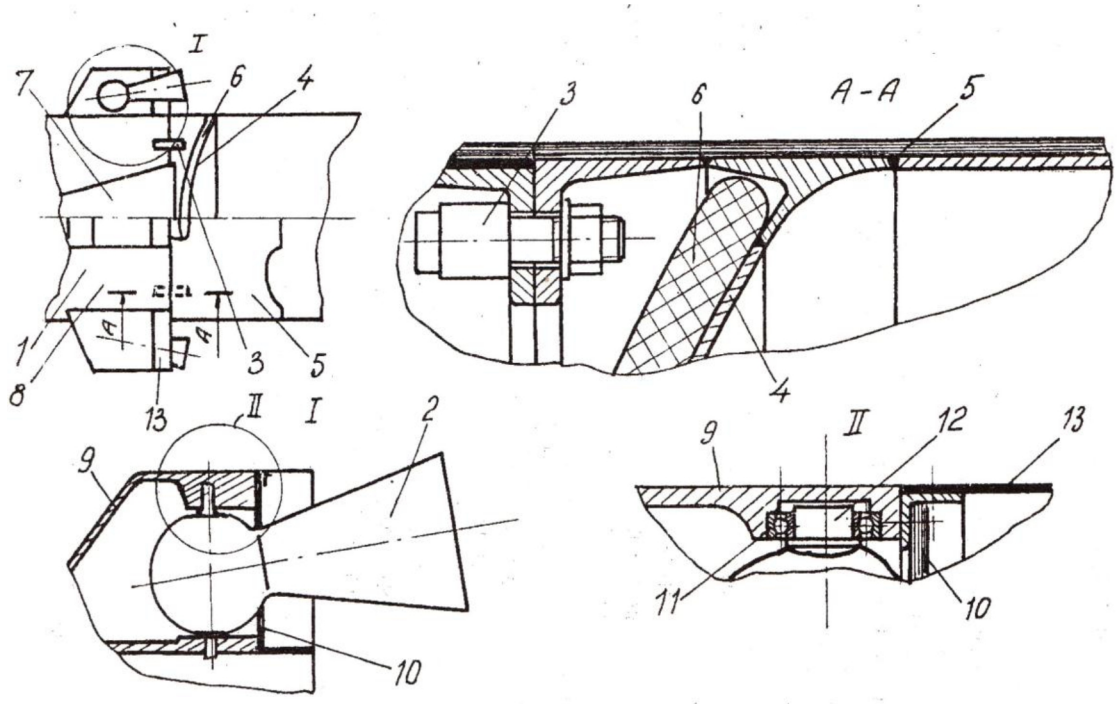


Рисунок 28.7 – «Теплое» разделение в схеме «тандем» (1 – последующая ступень; 2 – рулевые ЖРД;
3 – замок-толкатель; 4 – днище бака отработавшей ступени; 5 – теплозащита обечайки бака;
6 – теплоизоляция днища бака; 7 – маршевый ЖРД; 8 – хвостовой отсек последующей ступени;
9 – кронштейн крепления рулевого ЖРД; 10 – донная защита рулевого ЖРД; 11 – шарикоподшипник;
12 – цапфа; 13 – обтекатель рулевого ЖРД)

Рулевые двигатели г выступают за общий контур ракеты. При их работе струя газов может прожечь бак. Чтобы этого не произошло, на бак наносят тонкий (2...5 мм) слой теплозащиты на основе асбо- или стеклотекстолита.

Замки-толкатели 3 могут открываться еще до прохождения команды на выключение двигателя отработавшего блока. Тогда разделение произойдет без удара. Отделение отработавшего блока происходит после наступления момента, когда

$$n_{xp} \geq n_{xomp}, \qquad (28.7)$$

где $n_{xp} = \dfrac{\sum R_p}{m_{onc} \cdot g}$ - продольная перегрузка на последующей ступени при работе рулевых ЖРД; $\sum R_p$ - суммарная тяга рулевых ЖРД; m_{onc} - начальная масса последующей ступени; g - ускорение силы тяжести на поверхности Земли; $n_{xomp} = \dfrac{R_{nd}}{m_{коб} \cdot g}$ - продольная перегрузка на отработавшем блоке; R_{nd} - тяга последействия после выключения ЖРД отработавшего блока; $m_{коб}$ - конечная масса отработавшего блока.

7) Разделение блоков с прорывом днища бака

Несколько необычная схема горячего разделения, показанная на рисунке 28.8, использует газы наддува бака отработавшего блока и газов, выходящих из ЖРД последующего блока, для отталкивания отработавшего блока от ракеты - это система с прорывом днища бака отработанной ступени.

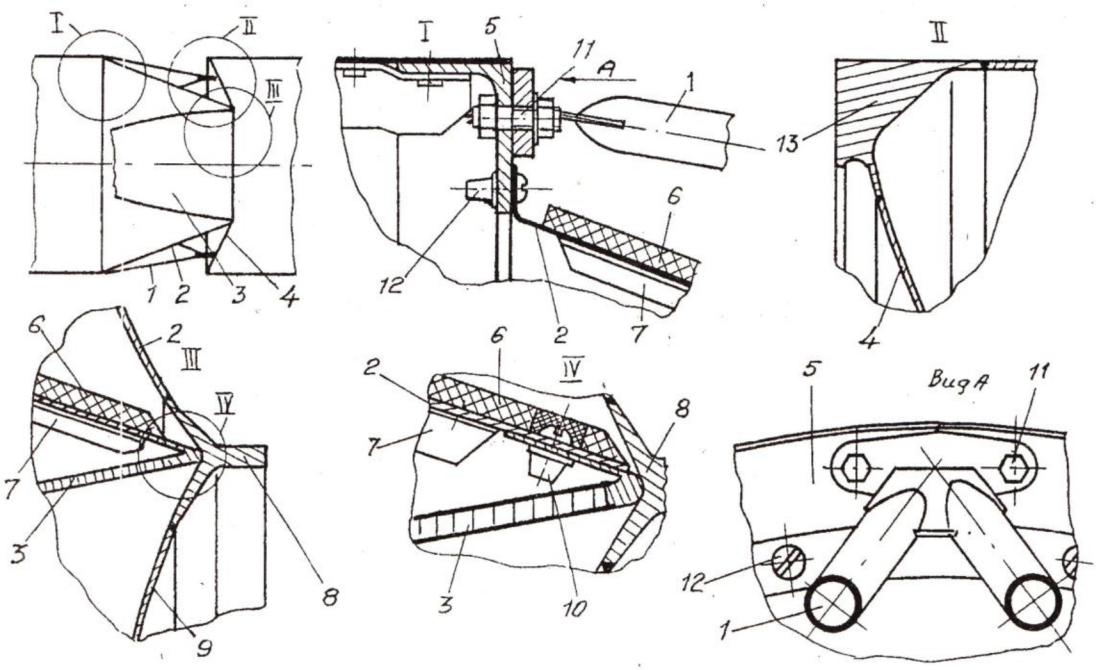


Рисунок 28.8 – Разделение ступеней с прорывом днища (1 – ферма; 2 – обтекатель; 3 – сопло двигателя; 4 – верхнее днище бака; 5 – стыковой шпангоут; 6 – теплозащита; 7 – силовой набор обтекателя; 8 – усиление днища; 9 – оболочка; 10 – крепеж; 11 – пироболт; 12 – крепеж; 13 – штыковой шпангоут бака)

После окончания работы двигателя на отработавшем блоке подается команда на запуск двигателя последующей ступени и на открытие пироболтов 11. Перегрузка не пропадает сразу, т.к. у двигателя отработавшего блока тяга не обнуляется мгновенно, есть последействие тяги. За время спада тяги двигателя отработавшего блока двигатель на последующей ступени запускается. При этом давление выходящих из ЖРД газов воздействует на оболочку днища 9, которая прорывается. Газы наддува бака и газы, выходящие из сопла ЖРД, направляются вперед по обтекателю 2. Появляющаяся тяга выходящих газов, направленная назад, эффективно тормозит отработанный блок.

Обтекатель 2 крепится к нижнему поясу двигателя 3 и к шпангоуту верхней ступени ракеты. Обтекатель имеет силовой набор 7, служащий для усиления конструкции, т.к. на обтекатель действует внешнее давление

$$P_0 = k_p \cdot P_H, \qquad (28.8)$$

где k_p - поправочный коэффициент, учитывающий неполноту воздействия давления газов на обтекатель; P_H - давление наддува бака.

Другой нагрузкой на обтекатель является продольная сила от днища бака, появляющаяся при подаче давления наддува в бак:

$$N_0^{Э} = \frac{\pi}{4} \cdot P_H^{Э} \cdot D^2, \qquad (28.9)$$

где D - диаметр бака.

При этом считается, что сопло двигателя не нагружается силой от давления наддува бака. Для защиты конструкции обтекателя от высокой температуры выходящих из сопла двигателя 3 газов на обтекатель наклеивается теплозащита 6 из асбо- или стеклотекстолита, которая одновременно служит подкреплением силового набора. Поэтому у обтекателя разрушающим напряжением будет не критическое напряжение сжатия, а временное сопротивление материала на растяжение (сжатие).

Обтекатель с теплозащитой выполняет и роль донной защиты неподвижного ЖРД последующей ступени. Для управления ступеней требуются рулевые двигатели или рулевые сопла.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем электронном учебном пособии рассмотрены вопросы конструирования изделий ракетно-космической техники.

Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объема пособия, многочисленности частных вопросов и сложности решаемых проблем при создании новых типов ракет-носителей.

Желающих более подробно изучить вопросы проектирования ракет-носителей отсылаем к списку использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Инженерный справочник по космической технике [Текст]. / Ред. коллегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко и др.; / под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. –693 с.

2. Конструкция управляемых баллистических ракет [Текст] / под ред. А. М. Синюкова и Н. И. Морозова. - М.: Воениздат, 1969. – 444 с.

3. Проектирование и испытания баллистических ракет [Текст]. / под ред. В.И. Варфоломеева и М.И. Копытова. - М.: Воениздат, 1970. – 302 с.

4. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов [Текст]. Учебник. / Н.И. Паничкин, Ю.В.Слепушкин [и др.]. – М.: Машиностроение, 1986. - 344 с.

5. Андреев, С. В. Баллистические ракеты [Текст]. / С.В.Андреев. – Куйбышев: КуАИ, 1989. -57с.

6. Основы конструирования ракет-носителей [Текст]. Учебник для студентов втузов / под ред. В. П. Мишина и В. К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

7. Голубев, И. С. Проектирование конструкцй летательных аппаратов [Текст]: учебник для студентов втузов / И.С.Голубев, А.В.Самарин. - М.: Машиностроение, 1991. -512 с.

8. Кобелев, В.Н., Милованов А.Г. Ракеты-носители [Текст]: учеб. пособие / В.Н.Кобелев, А.Г.Милованов. – Москва: МАТИ, 1993. - 183 с.

9. Пневмогидравлические системы летательных аппаратов [Текст]. учеб. пособие. / Л. Г. Лукашев, А. Г. Прохоров, В. М. Сайгак [и др.]. - Самара: СГАУ, 1993. – 61 с.

10. Юмашев, Л. П. Устройство ракет-носителей (сухие отсеки и топливные баки) [Текст]: учеб. пособие. – Самара:Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1995. –57 с.

11. Юмашев, Л. П. Устройство ракет-носителей (вспомогательные системы) [Текст]: учеб. пособие / Л.П.Юмашев. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. – 190 с.

12. Карпенко, А. В. Отечественные стратегические ракетные комплексы [Текст] / А.Ф. Уткин, А.Д. Попов / под ред. акад. РАН В. Ф. Уткина. – СПб.: Невский бастион - Гангут, 1999. -288с.

13. Баллистические ракеты и ракеты-носители [Текст]: пособие для студентов вузов / О. М. Алифанов, А. Н. Андреев, В. Н. Гущин [и др.]; под ред. О. М. Алифанова. - М.: Дрофа, 2004. - 512 с.

14. Куренков, В. И. Методы расчета и обеспечения надежности ракетно-космических комплексов [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. А. Капитонов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 320 с.

15. Куренков, В. И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: учеб. пособие / В.И.Куренков, Л.П.Юмашев; под ред. чл.-кор. РАН Д. И. Козлова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2005. - 240 с.

16. Моделирование конструкций ракетно-космической техники методом конечных элементов в среде MSC.NASTRAN с использованием системы твёрдотельного моделирования Solidworks [Текст]: учеб. пособие / К. В. Пересыпкин, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова – Самара: Из-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 214 с.

17. Мохов, В. Новые китайские ракеты-носители из модулей [Текст] / В.Мохов // Новости космонавтики. 2006, № 10 (285), том 16. С. 47.