

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
университет им. академика С. П. Королева

Л. П. ЮМАШЕВ

**УСТРОЙСТВО
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
(вспомогательные системы)**

САМАРА 1999

УСТРОЙСТВО РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ (вспомогательные системы): Учеб. пособие / Л. П. Юмашев; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара. 1999. 190 с. ISBN 5-7883-0037-1

Представлены описания, принципы работы систем, обеспечивающих функционирование ракет-носителей: системы разделения блоков и отделения космических аппаратов, системы аварийного спасения, крепление приборов и двигателей, системы управления рулями. Описания сопровождаются иллюстрациями.

Приводятся варианты устройства систем и некоторые расчетные зависимости.

Пособие может быть использовано при изучении устройства ракет-носителей и выполнении курсовых и дипломных проектов. Подготовлено на кафедре "Летательные аппараты".

Табл. 2. Ил. 115.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева

Рецензенты: В. Ф. Агарков, И. С. Амедьянов



Моей жене
Элеоноре Ивановне
посвящаю.

Автор

В в е д е н и е

Корпус ракеты-носителя (РН) является оболочкой, в которой располагаются различные приборы, грузы и системы, обеспечивающие функционирование РН, ее надежность и безаварийность.

РН состоит из блоков, которые после их отработки надо сбрасывать, для чего на ракете имеется **система разделения и сброса**.

В конце активного участка полета космический аппарат (КА) необходимо отделить от последней ступени - имеется **система отделения КА**.

Для безопасности экипажа на активном участке полета и(или) для сохранения уникальных приборов при аварийной ситуации их необходимо отделить от ракеты и спустить на Землю - для этого имеется **система аварийного спасения (САС)**.

В корпусе крепятся **приборы**, обеспечивающие управление ракетой, ее стабилизацией и последовательностью работы систем.

К ракете приложена тяга **реактивных двигателей**, которые крепятся к ее корпусу неподвижно или с обеспечением качания.

На многих ракетах имеются **рулевые поверхности** и, соответственно, **система управления** этими поверхностями.

В работе приведены примеры устройств этих систем, а также примеры крепления приборов и двигателей.

Описания устройств сопровождаются иллюстрациями.

Данная работа, являющаяся продолжением учебного пособия "УСТРОЙСТВО РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ (сухие отсеки и топливные баки)", также не претендует на полноту описания всех устройств, однако здесь представлены наиболее часто встречающиеся конструкции.

Как и в первом пособии, здесь нет ссылок на использованную литературу, все рисунки оригинальны, разработаны и вычерчены автором.

Учебное пособие может быть использовано не только при изучении курса "Конструкция летательных аппаратов", но и при выполнении курсовых и дипломных проектов, чему должны помогать и иллюстрации, и приведенные в пособии расчетные зависимости.

1. СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ И СБРОСА

Многоступенчатые ракеты состоят из ракетных (разгонных) блоков, которые по мере использования, т.е. после выгорания топлива, сбрасываются. Кроме того, на некоторых этапах полета часть отработавших частей желательнее сбросить, т.к. они становятся пассивным и бесполезным грузом. К таким частям относятся:

- хвостовые отсеки, которые перестают выполнять роль переходников;
- выключенные двигатели, если в дальнейшем их не потребуется включать;
- головные обтекатели, которые перестали служить защитой от воздушных и тепловых нагрузок.

Все эти отсеки и блоки крепятся к корпусу ракеты таким образом, чтобы имелась возможность отделить их и сбросить.

Функции сброса отработавших конструкций, иногда с разделением их на части (створки) обеспечиваются системами:

- отделения блоков;
- сброса хвостовых и переходных отсеков;
- сброса головных обтекателей.

В конце активного участка полета срабатывает система отделения КА от РН.

На некоторых РН имеется система аварийного спасения (система спасения при аварийной ситуации).

1.1. Крепление 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 и 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.

На рис. 1.1 показана примерная циклограмма команд при пуске РН с "пакетным" соединением блоков.

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.

На рис. 1.2, 1.3 и 1.4 даны примерные циклограммы команд при запуске РН с этими способами разделения.

1.1.1. 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 нарушения 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.).

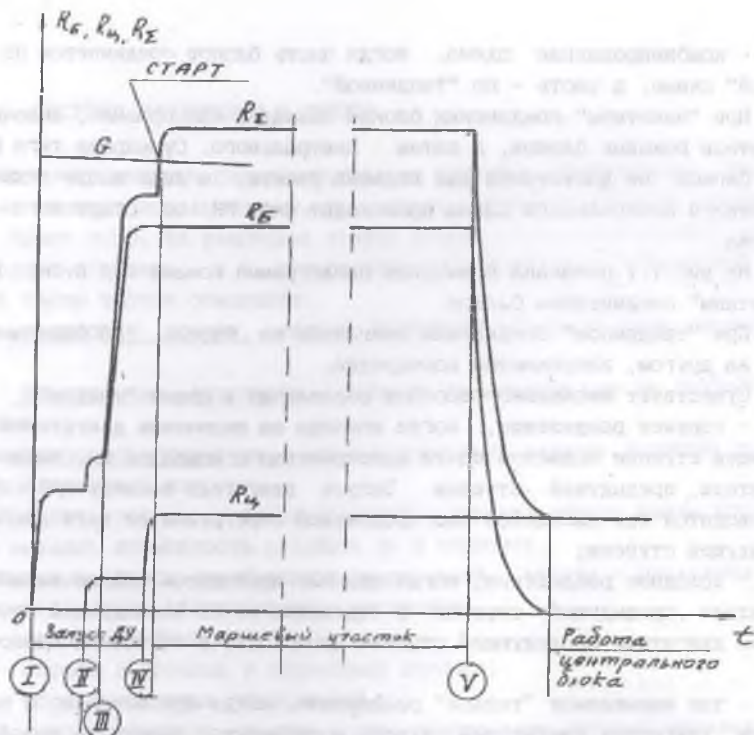


Рис. 1.1. Циклограмма команд работы двигателей РН с продольным делением:

Команды:

- I** - включение двигателей боковых блоков. Выход двигателя на предварительную ступень работы;
- II** - включение двигателя центрального блока. Выход двигателя на предварительную ступень работы;
- III** - перевод двигателей боковых блоков на главную ступень работы;
- IV** - перевод двигателя центрального блока на главную ступень работы;
- V** - выключение двигателей боковых блоков.

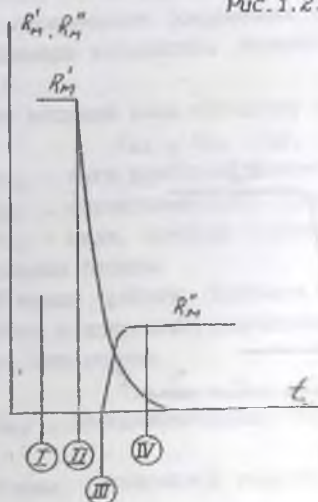
R_b - тяга боковых блоков;

R_{Σ} - тяга центрального блока;

R_{Σ} - суммарная тяга;

G - вес ракеты

Рис. 1.2. Циклограмма команд для РН с горячим разделением:

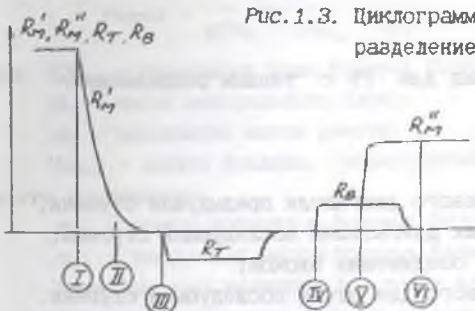


R_M^I - тяга маршевого двигателя отработавшего блока;
 R_M^{II} - тяга маршевого двигателя последующей ступени;

Команды:

- I - открытие нижних замков переходника;
- II - выключение маршевого двигателя предыдущей ступени;
- III - включение маршевого двигателя последующей ступени;
- IV - открытие верхних замков крепления переходника и сброс переходника

Рис. 1.3. Циклограмма команд для РН с холодным разделением:



Команды:

R_M^I - тяга маршевого двигателя предыдущего блока;
 R_T - тяга тормозного двигателя;
 R_B - тяга вспомогательного двигателя;
 R_M^{II} - тяга маршевого двигателя последующей ступени

- I - выключение маршевого двигателя предыдущей ступени;
- II - раскрытие нижних замков переходного отсека;
- III - включение тормозного двигателя;
- IV - включение вспомогательного двигателя;
- V - включение маршевого двигателя последующей ступени;
- VI - раскрытие верхних замков переходного отсека и сброс переходника

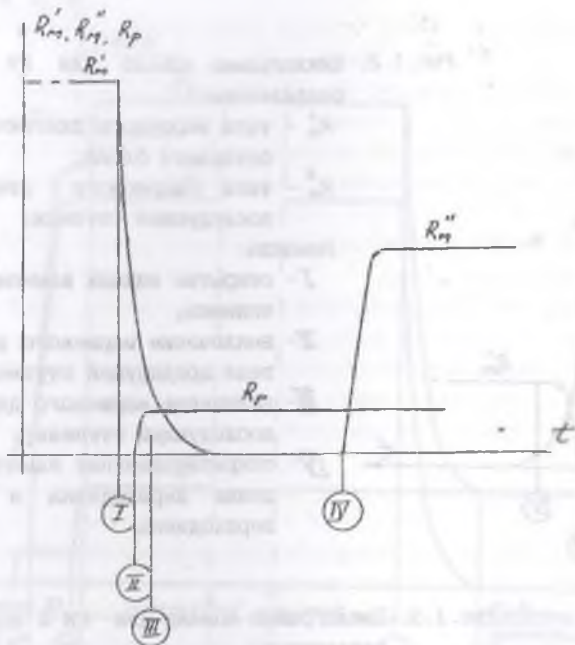


Рис. 1.4. Циклограмма команд для РН с "теплым"разделением:

Команды:

- I - выключение маршевого двигателя предыдущей ступени;
- II - включение рудевых двигателей последующей ступени;
- III - открытие замков соединения блоков;
- IV - включение маршевого двигателя последующей ступени.

- R_{M1}^i - тяга маршевого двигателя предыдущей ступени;
- R_M^i - тяга маршевого двигателя последующей ступени;
- R_p - тяга рудевых двигателей последующей ступени

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 рис. 1.5.

На верхний узел крепления передается только часть тяги

$$F_{\Sigma i} = R_{\Sigma i} - Q_{\Sigma i} - X_{\Sigma i},$$

где $R_{\Sigma i}$ - тяга двигателя бокового блока;

$Q_{\Sigma i}$ - аэродинамическое сопротивление бокового блока;

$X_{\Sigma i}$ - 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

$$F_{\Sigma i \max} = R_{\Sigma i} - Q_{\Sigma i} - \lambda_{\max} g(m_{\Sigma i} - m_{T i}),$$

где $Q_{\Sigma i}$ - аэродинамическое сопротивление бокового блока перед разделением;

λ_{\max} - продольная перегрузка перед разделением, которая равна

$$\lambda_{\max} = \frac{\Sigma R_{\Sigma i} + R_{\Sigma c}}{g(m_0 - \Delta m_{Tc} - m_{T i})},$$

где $\Sigma R_{\Sigma i}$ - суммарная тяга боковых блоков;

$R_{\Sigma c}$ - тяга центрального блока;

m_0 - начальная масса ракеты;

Δm_{Tc} - масса топлива, израсходованная в центральном блоке до момента разделения;

$m_{T i}$ - масса топлива в боковых блоках;

$m_{\Sigma i}$ - начальная масса боковых блоков.

Заметим, что величина $X_{\Sigma i}$ 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

$$M_{изг} = F_{\Sigma i \max} z_6,$$

где z_6 - расстояние от узла крепления бокового блока до продольной оси ракеты.

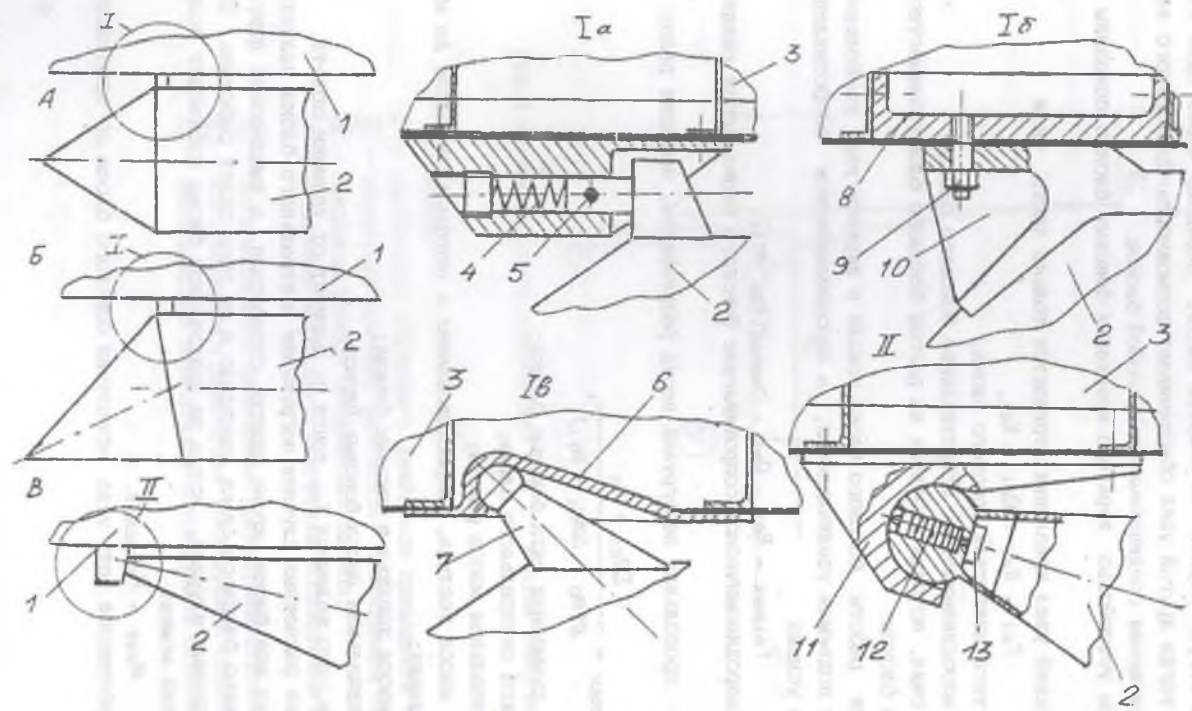


Рис. 1.5 Верхнее крепление боковых блоков:

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 1,а продольное перемещение при неработающих двигателях устраняется двухсрезным штифтом 5, в схеме 1,б - пироболтом 9; в схеме 1,в и в схеме В - специальным приспособлением на стартовом устройстве.

Разрыв связи в верхнем узле осуществляется :

- в схеме 1,а - путем выталкивания штыря из гнезда пружины 4. Заметим, что штифт 5 срезается и пружина заводится, как только начинает работать двигатель бокового блока;
- в схеме 1,б за счет разрыва пироболта 9;
- в схеме 1,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 (РДТУ, 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 рис.1.6 представлены схемы крепления нижних частей боковых блоков при передаче тяги в верхних узлах крепления. Эти нижние узлы не воспринимают продольную силу и допускают продольное перемещение хвостовой части.

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 6 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

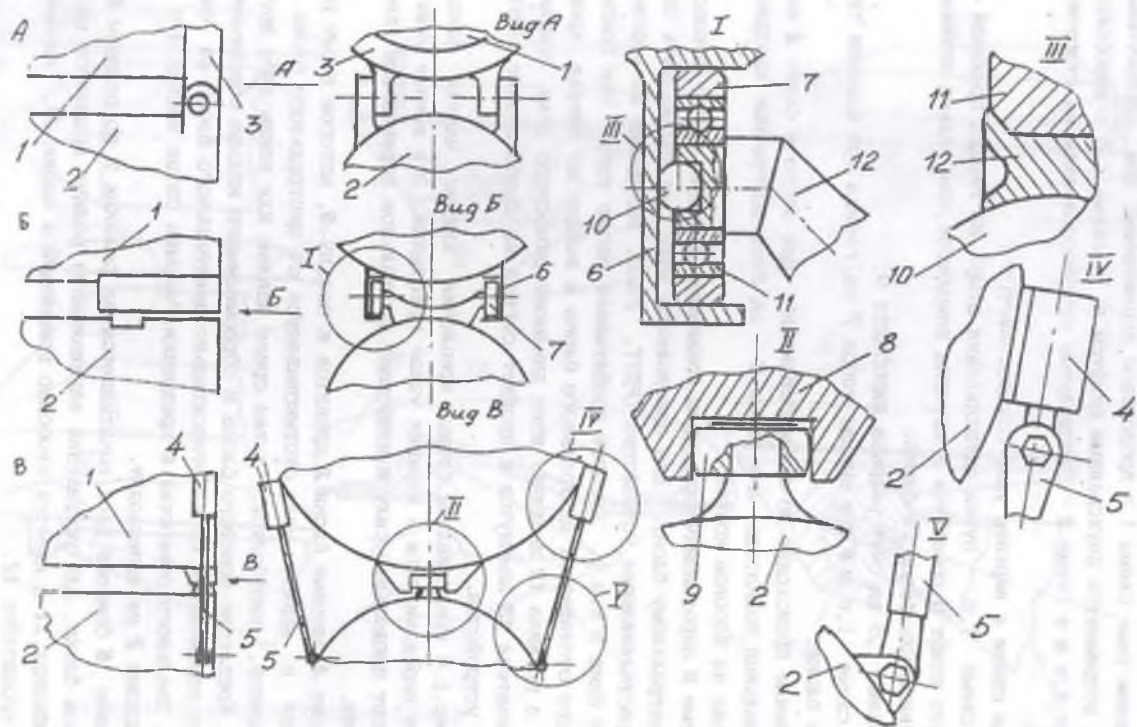


Рис. 1.6. Нижнее крепление боковых блоков:
 1 - центральный блок; 2 - боковой блок; 3 - сбрасываемое кольцо; 4 шариковый вамок;
 5 - тяга; 6 - рельс; 7 - ролик; 8 - кронштейн с пазом; 9 - ролик; 10 - шарик;
 11 - шарикоподшипник; 12 - кронштейн

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

$$F_p = R_p \sin \delta_{\max},$$

где R_p - тяга рулевых камер;

δ_{\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.

1.1.2. 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 рис.1.7:

- устройства крепления блоков между собой с последующим разделением (пирободты 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).

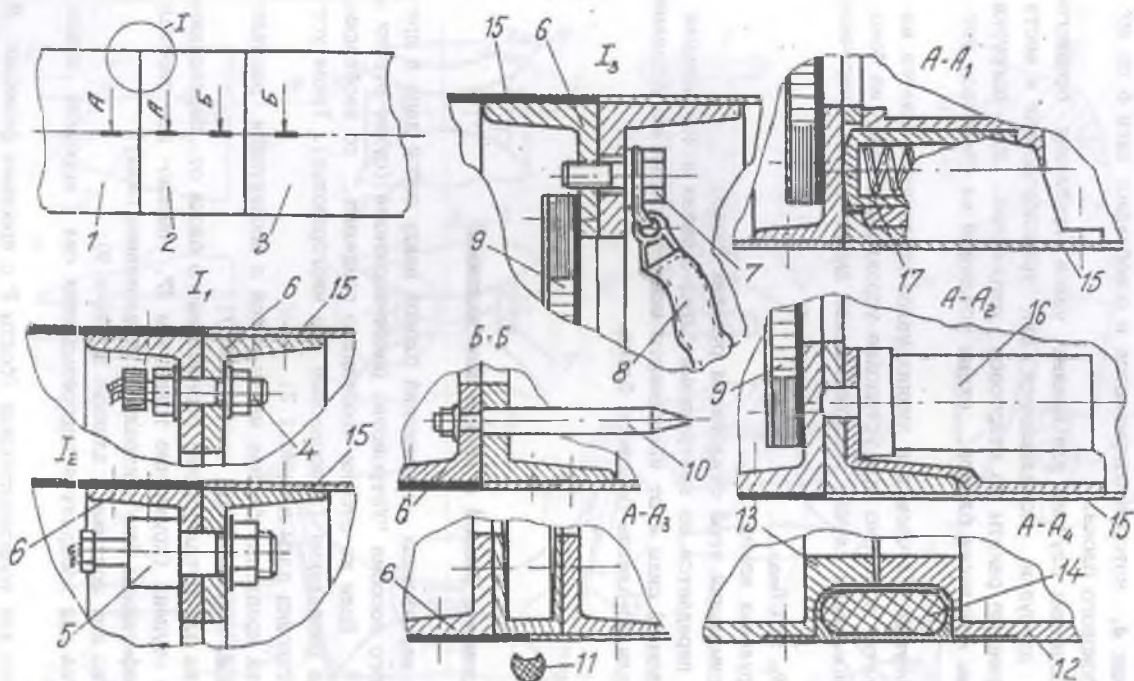


Рис. 1.7. Соединение блоков с поперечным делением:

1 - следующая 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 - удлиненныйкумулятивный заряд; 12, 13 - шпангоут; 14 - линейное устройство разделения; 15 - обшивка; 16 - пневмотолкатель; 17 - пружинный толкатель

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 рис.1.7 показаны устройства отделения и сброса переходника. Для нижнего стыка эти устройства аналогичны, отличие состоит лишь в том, что на них действуют другие усилия, и отделить переходник необходимо с обеспечением более высокой степени надежности.

1.1.3. Отделение боковых блоков

На рис.1.8 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 тросов 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.

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 тросов 3 и шарикового замка 4. Такое крепление сохраняется вплоть до команды на отделение и сброс боковых блоков;

- положение В - подается команда на выключение ЖРД боковых блоков и на открытие шарикового замка 4. Нижняя часть бокового блока за счет того, что тросы ЖРД не проходят через верхний узел крепления и имеется последствие 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_T ;

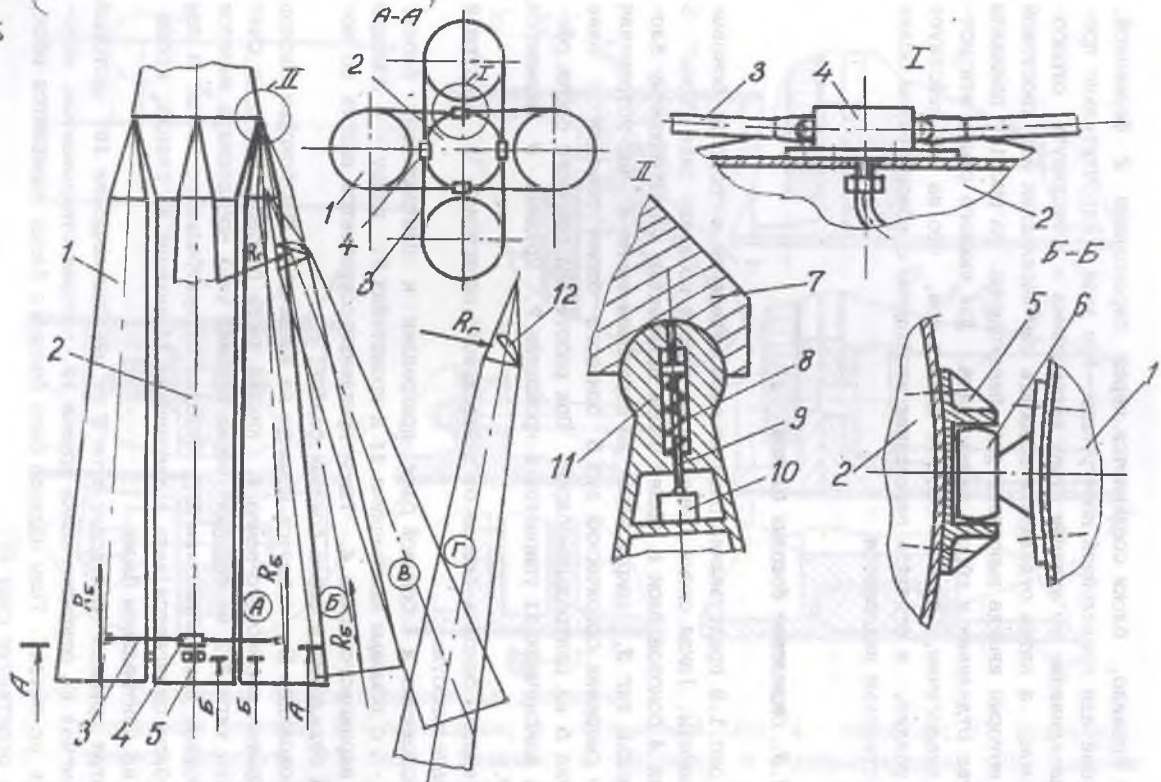


Рис. 18. Отделение боковых блоков:
 1 - боковой блок; 2 - центральный блок; 3 - тяга; 4 - шариковый замок; 5 - кронштейн;
 6 - "зуб"; 7 - кронштейн; 8 - пружина; 9 - шток; 10 - микровыключатель; 11 - наконечник;
 12 - крышка бака

- положение В - боковой блок отстает от центрального блока. Нижний конец бокового блока отведен в сторону, а сила R_T создает момент для отвода верхнего конца бокового блока от центрального;
- положение Г - сила R_T продолжает закручивать боковой блок, который полностью отходит от центрального и падает на Землю.

1.1.4. Холодное разделение блоков в схеме "пандем"

Холодное разделение происходит после выключения маршевого двигателя и полного падения тяги.

На рис.1.9 показано расположение элементов, обеспечивающих холодное разделение.

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 несилковыми легкосъёмными обтекателями В - 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.

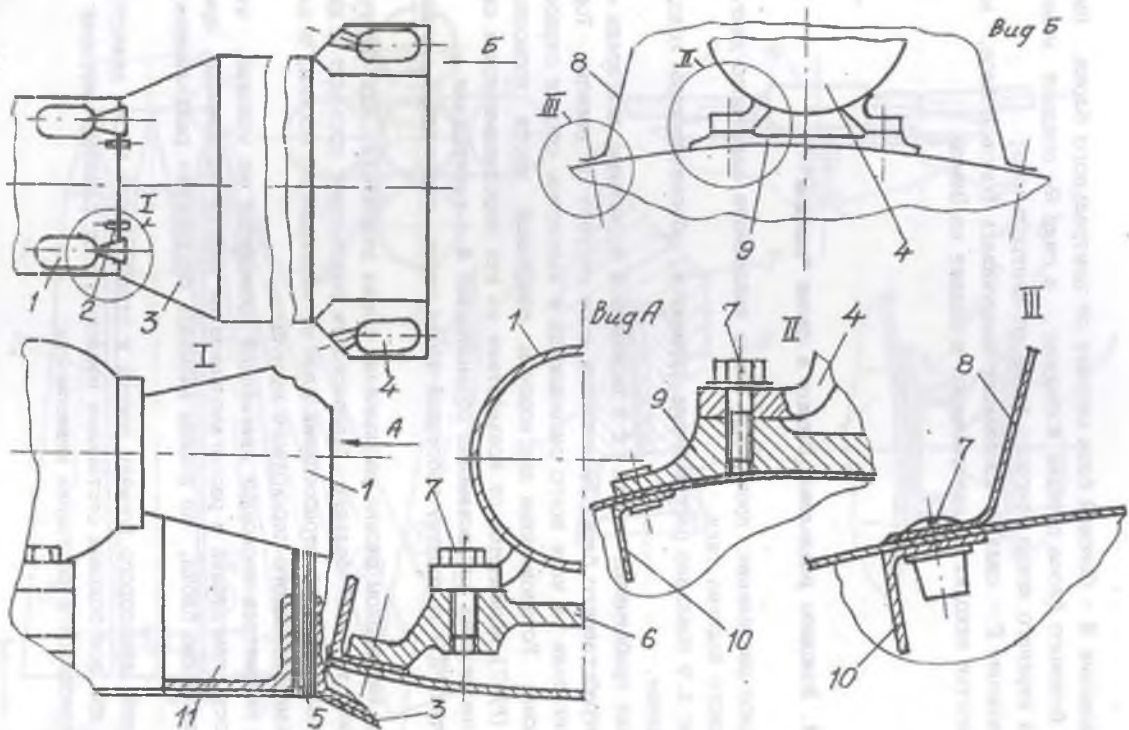


Рис. 1.9. Холодное разделение блоков в схеме "тандем":

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

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 $n_x = 0,05 \dots 0,08$, 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.

1.1.5. Горячее разделение блоков в схеме "лягушка"

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 устанавливается рассекатель с теплозащитой.

На рис. 1.10 показано одно из устройств защиты с помощью рассекателя пламени 3 с теплозащитой 10.

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:

$$q = q_{0e} \frac{r}{R}$$

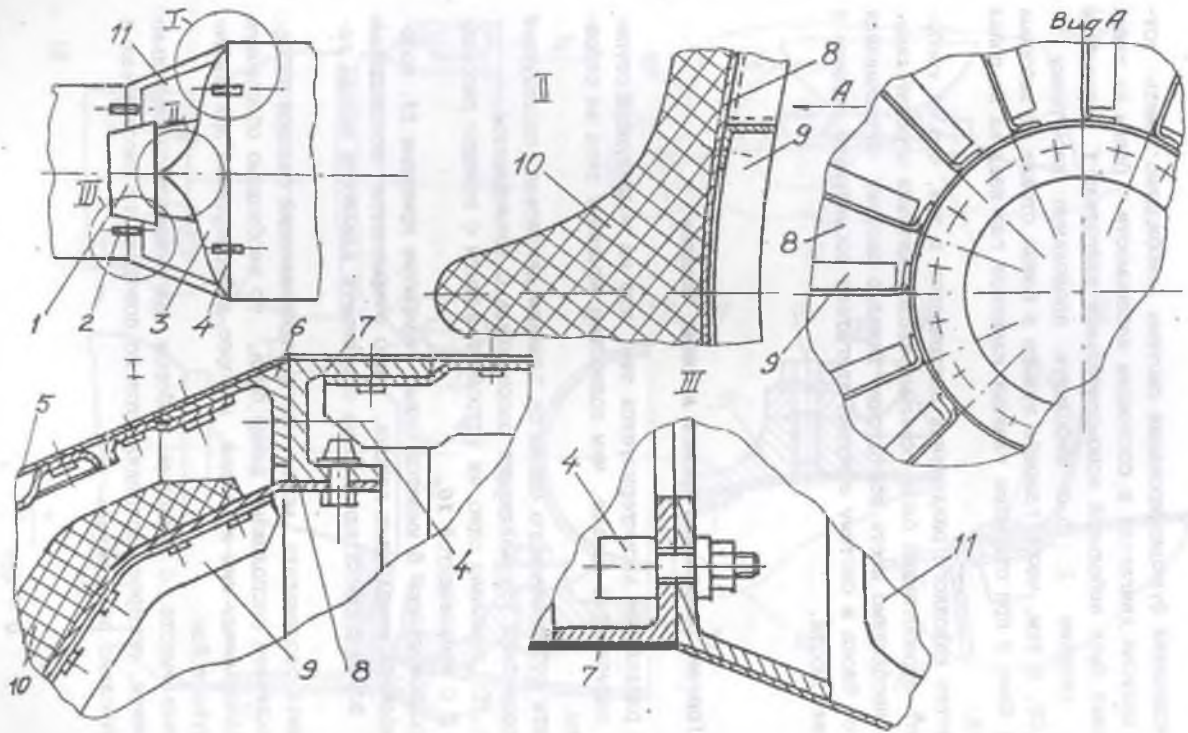


Рис.1.10. Горячее разделение блоков в схеме "тандем":
 1 - сопло двигателя; 2 - замок; 3 - рассекатель пламени; 4 - замок; 5 - переходный отсек;
 6,7 - стыковой шлангоут; 8 - оболочка рассекателя; 9 - силовой набор; 10 - теплозащита;
 11 - крышка окна

где q_0 - давление в носочке рассекателя.

При предварительных расчетах можно принять:

$$q_0 = \frac{R_d}{F}$$

где r - расстояние от продольной оси ракеты;

R - радиус отсека;

R_d - тяга двигателя;

$F = \pi R^2$ - 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.

1.1.6. "Теплое" разделение блоков в схеме "пандем"

"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 рис. 1.11 показано расположение элементов системы "теплого" разделения.

Рулевые двигатели **2** 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 стекло-текстолита.

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

$$P_{хр} > P_{хотр}$$

где $P_{хр} = \frac{\sum R_p}{m_{опсг}}$ - продольная перегрузка на последующей ступени при работе рулевых ЖРД;

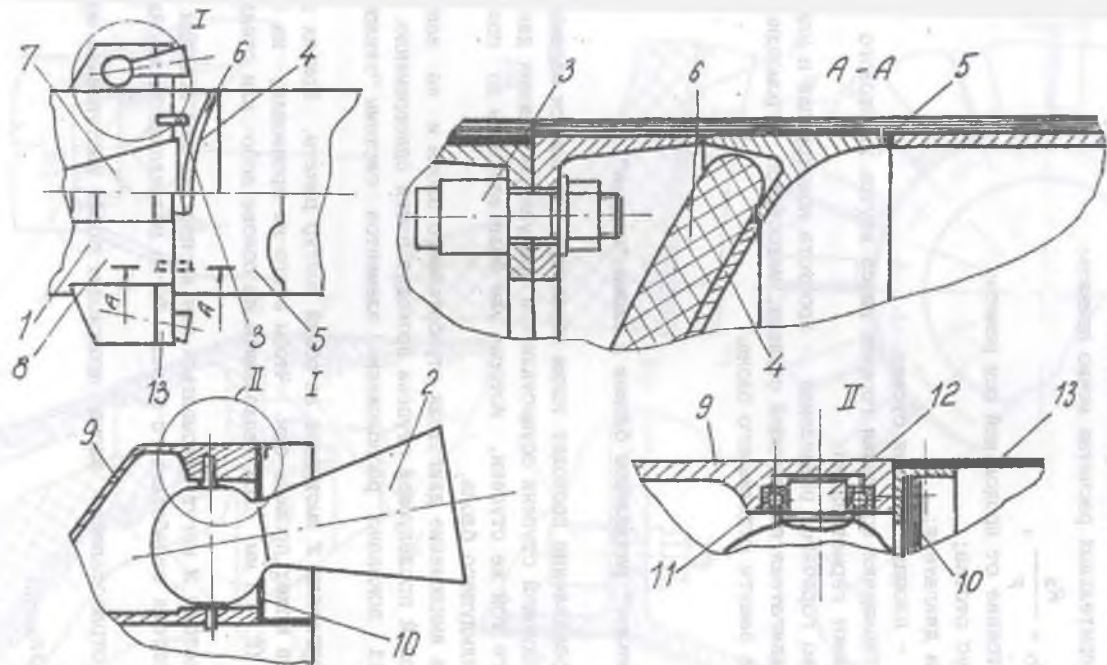


Рис. 1.11. "Теплое" разделение в схеме "тандем":

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

ΣR_p - суммарная тяга рулевых ЖРД;

$m_{\text{полс}}$ - начальная масса последующей ступени;

g - ускорение силы тяжести на поверхности Земли;

$n_{\text{хотр}} = \frac{R_{\text{пл}}}{m_{\text{коб}} g}$ - продольная перегрузка на отработавшем блоке;

где $R_{\text{пл}}$ - тяга последствия после выключения ЖРД отработавшего блока;

$m_{\text{коб}}$ - конечная масса отработавшего блока.

1.1.7. Разделение блоков с прорывом днища бака

Несколько необычная схема горячего разделения, показанная на рис. 1.12, 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 отработавшей ступени.

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 последствие 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

$$P_0 = K_p R_n,$$

где K_p - поправочный коэффициент, учитывающий неполноту воздействия давления газов на обтекатель;

R_n - давление наддува бака.

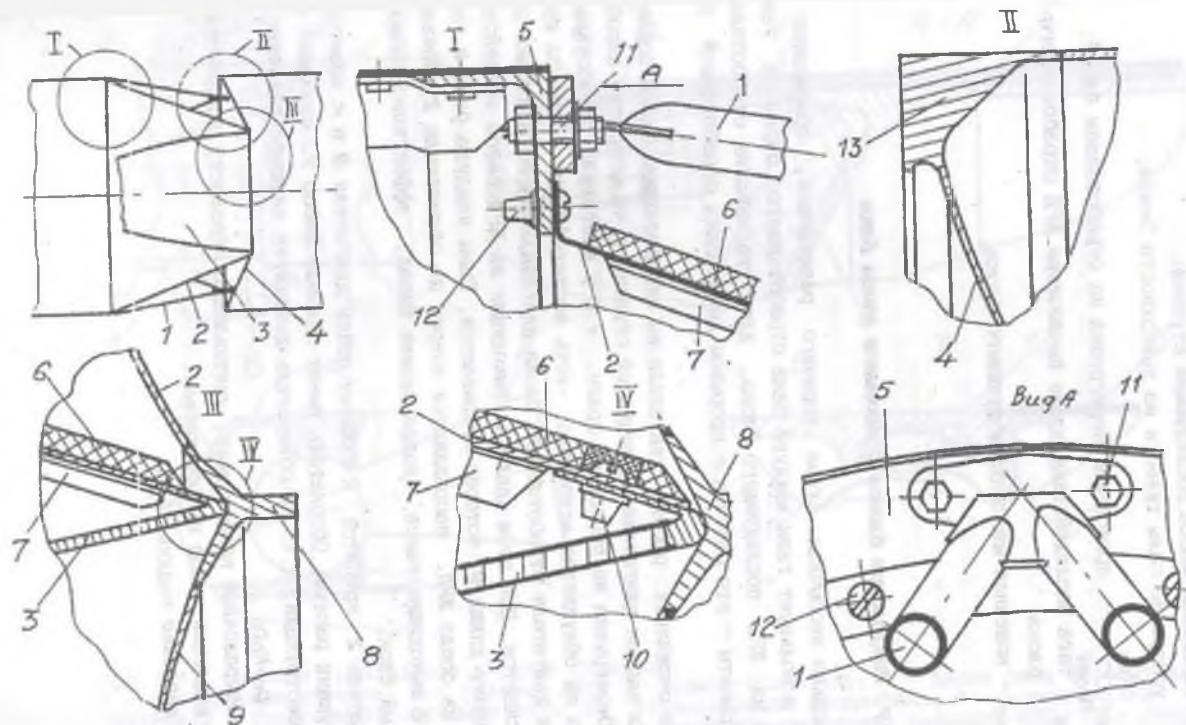


Рис. 1.12. Разделение ступеней с прорывом днища:
 1 - ферма; 2 - обтекатель; 3 - сопло двигателя; 4 - верхнее днище бака; 5 - стыковой шпангоут; 6 - теплозащита; 7 - силовой набор обтекателя; 8 - усиление днища; 9 - ободочка; 10 - крепеж; 11 - пироболт; 12 - крепеж; 13 - стыковой шпангоут бака

Другой нагрузкой на обтекатель является продольная сила от днища бака, появляющаяся при подаче давления наддува в бак:

$$N_{00} = \frac{\pi}{4} P_{н} D^2,$$

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.

1.2. Сброс хвостовых отсеков

По достижении больших высот на активном участке полета, когда скоростной напор становится близким к нулю и когда предыдущие блоки уже сброшены, то отработавшие на последующих ступенях отсеки (хвостовые, переходные отсеки, юбки баков и т.п.) желательно сбросить, тем самым уменьшая массу ракеты.

Основными способами сброса отработавших отсеков являются:

- сброс отсека "тюльпаном",
- сброс отсека "чулком".

Каждый из этих способов сброса имеет свои достоинства и свои недостатки.

Так "тюльпанный" сброс обеспечивает быстрый отход створок от ракеты, но конструкция створок затяжелается массивными продольными профилем с замками, соединяющими створки до сброса.

При сбросе "чулком" конструкция имеет малую массу, особенно, если оболочка отсека изготовлена из композиционных материалов, но усложняется система сброса и защиты оставшихся на ракете агрегатов.

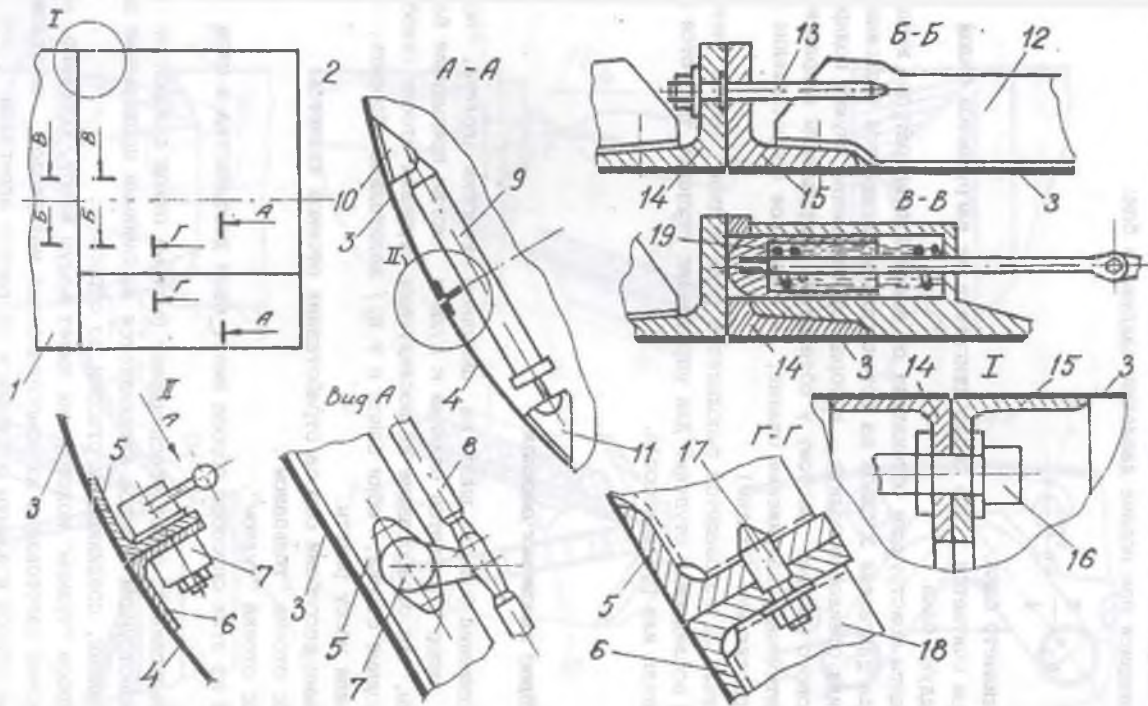


Рис. 1.13. "Тюльпанный" сброс отсека:
 1 - корпус ракеты; 2 - створка; 3,4 - обшивка; 5,6 - профиль; 7 - замок продольного стыка; 8 - тяга; 9 - толкатель; 10,11 - кронштейн; 12 - стрингер; 13 - шпилька; 14 - шпангоут корпуса; 15 - шпангоут отсека; 16 - замок; 17 - штифт; 18 - шпангоут; 19 - толкатель

1.2.1. "Тюльпаный" сброс отсека

"Тюльпаный" сброс отработавшего отсека заключается в том, что отсек после сдвига вниз разделяется на створки, которые расталкиваются в стороны каким-либо устройством.

На рис. 1.13 показано устройство такой системы сброса.

Сброс происходит в следующем порядке:

- открываются замки **16**, соединяющие сбрасываемые отсеки с корпусом;
- под действием пружинного толкателя **19** и из-за движения ракеты с ускорением сбрасываемый отсек отходит по шпилькам **13** вниз;
- в конце хода толкателя **19**, когда отсек сходит со шпилек **13**, открываются замки продольного стыка **7**. Отсек превращается в несколько не соединенных между собой створок;
- под действием заранее взведенной пружины толкателя **9** створки расталкиваются и сбрасываются.

При совпадении плоскости размещения толкателей и плоскости центров масс створок **1** и **5** (рис. 1.14) створки раздвигаются поступательно.

Допустимо, если плоскость **5** расположена несколько выше плоскости **1**, а не наоборот. В противном случае верхние шпангоуты створок при их вращении подойдут слишком близко к двигателю и оборудованию двигательного отсека.

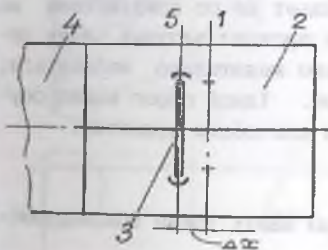


Рис. 1.14. Схема размещения толкателей:

- 1 - плоскость центров масс створок;
- 2 - створка; 3 - толкатель; 4 - корпус ракеты; 5 - плоскость размещения толкателей;
- Δx - смещение плоскостей

1.2.2. Сброс обработавшего отсека "чулком"

При сбросе отсека "чулком" продольных раскрывающихся стыков нет, поэтому и нет дополнительных массивных продольных профилей и системы раскрытия стыков (замки, тяги, силовобудители и пр.).

На рис.1.15 показано устройство системы сброса отсека "чулком".

Сброс происходит в следующем порядке:

- раскрываются замки 5, соединяющие стыковые шпангоуты 3 и 4;
- под действием усилия пружины толкателя 6 сбрасываемый отсек сходит со штифтов 7;

- происходит дальнейшее отставание отсека за счет того, что ракета движется с ускорением, а отсек только по инерции. Рельсы 10, имеющиеся на отсеке, скользят по подушкам 11, закрепленным на донной защите 13.

1.3. Сброс головного обтекателя

Головной обтекатель (ГО), который защищает КА от воздействия на него воздушного и теплового потоков, после прохода плотных слоев атмосферы уже становится лишним грузом и от него желательно избавиться, но это необходимо делать не прекращая полет. Такой сброс можно осуществить по-разному, но наиболее приемлемыми способами являются:

- сброс "тольпаном";
- сброс "чулком".

При каждом способе сброса ГО необходимо иметь такие дополнительные устройства, как:

- устройство отделения ГО от носителя;
- устройство расчленения обтекателя на панели, если сброс "тольпаный";
- силовобудители для создания сил, необходимых для расчленения и отделения ГО от РН;
- вспомогательные устройства (шпильки, рельсы и т.п.).

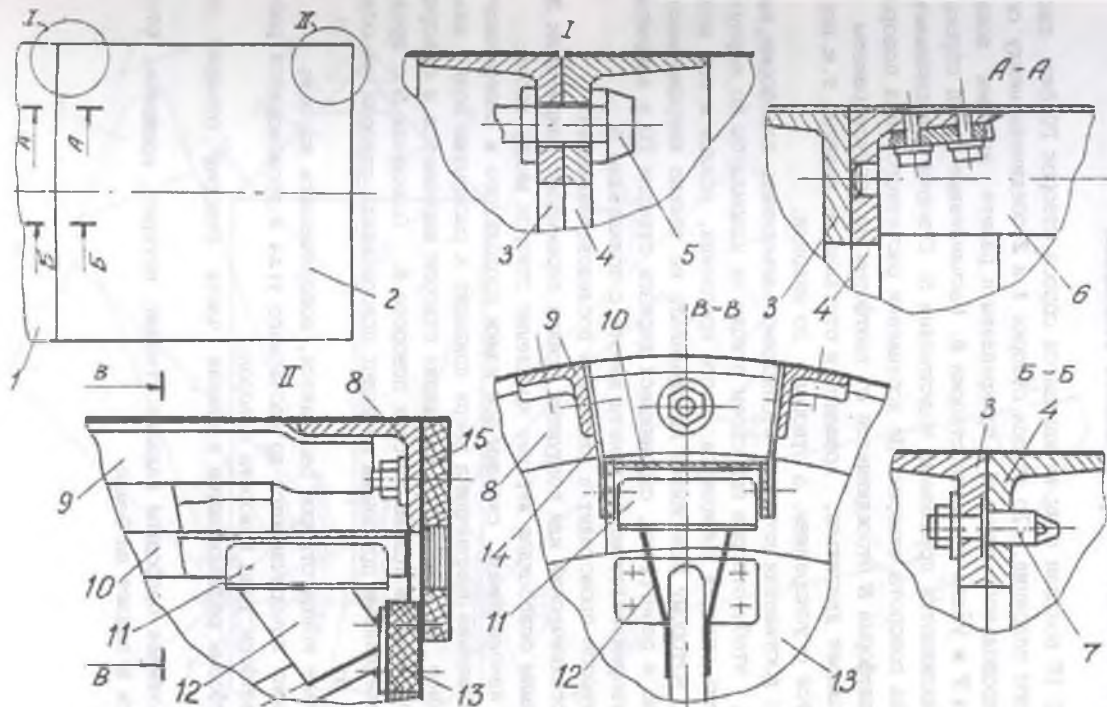


Рис. 1.15. Сброс отработавшего отсека "чулком":

1 - корпус ракеты; 2 - хвостовой отсек; 3,4 - шпангоут; 5 - замок; 6 - толкатель;
 7 - штифт; 8 - шпангоут; 9 - профиль; 10 - рельс; 11 - подушка; 12 - кронштейн;
 13 - донная защита; 14 - кронштейн; 15 - донная защита

1.3.1. "Тяглованный" сброс головного обтекателя

На рис.1.16 показан один из вариантов сброса створок ГО без системы аварийного спасения. До сброса створки 1 и 2 соединены между собой замками продольного стыка 4 и прикреплены к ракете замками поперечного стыка 7 и узлом поворота створки 6. Расчлененные перед сбросом створки расталкиваются пружинными толкателями 5. Створка поворачивается на оси узла поворота створок. По достижении расчетного угла поворота створки платформа В отсоединяется от платформы на корпусе ракеты и створка продолжает двигаться, вращаясь и отставая от ракеты, т.к. последняя движется с ускорением, а створка - по инерции.

Угол, по достижении которого необходимо разъединить платформы, выбирается так, чтобы створка при своем отходе не ударила бы по корпусу ракеты. Из этих условий выбираются: место крепления, усилие и ход штока толкателя, которому приходится преодолевать не только инерцию массы толкателя, но и перегрузки, стремящиеся держать створки ГО в закрытом положении. Створки отлетают от ракеты вместе с толкателем 5.

Сброс створок происходит в следующей последовательности:

- А** - пиротехнический или воздушный привод перемещает наконечник 3 вверх, тем самым освобождая верхнее крепление створок между собой;
- Б** - с наконечником связаны все замки продольного и поперечного стыков. Перемещение наконечника вверх приводит к раскрытию всех замков. Продольное и поперечное крепление створок нарушается и створки остаются закрепленными только на осях поворота 6. Толкатели 5 с предварительно взведенными пружинами начинают поворачивать створки на осях узла поворота 6;
- В** - верхние концы створок расходятся, поворачиваясь на оси;
- Г** - створки поворачиваются до расчетного угла и производится разрыв связей платформ узла поворота створок;
- Д** - платформы разъединяются и нижняя часть створки отходит от корпуса ракеты;
- Е** - дальнейшее свободное падение створок, которые, вращаясь, отстают от ракеты и падают на Землю.

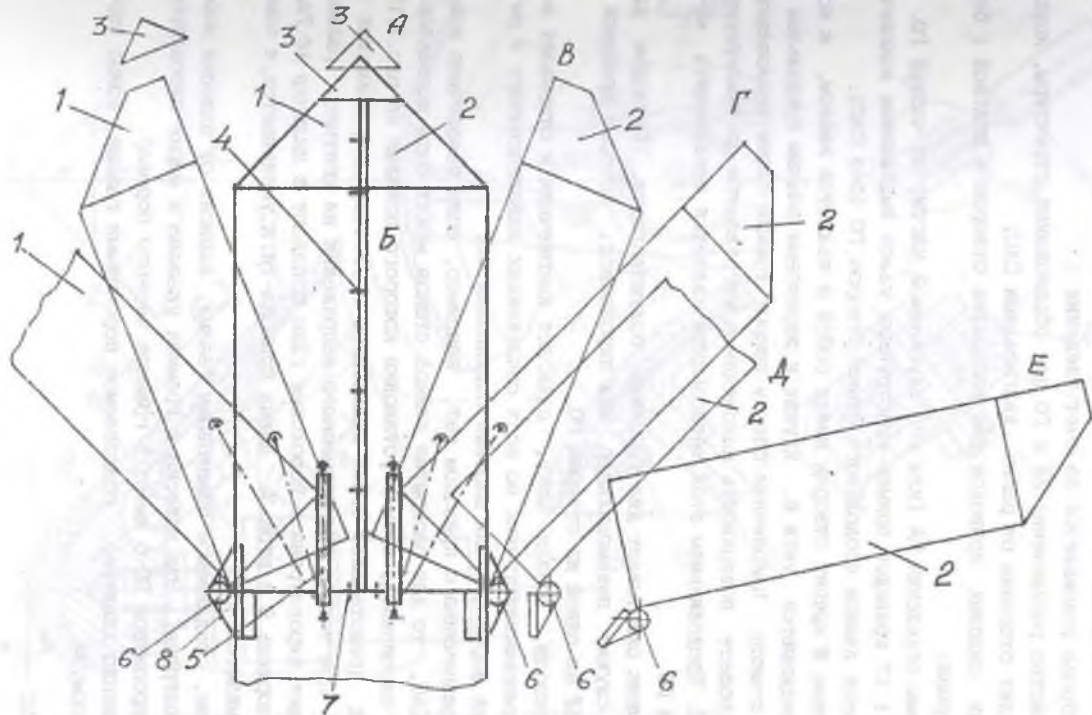


Рис. 1.16. Схема раскрытия и сброса створки головного обтекателя:
 1, 2 - створка; 3 - наконечник; 4 - замки продольного стыка; 5 - пружинный толкатель;
 6 - увел поворота створки; 7 - замки поперечного стыка; 8 - платформа узла поворота створки

Если на обтекателе расположена система аварийного спасения (САС), то система сброса усложняется за счет введения :

- устройства расчленения КА и ГО для образования структуры, которая затем будет оторвана от ракет двигателями САС;
- других силовых приводов для раскрытия створок в штатной (без аварии) ситуации;
- системы отделения КА (или его спускаемой части) от частей ГО.

На рис.1.17 приведен пример конструкции узлов выдвижения наконечника и открытия замков продольного стыка створок ГО (без САС).

Наконечник **8** крепит створки между собой и является звеном, к которому присоединяются тяги **6**, идущие к шариковым замкам продольных и поперечного стыков. Наконечник сверху покрыт тонким слоем теплозащиты **3**, т.к. в полете поверхность наконечника нагревается до температуры 800 - 1200°C. Продолжением этой теплозащиты является теплозащита конусной части ГО.

Наконечник охватывает два торцевых подушпангоута. Приводом для наконечника служит пневмоцилиндр или пиропровод, который крепится в кронштейне **12** на одной из створок ГО.

Шток привода, срезая чеку, сдвигает наконечник и открывает все замки. Для уменьшения трения во всех сочленениях завальцовывают в рычагах и тягах шариковые или шаровые подшипники **13**.

Если наконечника с приводом нет, например, если наконечник заменен РДТТ САС, то для раскрытия замков стыков может быть использован специальный пиропровод, пример установки которого показан на рис.1.18. Этот привод представляет собой включенную в систему сокращающуюся по длине тягу. При подаче электрического напряжения на контакты разъема **12** срабатывают пиропатроны и пороховые газы попадают в цилиндр **10**. Газы перемещают поршень **9** и шток **3**. Длина привода-тяги уменьшается, и замки стыков открываются.

Давление, создаваемое пороховыми газами, зависит от навески пороха в пиропатроне. Эта навеска в граммах указана в марке пиропатрона (например, пиропатрон ПП-6 имеет 6 граммов черного пороха).

Приблизительно давление, создаваемое пороховыми газами, можно определить по формуле

$$P_n = 20 \frac{m_n}{w},$$

где m_n - навеска пороха, г;

w - объем рабочей полости, см³;

P_n - давление, МПа.

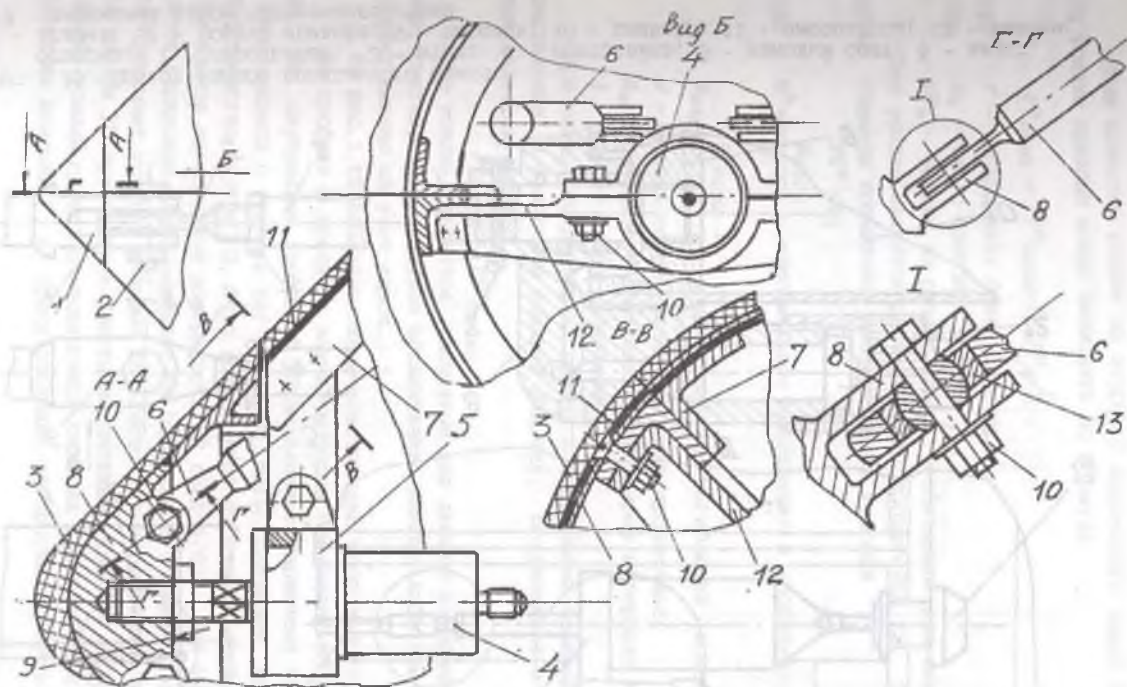


Рис. 1.17. Привод наконечника и замков продольного стыка:

- 1 - наконечник; 2 - конусная часть ГО; 3 - теплозащита наконечника; 4 - толкатель;
- 5 - хомут; 6 - тяга; 7 - стрингер; 8 - носок наконечника; 9 - кольцо; 10 - крепеж;
- 11 - обшивка; 12 - кронштейн; 13 - сферический подшипник

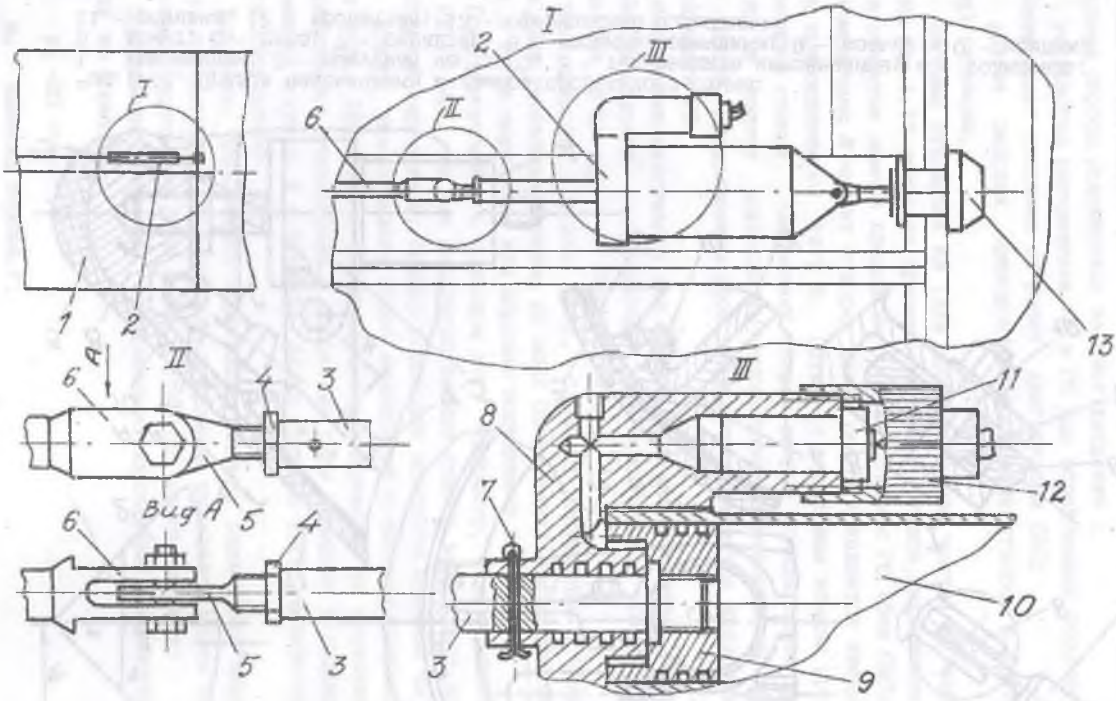


Рис. 1.18. Привод замков продольного стыка:
 1 - створка; 2 - пиропривод; 3 - шток; 4 - контргайка; 5 - ушковый болт; 6 - вилка;
 7 - шплинт; 8 - корпус привода; 9 - поршень; 10 - цилиндр; 11 - пиропатрон; 12 - разъем;
 13 - шариковый замок поперечного стыка

Если известно усилие на открытие шарикового замка под нагрузкой, то усилие привода можно вычислить по формуле

$$P_{\text{прив}}^{\text{р}} = f P_{\text{прив}}^{\text{з}} = f n_{\text{з}} P_{\text{з}}^{\text{р}} \sqrt{2}.$$

где f - коэффициент безопасности;

где $n_{\text{з}}$ - число замков;

$P_{\text{з}}^{\text{р}}$ - усилие на рычаге замка, необходимое для его раскрытия.

Это усилие является расчетным для кронштейна 12, работающего на изгиб. Размеры кронштейна выбираются из условия

$$f \sigma^{\text{з}} \leq \sigma_{\text{в}},$$

где $\sigma^{\text{з}} = \frac{M_{\text{изг}}}{W}$ - максимальное напряжение в кронштейне;

$M_{\text{изг}} = \frac{P_{\text{прив}}^{\text{р}} l}{2}$ - максимальный изгибающий момент в середине кронштейна;

W - момент сопротивления сечения кронштейна;

$\sigma_{\text{в}}$ - временное сопротивление на разрыв материала кронштейна;

l - пролет балки-кронштейна.

Все тяги, соединяющие привод с шариковыми замками, работают на растяжение, и расчетным усилием для тяг, подшипников и других элементов является усилие

$$P_{\text{тяги}}^{\text{р}} = P_{\text{прив}}^{\text{р}}.$$

Это усилие является расчетным для любого из замков и их креплений, считая, что в случае заклинивания какого-либо замка все усилие придет именно на этот замок.

На рис. 1.19 показаны схемы конструкций продольного стыка.

На профиле 5 крепятся замки, которые соединяют воедино обе створки. На внутреннем профиле 5 устанавливают шариковые замки (Вид А/а), открываемые с помощью тяг 3. Эти тяги занимают много полезного пространства внутри ГО, что устраняется переносом продольного профиля 5 и замков на наружную поверхность ГО (Вид А/б). Для уменьшения габаритов шариковые замки заменяют на рычажные 8. Замки продольного стыка воспринимают усилия, которые появляются от избыточного давления воздуха внутри ГО при подъеме ракеты на активном участке полета. Для восприятия усилий сдвига от поперечной силы на продольном профиле имеются короткие шпильки 7, не препятствующие раскрытию створок.

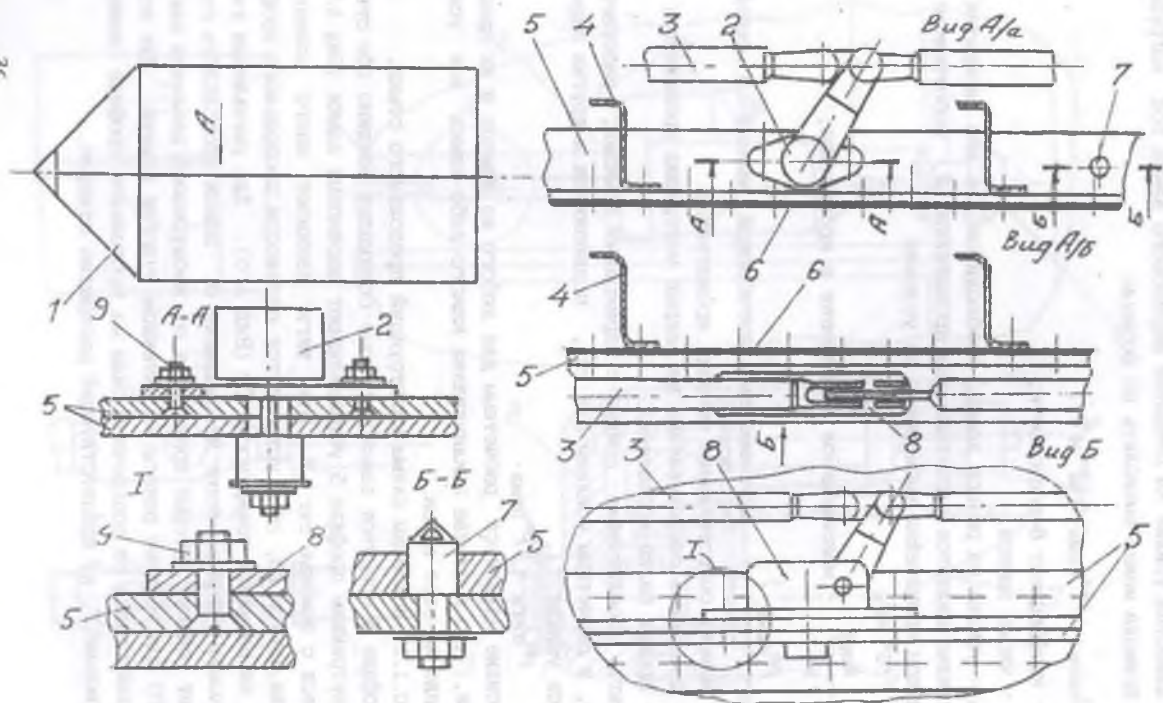


Рис. 1.19. Устройство раскрытия продольного стыка:
 1 - створка; 2 - шариковый замок; 3 - тяга; 4 - шпангоут; 5 - продольный профиль;
 6 - обшивка ГС; 7 - шпилька; 8 - рычажный замок; 9 - крепеж

Поперечное присоединение створок к корпусу ракеты может быть осуществлено аналогично соединению створок по продольным стыкам с установкой пироболтов, замков, тяг, приводов и пр.

На рис. 1.20 показаны ленточные схемы соединения и раскрытия поперечного стыка створок.

В схеме *A/1* имеется неподвижная прикрепленная к шпангоуту лента **6** со штырями **8** и роликами **7**, в которых перемещается стальная лента **4**. Подвижная лента **4** входит в проточки штырей **5**, скрепляя отсеки **1** и **2**. Привод **3** с помощью пневматики или пирозаряда выводит ленту из зацепления со штырями и происходит разъем соединения.

В схеме *A/2* имеется один или несколько бандажей **12** из пружинной стали, охватывающих шпангоуты поперечного стыка. Бандажи объединяются в кольцо с помощью какого-либо замка **9**. На каждом бандаже закреплены короткие штыри **11**, входящие в отверстия стыковых шпангоутов. При открытии замков **9** бандажи-пружины распрямляются и вытаскивают штыри из отверстий - происходит разъем.

Показанные на рис. 1.20 конструкции просты в исполнении, но имеют существенный недостаток - соединение имеет люфт. При попытке ликвидировать люфт соединения будут работать с большими усилиями.

На рис. 1.21 показан пример конструкции узла вращения створки, который расчленяется при сбросе створки.

После раскрытия продольного стыка створки под действием пружин начинают вращаться. При этом кронштейн створки **6** вращается вместе со стаканом **17** в бронзовых втулках **14** до тех пор, пока по достижении створкой угла поворота $40 - 50^\circ$ болт **8** не нажмет на кнопку шарикового замка **9** и не откроет его. Отрывная плата **7** под действием пружин **16** отбрасывается от платформы на корпусе ракеты **4**. Синхронность срабатывания замков обеспечивается регулировкой положения нажимных болтов **8**.

Расчетным случаем для выбора узла вращения створки является момент возможного заклинивания замков **18**, когда створка должна сброситься, выламывая узлы ее крепления.

На рис. 1.22 показан пример установки толкателей створок.

Пружинные толкатели **2** предназначены для открытия створок **1** перед их сбросом. Один конец толкателя шарнирно крепится на створке в кронштейне **6**, другой конец упирается шаровым пальцем в гнезде кронштейна **4** на корпусе ракеты. Это сделано для того, чтобы толкатель **2** улетал вместе со сброшенной створкой.

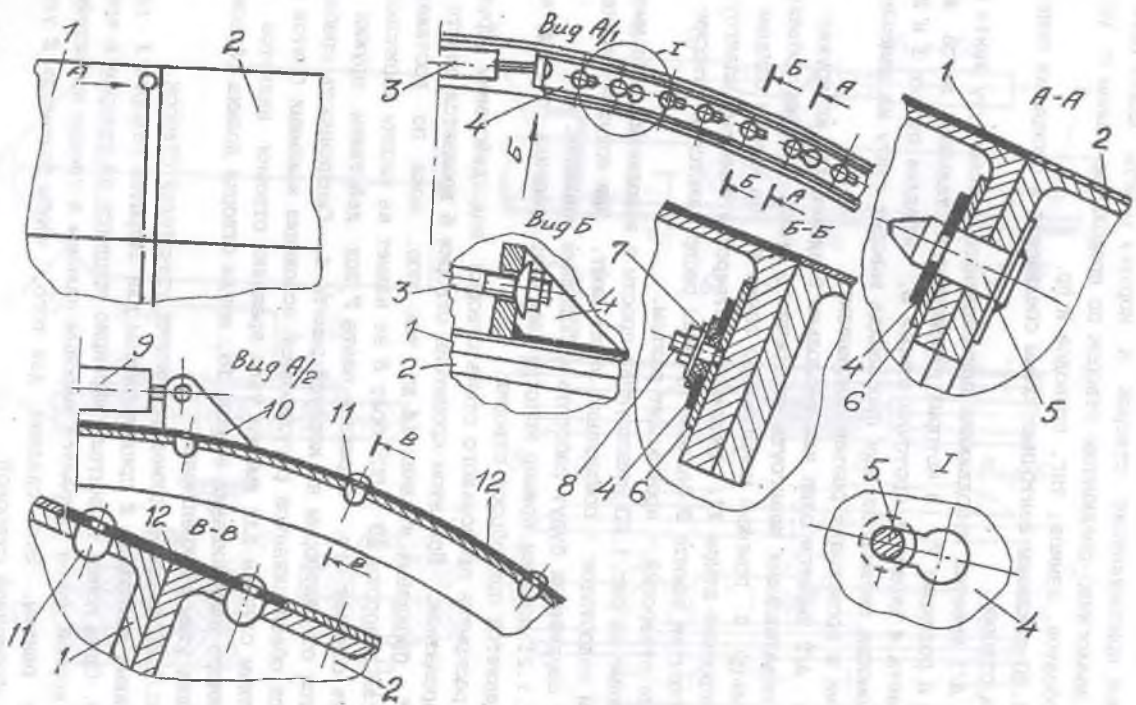


Рис. 1.20. Устройство раскрытия поперечного стыка:
 1 - створка головного обтекателя; 2 - блок последней ступени; 3 - привод ленты; 4 - подвижная лента; 5 - штырь; 6 - неподвижная лента; 7 - ролик; 8 - штырь;
 9 - замок; 10 - кронштейн; 11 - штырь; 12 - бандаж

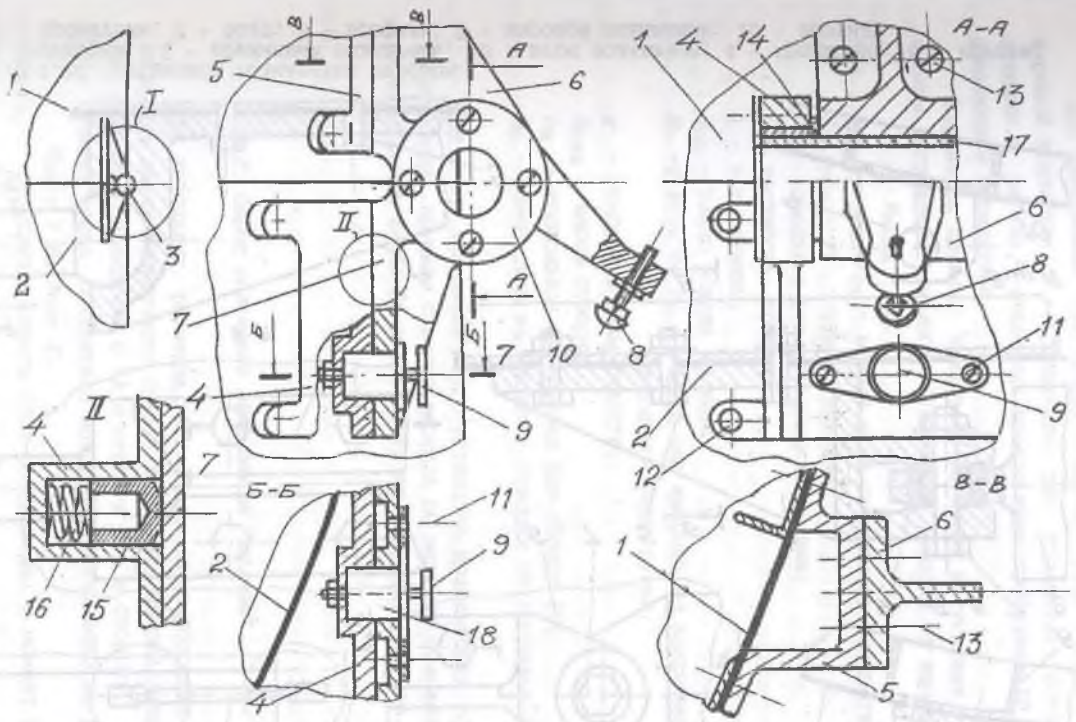


Рис. 1.21. Узел вращения створки:
 1 - створка; 2 - корпус ракеты; 3 - узел вращения створки; 4 - платформа на корпусе;
 5 - кронштейн на створке; 6 - кронштейн створки; 7 - отрывная плата оси вращения;
 8 - нажимной болт; 9 - кнопка шарикового замка; 10 - шайба; 11, 12, 13 - крепеж;
 14 - опорная втулка; 15 - толкатель; 16 - пружина; 17 - стакан; 18 - замок

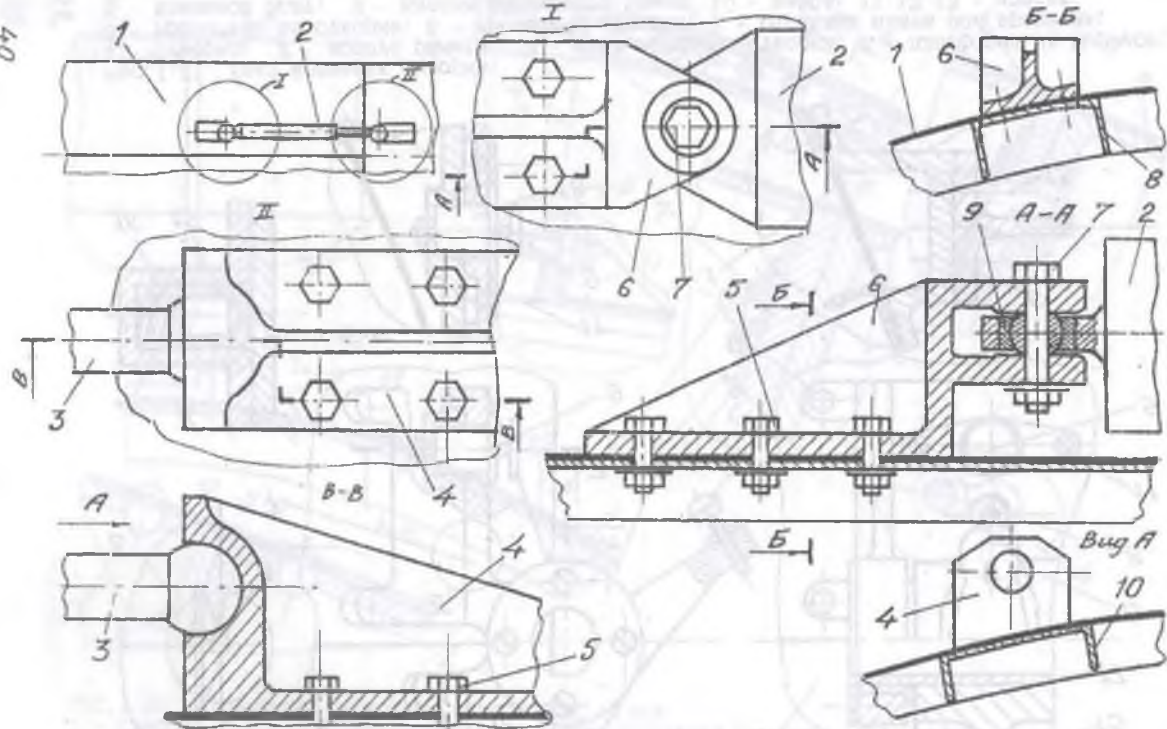


Рис. 1.22. Установка толкателей створок:
 1 - створка; 2 - пружинный толкатель; 3 - шток толкателя; 4 - кронштейн; 5 - крепеж;
 6 - кронштейн; 7 - болт; 8 - профиль; 9 - шаровой подшипник; 10 - профиль

Для уменьшения сил трения в верхнем узле толкателя устанавливают шаровой подшипник 9. Кронштейны для толкателя устанавливаются на створке в местах, усиленных продольными профилями 10 или другими прочняющими элементами.

Параметры пружины толкателя выбирают из условия, что при статическом нагружении при любом отклонении створки от начального положения

$$M_{\text{пруж}} > M_{\text{п}},$$

где $M_{\text{пруж}} = F_{\text{пр}} h_{\text{пр}}$ - момент силы пружины на раскрытие створок;

$F_{\text{пр}} = F_0 - zx$ - усилие пружины;

F_0 - начальное усилие затяжки пружины;

z - жесткость пружины;

x - ход пружины;

$h_{\text{пр}}$ - плечо усилия пружины;

$M_{\text{п}} = g m_{\text{ств}} n_x h_{\text{п}}$ - момент сил инерции на закрытие створок от продольной перегрузки;

g - ускорение силы тяжести;

$m_{\text{ств}}$ - масса створки;

n_x - продольная перегрузка при сбросе ГО;

$h_{\text{п}}$ - плечо силы на закрытие створки от продольной перегрузки.

Ход штока толкателя и его установка должны быть таковы, чтобы при полном ходе пружины створка перешла бы в мертвое положение, и момент сил от перегрузки начал бы действовать на открытие створок.

1.3.2. Сброс головного обтекателя "чулком"

При небольших размерах обтекатель можно сбросить "чулком", т.е. раскрыть замки поперечного стыка, приложить направленную по полету силу, сдернуть обтекатель с КА и отвести его в сторону.

Усилие срыва обтекателя может быть вычислено из условия, что

$$R_{\text{рлдт}} > n_x m_{\text{обт}} g.$$

где n_x - перегрузка ракеты (без обтекателя) в момент срыва обтекателя;

$m_{\text{обт}}$ - масса обтекателя;

g - ускорение силы тяжести.

Время работы двигателя должно быть не менее

$$t_{\min} = \sqrt{\frac{2 m_{\text{обт}} L}{R_{\text{рдт}}}}$$

где L - расстояние, на которое должен быть отведен обтекатель вперед по полету.

На рис. 1.23 приведена схема установки РДТТ и рельсов для сброса обтекателя "чулком". Такой сброс предпочтителен для ракет, у которых имеются большие выступающие в поток агрегаты, такие, например, как крылья, которые могут быть повреждены створками при тьюлпанном сбросе.

РДТТ 2, которые включаются после раскрытия шариковых замков, 5 сдвигают обтекатель вперед по рельсам 4 на роликах 8, закрепленных в кронштейне 7. После сброса обтекателя рельсы также желательно сбросить. По окончании работы РДТТ включается двигатель увода 13 для того, чтобы движущаяся с ускорением ракета не догнала бы сброшенный обтекатель.

При предварительных расчетах можно принять, считая процесс сброса обтекателя быстротечным, что

- массы ракеты и обтекателя постоянны;
- тяга двигателя ракеты и тяга РДТТ системы сброса обтекателя постоянны;
- известно расстояние, на которое должен отойти обтекатель от ракеты до включения двигателя увода, например пять длин обтекателя.

Если позволяет компоновка КА, то двигатели сброса обтекателя желательно поместить в обтекателе без внешних обтекателей РДТТ 3.

Зная время работы РДТТ и характеристики твердого топлива, можно определить минимальную массу этого топлива по формуле

$$m_{\min} = \frac{R_{\text{рдт}}}{v_e} t.$$

где t - время работы РДТТ;

v_e - эффективная скорость истечения.

1.4. Отделение космического аппарата от РН

Космические аппараты крепятся на РН, как правило, с помощью быстроразъемных устройств (замки, пироболты и т.п.), которые освобождают КА от крепления после окончания работы двигателя последней ступени.

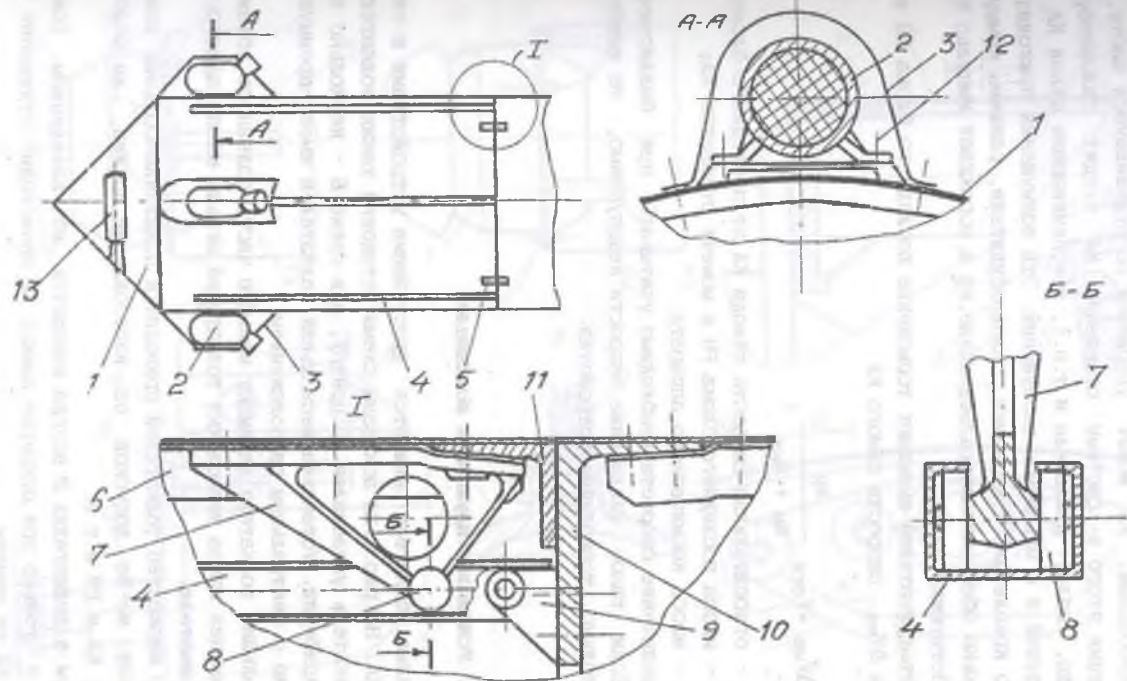


Рис. 1.23. Установка РДТ и рельсов:

1 - корпус обтекателя; 2 - РДТ; 3 - обтекатель РДТ; 4 - рельс; 5 - замок поперечного стыка; 6 - стрингер; 7 - кронштейн; 8 - ролик; 9 - кронштейн; 10 - шпангоут; 11 - стыковой шпангоут; 12 крепёж; 13 - двигатель увода

Оставшись свободным, КА может удариться об отделившуюся часть. Для предотвращения этого в систему отделения КА входят силовозбудители (толкатели, сопла, двигатели и т.п.), обеспечивающие отход КА от РН без повреждений и с минимумом возмущений. Эти возмущения приходят к КА от мест его крепления, т.к. замки, силовозбудители, разъемы коммуникаций не только обеспечивают разъединение, но и порождают импульс силы и момент, действующие на КА.

Силы от толкателей вызывают торможение последнего блока РН и увеличение на $\Delta V_{ка}$ скорости самого КА

$$\Delta V_{ка} = V_{отн} \frac{m_{пн}}{m_{пн} + m_{ка}},$$

где $V_{отн}$ - относительная скорость отхода КА от последнего блока;
 $m_{пн}$ - масса последнего блока РН в момент отделения КА;
 $m_{ка}$ - масса космического аппарата.

Это увеличение скорости необходимо учитывать при баллистических расчетах. Если такое увеличение скорости недопустимо, то необходимо применять только тормозящие устройства.

1.4.1. Установка пружинных толкателей

Пружинные толкатели являются простейшими устройствами в системе отделения КА. На рис.1.24 показаны схемы установки таких толкателей. В схеме А толкатель установлен по центру, а в схеме В - несколько толкателей по периферии. Установка нескольких толкателей имеет преимущества по сравнению с центральным расположением:

- небольшие толкатели занимают меньшую часть полезного объема;
- суммарная масса нескольких толкателей меньше массы одного центрального толкателя.

Однако множество толкателей приводит к появлению больших возмущающих моментов из-за допусков на изготовление пружин, на положение центра масс КА и РН и т.п.

Пружины в толкателях 3 всегда находятся во введенном (сжатом) состоянии и только при открытии замков 12 происходит отделение и отталкивание КА от ракеты.

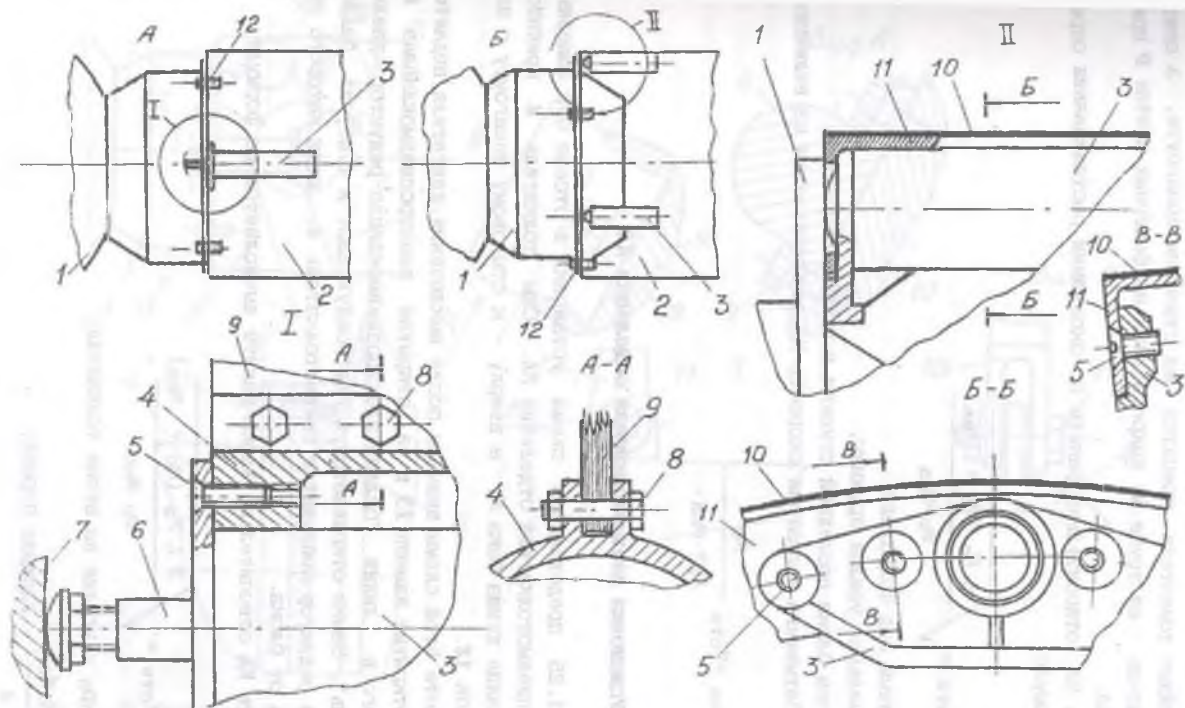


Рис. 1.24. Установка пружинных толкателей:

1 - космический аппарат; 2 - блок последней ступени; 3 - пружинный толкатель; 4 - труба; 5 - крепеж; 6 - шток; 7 - подпятник; 8 - крепление трубы; 9 - плата крепления приборов; 10 - обшивка; 11 - стыковой шпангоут; 12 - замок

Периферийные толкатели крепятся на стыковом шпангоуте, а центральный толкатель - на трубе 4, закрепленной на фанерных плитах 9 приборного отсека.

Скорость КА относительно ракеты по окончании расталкивания определяют по формуле

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{\frac{L F_0 (m_p + m_{\text{ка}})}{m_p m_{\text{ка}}}}$$

где L - полный ход толкателя;

F_0 - начальное усилие пружины;

m_p - масса блока последней ступени в момент отделения.

При срабатывании толкателя скорость КА увеличивается на величину

$$\Delta V_{\text{ка}} = V_{\text{отн}} \frac{m_p}{m_p + m_{\text{ка}}}$$

1.4.2. Установка пневмодвигателя отделения КА

На рис.1.25 представлена схема установки в отсеке без фанерных перегородок пневмодвигателя отделения КА. Сам толкатель 4 крепится внизу на фланце днища бака 8, а сверху - к стыковому шпангоуту с помощью расчалок 12.

При работе этой схемы вначале после выключения двигателя подается команда на открытие замков 13 и на открытие электропневмоклапана 6, расположенного в линии "баллон-электропневмоклапан-редуктор давления-толкатель". Замки открываются, и газ (воздух, азот и т.п.) из баллонов 5 через редуктор попадает в пневмодвигатель 4, шток которого отталкивает КА от блока.

Скорость КА относительно блока ракеты вычисляется по формуле

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{\frac{2 L F_{\text{ш}} (m_p + m_{\text{ка}})}{m_p m_{\text{ка}}}}$$

где $F_{\text{ш}} = S_p p_n$ - усилие на штоке толкателя;

$$S_p = \frac{\pi d_p^2}{4} - \text{площадь поршня};$$

d_p - диаметр поршня;

p_n - давление газа за редуктором.

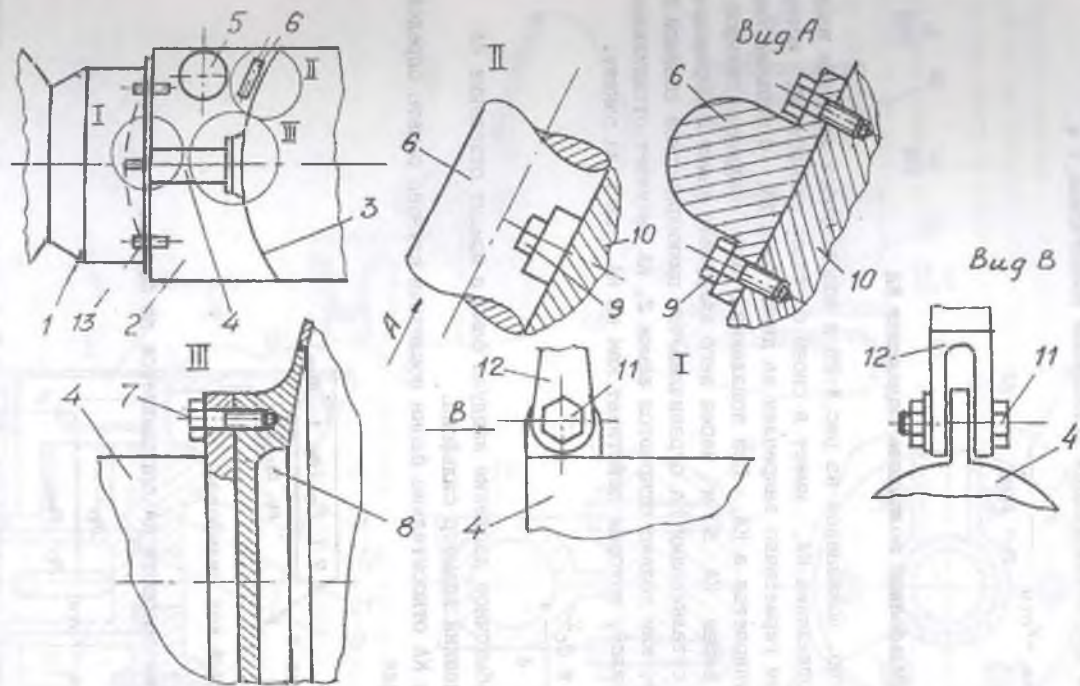


Рис. 1.25. Установка пневмотолкателя отделения КА:

1 - космический аппарат; 2 - блок последней ступени; 3 - верхнее днище бака; 4 - пневмотолкатель; 5 - баллон сжатого газа; 6 - электропневмокотлапан; 7 - крепеж; 8 - фланец бака; 9 - крепеж; 10 - днище бака; 11 - крепеж; 12 - расчалка; 13 - замок

При отталкивании КА пневмотолкателем скорость КА увеличивается так же, как и при отталкивании пружинными толкателями, т.е.

$$\Delta V_{\text{ка}} = V_{\text{отн}} \frac{m_p}{m_p + m_{\text{ка}}}$$

1.4.3. Сильфонный толкатель отделения КА

Устройство, показанное на рис.1.26 и использующее давление наддува бака для отделения КА, имеет в своем составе сильфон **8**, который нижним фланцем герметично закреплен на днище бака **13**, а верхним через толкатель **6** упирается в КА. При появлении в баке наддува сильфон **3** упирается в экран КА **5** и через него нагружает замки **2**. Перемещение сильфона при отталкивании КА ограничивается цилиндрической обоймой **7**.

В полете, как только откроются замки **2**, КА начинает отталкиваться от ракеты с силой, которая действует как на КА, так и на ракету:

$$F_c = p_n \frac{\pi d_c^2}{4},$$

где p_n - избыточное давление наддува бака в момент отделения КА;
 d_c - внешний диаметр сильфона.

Скорость КА относительно блока последней ступени ракеты определяется по формуле

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{\frac{2 L F_c (m_p + m_{\text{ка}})}{m_p m_{\text{ка}}}},$$

где F_c - полный ход сильфона.

Увеличение скорости КА определяется по формуле

$$\Delta V_{\text{ка}} = V_{\text{отн}} \frac{m_p}{m_p + m_{\text{ка}}}$$

По окончании отталкивания КА от блока последней ступени ракеты толкатель **6** становится в крайнее положение, и газ наддува выходит в боковое отверстие корпуса **11**. Появляющаяся при этом боковая реактивная сила не проходит через центр масс блока и создает момент сил, который закручивает блок.

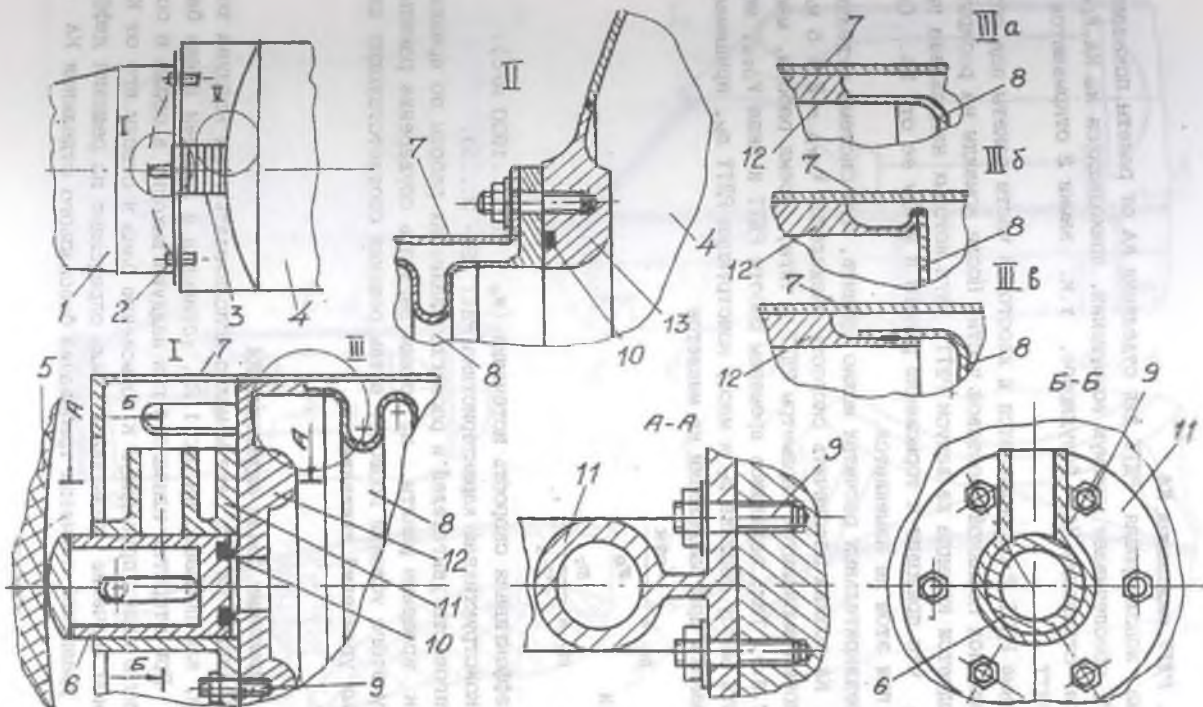


Рис. 1.26. Сильфонный толкатель отделения КА:

1 - космический аппарат; 2 - замок; 3 - сильфонный толкатель; 4 - бак; 5 - экран;
 6 - толкатель; 7 - обойма; 8 - сильфон; 9 - крепеж; 10 - герметизация; 11 - корпус;
 12 - фланец; 13 - фланец бака

1.4.4. РДТТ отделения КА

Система, использующая РДТТ для отделения КА от ракеты, показанная на рис. 1.27, обеспечивает минимум возмущений, приходящихся на КА. Кроме того, такое отделение КА - безударное, т.к. замки 2 открываются до включения РДТТ.

Тормозные РДТТ 7 располагаются в хвостовой части ракеты под обтекателем 4 или под обшивкой хвостовой части. После команды на раскрытие замков 2 подается команда на запуск РДТТ, тяга которых направлена против полета, что приводит к торможению ракеты и уходу ее от КА. Скорость КА при этом не изменяется.

При предварительных расчетах можно принять, что система отделения ракеты от КА должна обеспечить скорость разделения $V_{отн} = 2 - 5$ м/с. Из этих условий выбираются параметры РДТТ (тяга, время работы, масса топлива и т.п.). Так, задавшись временем работы РДТТ и зная $V_{отн}$, можно определить массу топлива m_T и массу конструкции РДТТ m_K , принимая, что масса ракеты при разделении не меняется

$$m_T = \frac{V_{отн}}{w_e}$$

и

$$m_K = \frac{m_T}{S-1},$$

где w_e - эффективная скорость истечения ($w_e = 1700 \dots 1900$ м/с);

S - конструктивная характеристика РДТТ ($S = 3 \dots 5$).

Разнотяговость двигателей и рассогласование их работы по времени, приводящие к вращению ракеты, не должны вызывать соударение ракеты и КА. Проверку этого условия проводят путем решения соответствующих дифференциальных уравнений движения.

1.4.5. Тормозные сопла отделения КА

Для отделения КА от ракеты можно использовать газы наддува топливных баков, как показано на рис. 1.28, установив в верхнем днище бака сопла 3. При открытии клапана 4 газ наддува выходит в сопла и создает реактивную силу, приводящую к торможению бака и отводу его от КА.

Потребное значение реактивной силы определяют из решения дифференциальных уравнений с учетом требований безопасного отделения КА от ракеты.

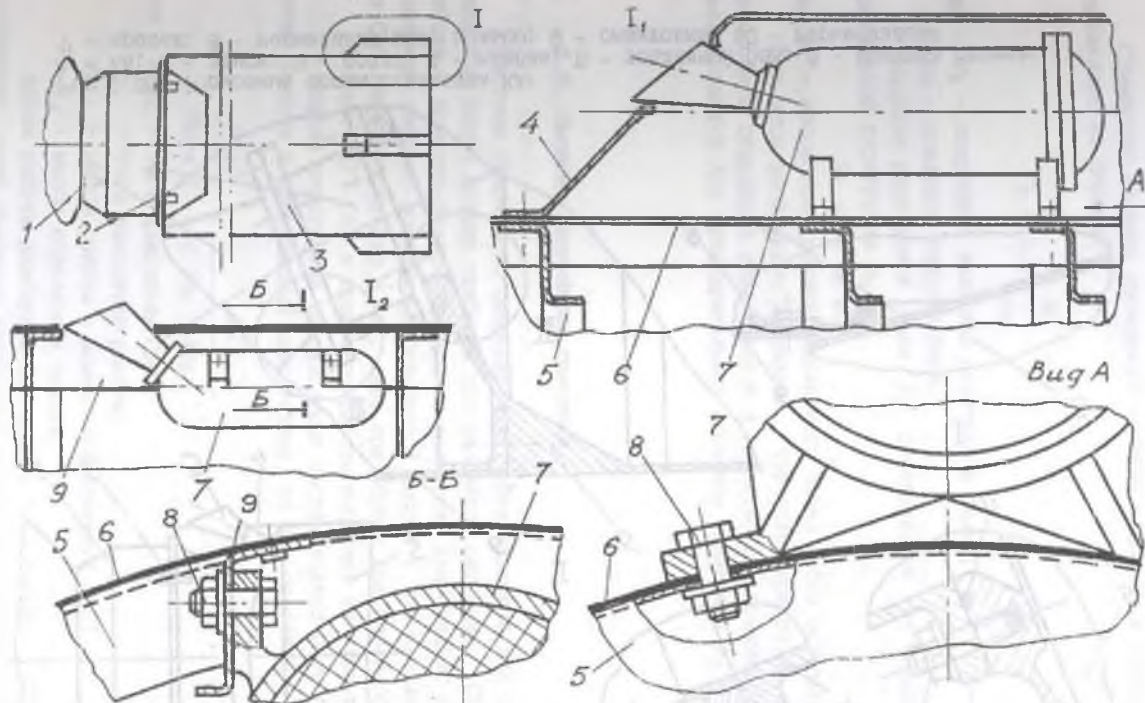


Рис. 1.27. Установка РДТТ отделения КА:
 1 - КА; 2 - замок; 3 - блок последней ступени ракеты; 4 - обтекатель; 5 - шпангоут;
 6 - обшивка; 7 - РДТТ; 8 - крепеж; 9 - балка

Массу топлива в двигателе САС определяют по формуле

$$m_{\text{ТСАС}} = m_{\text{отд}} \left(1 - e^{-\frac{\sqrt{2 g H}}{w_e}} \right),$$

где w_e - удельная тяга двигателя САС (эффективная скорость истечения);

H - безопасная высота;

g - ускорение силы тяжести.

САС может быть включена по командам:

- с наземного комплекса, когда появилась аварийная ситуация, например пожар, а ракета еще находится на стартовом устройстве;
- от автомата, зарегистрировавшего аварийную ситуацию;
- с пульта членов экипажа.

1.5.1. САС на спускаемом отсеке

Если спускаемая часть КА не закрывается головным обтекателем и сама является верхним отсеком, то удобно РДТТ САС крепить на самом спускаемом аппарате так, как показано на рис.1.29.

Для предотвращения повреждения горячими газами поверхности спускаемого аппарата 4 РДТТ САС 2 вынесен на ферме 3 вверх.

Ферма сварной конструкции из жаропрочной стали крепится к спускаемому аппарату пироболтами 5. РДТТ САС и спускаемый аппарат имеют теплозащитные покрытия.

Размеры фермы, т.е. диаметр и толщину стенки труб выбирают наибольшими из двух случаев нагружения:

- срабатывание основного двигателя САС. В этом случае трубы и пироболты работают на растяжение;
- транспортировка. Боковые перегрузки вызывают сжимающие усилия в одних поясах фермы и растягивающие - в других.

По достижении безопасной высоты срабатывают пироболты, и вспомогательный РДТТ 1 уводит корпус РДТТ САС и ферму вперед и в сторону от ракеты.

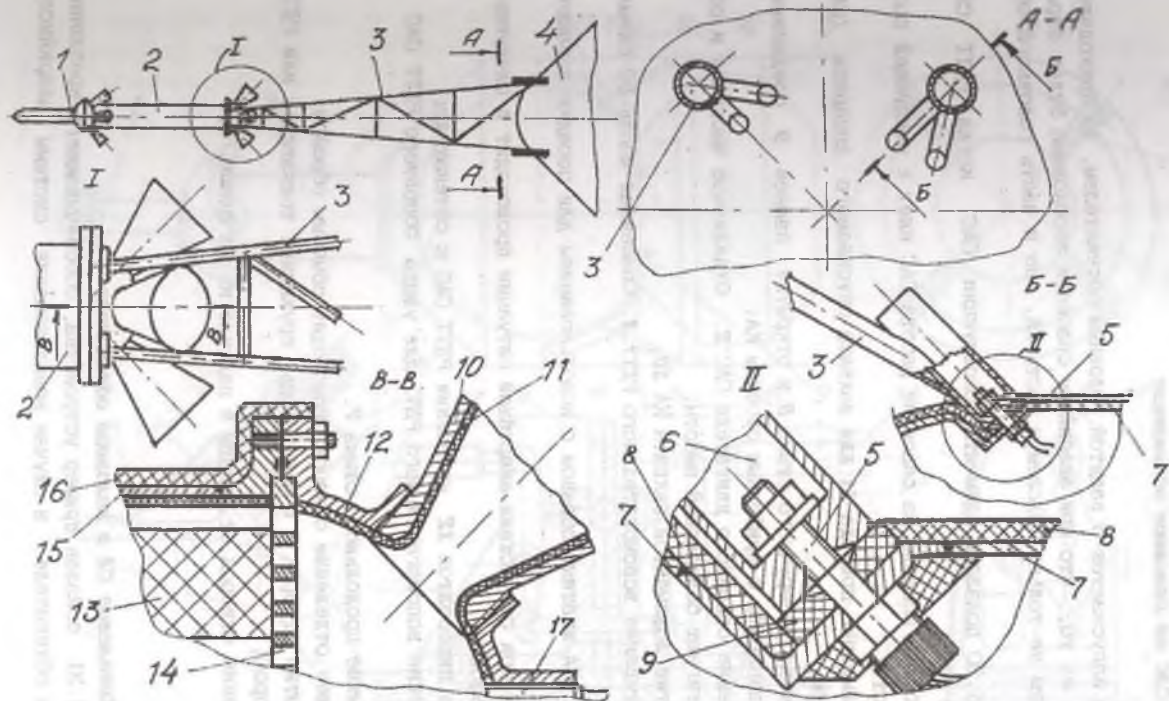


Рис. 1.29. САС на спускаемом отсеке:

1 - вспомогательный РДТТ; 2 - основной РДТТ; 3 - ферма; 4 - спускаемый аппарат;
 5 - пироболт; 6 - стакан; 7 - корпус САС; 8 - теплозащита КА; 9 - прокладка; 10 - сопло
 РДТТ; 11 - теплозащита сопла; 12 - днище; 13 - твердое топливо; 14 - колосник; 15 - корпус
 РДТТ; 16 - теплозащита; 17 - воспламенитель

1.5.2. САС на головном обтекателе

Если КА запускается с защитой головным обтекателем, то приходится рассчитывать на то, что при аварийном спасении необходимо будет оторвать от ракеты не только спасаемую часть КА, но и часть головного обтекателя.

На рис.1.30 показаны элементы конструкции САС, когда РДТТ САС прикреплен к ГО.

После подачи команды на спасение работа САС идет в следующей последовательности:

- срабатывание привода **11** для захвата спускаемого аппарата (СА) ложементами **10**;
- раскрытие поперечного стыка **8** и открытие замков **9** соединения спускаемого аппарата с приборным отсеком КА;
- включение основного двигателя САС **2**. Отделяемые части КА и обтекателя достигают безопасной высоты;
- открытие ложементов захвата КА **10**;
- срабатывание вспомогательного РДТТ **1**. Спасенная часть ГО снимается с КА;
- спуск СА штатным образом с использованием для посадки парашютной системы.

Оброс ГО при отсутствии аварийной ситуации происходит в следующей последовательности:

- разрыв пироболтов **12** крепления РДТТ САС к обтекателю;
- включение вспомогательного РДТТ для увода основного РДТТ САС обтекателя;
- раскрытие продольного стыка **7**.

Дальнейшее отделение створок происходит обычным образом:

- раскрытие створок **3** и **4** с помощью пружинных толкателей или РДТТ разброса створок;
- отделение створок от ракеты и падение их на Землю.

1.5.3. Крепление СА в головном обтекателе

На рис.1.31 показан пример устройства, обеспечивающего крепление СА в головном обтекателе в случае использования системы аварийного спасения.

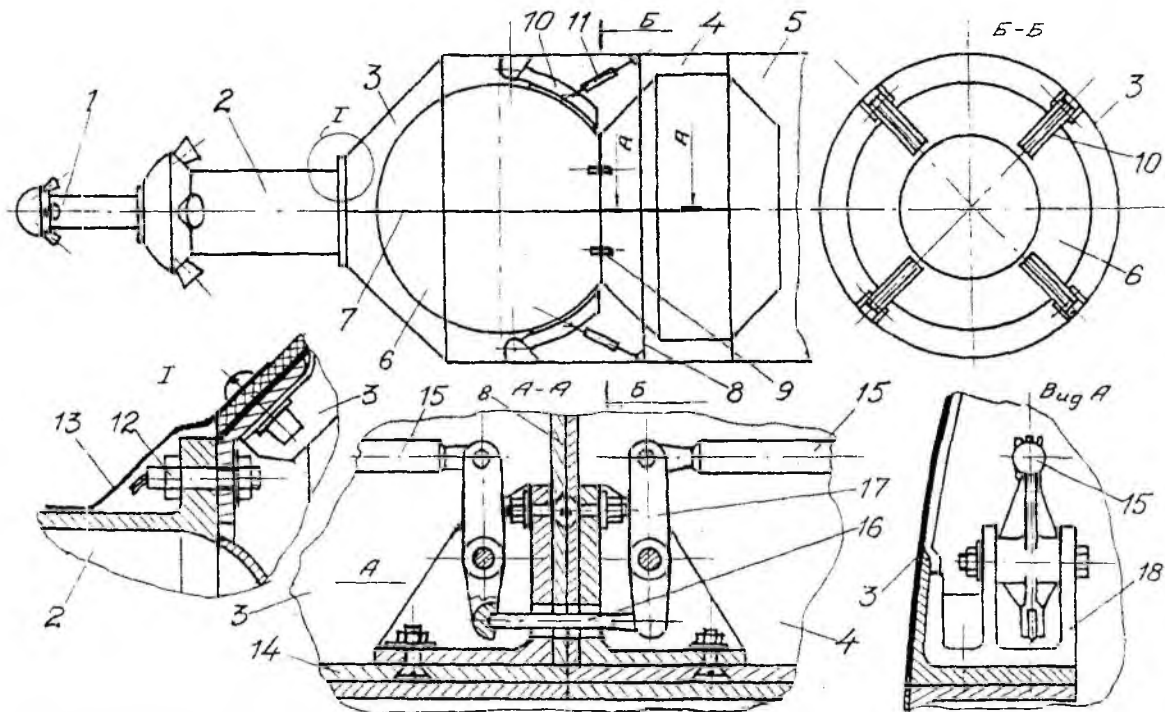


Рис. 1.30. САС на головном обтекателе:

1 - вспомогательный РДТТ; 2 - основной РДТТ; 3 - верхняя часть створки; 4 - нижняя часть створки; 5 - корпус ракеты; 6 - спускаемый аппарат; 7 - продольный стык; 8 - поперечный стык; 9 - замок; 10 - ложемент; 11 - привод ложемента; 12 - пироболт; 13 - кожух; 14 - профиль; 15 - тяга; 16 - толкатель; 17 - рычаг; 18 - кронштейн

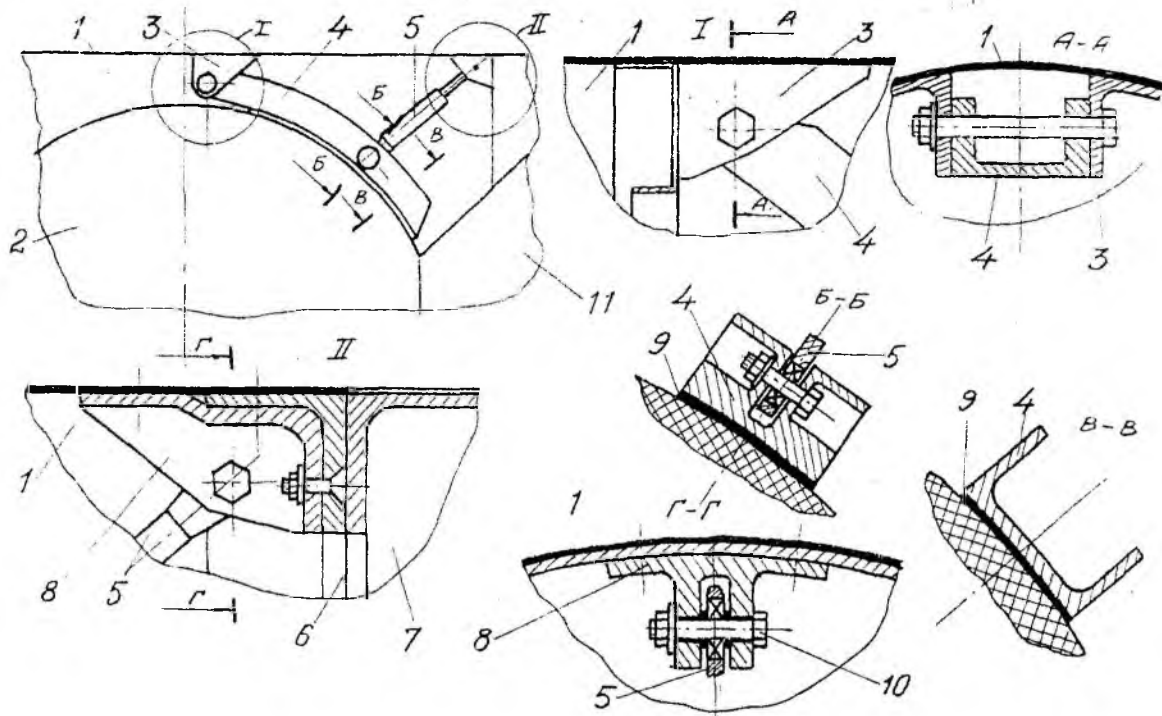


Рис. 1.31. Крепление СА в головном обтекателе:

1 - головной обтекатель; 2 - спускаемый аппарат; 3 - кронштейн; 4 - ложемент; 5 - силовой цилиндр; 6 - поперечный стык для аварийного спасения; 7 - стыковой шпангоут; 8 - кронштейн; 9 - резиновая прокладка; 10 - крепеж; 11 - приборный отсек

Перед включением основного двигателя САС спускаемый аппарат закрепляется в отделяемой части ГО. Ложементы 4 с помощью силового цилиндра 5 прижимают спускаемый аппарат в ГО. Эти цилиндры являются частью пневмосистемы, схема которой показана на рис. 1.32.

На ложементах наклеиваются резиновые прокладки для более равномерного обхвата спускаемого аппарата.

Скорость определяется кинематически, а диаметр цилиндра - усилиями, необходимыми для удержания СА в ложементах, считая, стремится высвободиться из ложементов с силой

$$N^* = m_{\text{с.а.}} g \mu_{\text{с.а.}}$$

где $m_{\text{с.а.}}$ - максимальная продольная нагрузка от тяги РДТТ САС;

g - ускорение силы тяжести;

$m_{\text{с.а.}}$ - масса спасаемой части КА.

Ложементы в убранном положении не препятствуют выходу КА из ГО.

Пневмосхема управления ложементами, показанная на рис. 1.32, работает в следующей последовательности:

открываются замки крепления СА к приборному отсеку;

подается давление воздуха в силовые цилиндры 8, и ложементы прижимаются к СА;

после срабатывания всех параллельно соединенных датчиков положения ложементов подается команда на запуск основного РДТТ САС;

по истечении времени, когда отделяемые части отошли на достаточно большое расстояние от аварийной ракеты и цилиндры убрали ложементы, СА освобождается от захвата и может быть извлечен из ГО;

включается вспомогательный РДТТ. Остатки ГО вместе с корпусом основного РДТТ САС снимаются с КА;

СА спускается штатным образом, т.е. с выпуском парашютов и срабатыванием системы мягкой посадки.

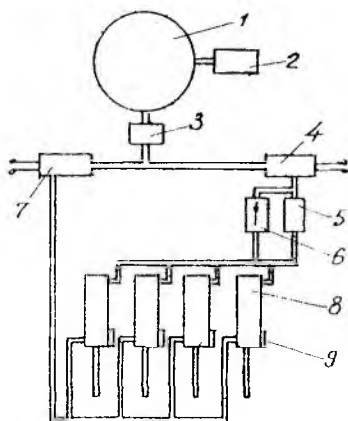


Рис. 1.32. Пневмосхема управления ложементами:

- 1 - баллон сжатого газа;
- 2 - клапан заправки;
- 3 - редуктор давления;
- 4 - ЭПК N 1;
- 5 - дроссель;
- 6 - обратный клапан;
- 7 - ЭПК N 2;
- 8 - силовой цилиндр ложемента;
- 9 - датчик положения ложемента

1.6. Средства разделения

Сброс головных обтекателей и хвостовых отсеков, отделение блоков сопровождаются принудительным разрывом связей, соединяющих отдельные части корпуса. Ракеты, как правило, используются одноразово, поэтому допустимо разделение с разрушением каких-либо элементов.

Тем не менее идея создания конструкции таких устройств основывается на методах, используемых при монтаже и демонтаже:

- разборка соединения без нарушения целостности узлов соединения;
- разрезание-распиливание с нарушением элементов силовой конструкции.

Известно несколько устройств разделения с разрушением элементов конструкции:

- пироболты;
- удлиненный кумулятивный заряд (УКЗ);
- линейное устройство разделения (ЛУР);
- пиранож

и без разрушения конструкции:

- шариковые замки;
- цанговые замки;
- рычажные замки.

В дополнение к этому существуют устройства, обеспечивающие разделение. К таким устройствам, к примеру, относятся:

- пружинный толкатель;
- динамометрический узел.

1.6.1. Пироболты

Конструктивно пироболт представляет собой болт с резьбой и шестигранной головкой, в котором имеется углубление, заполненное пирозарядом. На рис.1.33 показаны устройство и работа такого пироболта.

В головке пироболта размещен электроразъем 3, через который подается электрическое напряжение на воспламенитель 8. Доньшко углубления для пирозаряда и конец наружной резьбы располагаются в одной плоскости с тем, чтобы разрушение происходило именно в этой плоскости, в месте сосредоточения концентраторов напряжения (схема Б).

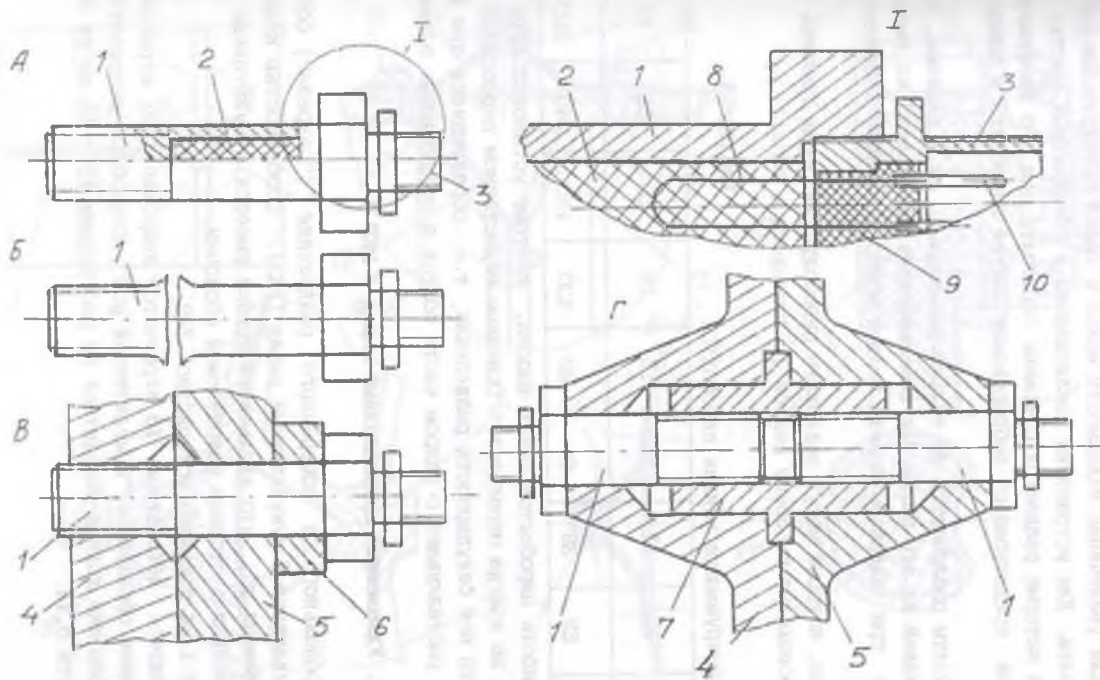


Рис. 1.33. Пироболты:

1 - стержень; 2 - пирозаряд; 3 - корпус электроразъема; 4,5 - стыковой шпангоут; 6 - шайба; 7 - втулка; 8 - воспламенитель; 9 - вкладыш; 10 - контакт

В конструкции пироболты должны воспринимать только растягивающие усилия. Для восприятия сдвигающих сил используют втулки 7, работающие на срез. Для увеличения надежности можно в такой конструкции поставить два пироболта. Для устранения заклинивания в соединяемых частях делают проточки, в которые раздается стержень пироболта при его разрушении. Эти же проточки предотвращают выбрасывание частей пироболта и повреждение окружения.

Пироболты различаются не только диаметрами, но и длинами, что видно из нормалей на эти болты. Для использования пироболтов из имеющегося сортамента при заданном пакете толщин можно применять дополнительные шайбы 6.

Усилия, которые могут выдержать пироболты на отрыв головки (разрушение происходит по сбегу резьбы), приведены в табл.1.

Разрушающие усилия пироболтов Таблица 1

Диаметр стержня, мм	10	12	14	16	18	20	22	24
Усилие, кПа	22	38	61	92	130	180	240	310

Надежность пироболтов очень высока, поэтому установка двух и более болтов не всегда оправдана. Основным недостатком пироболтов является то, что нет безударности разделения, т.к. образующиеся при разделии газы расталкивают с ударом части болтов и соединяемых элементов.

1.6.2. Удлиненный кумулятивный заряд (УКЗ)

Для продольного и поперечного разделения ("разреза") оболочки применяют удлиненный кумулятивный заряд (УКЗ). Особенностью конструкции УКЗ является то, что вдоль всей трубки имеется кумулятивная выемка, направленная в сторону разрезаемой оболочки.

На рис.1.34 показано устройство УКЗ.

При подрыве детонатора 15 взрывчатое вещество (ВВ) взрывается и за счет выемки образуется "кумулятивный нож", способный разрезать оболочку. Трубка УКЗ должна находиться на расстоянии 10...15 мм от разрезаемого листа 5,14.

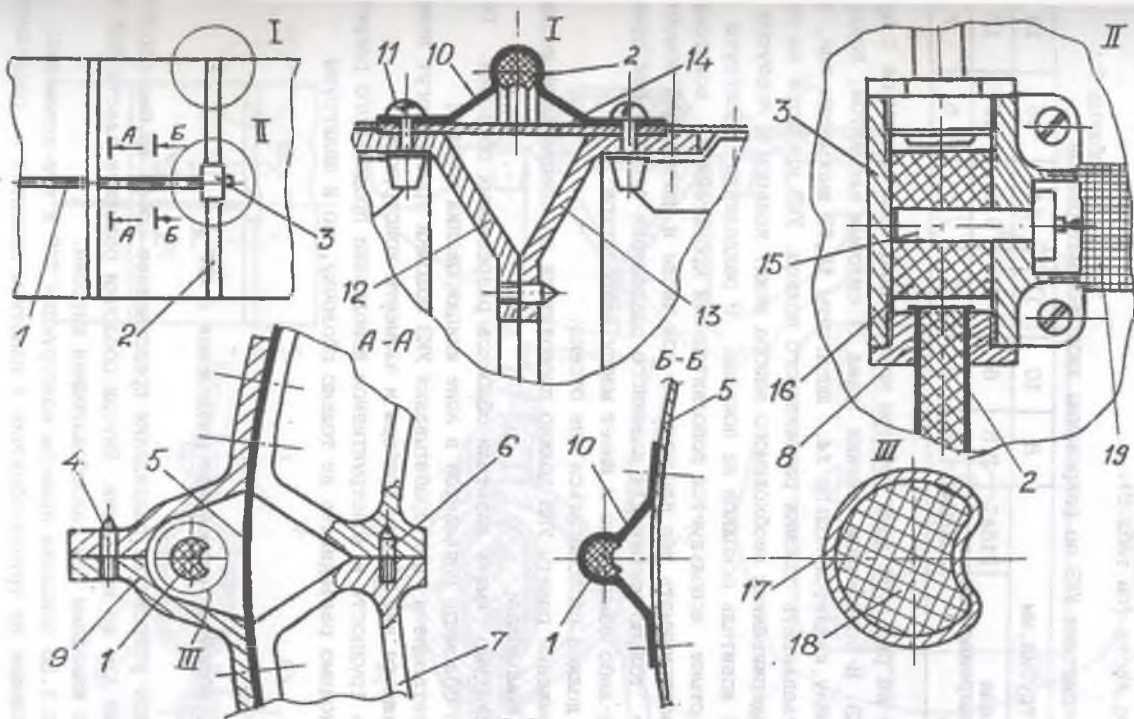


Рис. 1.34. Удлиненный кумулятивный заряд:

1 - продольный УКЗ; 2 - поперечный УКЗ; 3 - корпус; 4 - шпилька; 5 - оболочка; 6 - шпилька; 7 - шпангоут; 8 - гайка; 9 - кронштейн; 10 - скоба; 11,12,13 - шпангоут; 14 - кольцо; 15 - варыватель; 16 - инициирующее ВВ; 17 - медная трубка; 18 - ВВ; 19 - электроразъем

Размеры трубки УКЗ выбирают в зависимости от толщины и материала разрезаемого листа (см. табл. 2).

Таблица 2

Характеристики УКЗ по разрезанию листовых материалов

Диаметр трубки, мм		8	10	12	14	16	18
Максимальная толщина разрезаемого листа, мм	Д16АТ	2,5	6	8	9,5	10	12
	ЭОХТСА	1,5	3	4,5	5	6	7

Там же на рис. 1.34 даны примеры конструкций, разбирающихся с применением УКЗ. В поперечном сечении (узел I) силовым элементом, подвергаемым разрезу, является кольцо 14. Шпангоуты 12, 13 выполнены так, что они могут улавливать обломки разрезаемого кольца. УКЗ крепится на скобах 10 с выдерживанием необходимого зазора между кольцом и корпусом. В сечении В-В ловитель осколков не показан. В разделении шпангоута на продольном стыке используется дополнительный кронштейн 9, помогающий шпангоуту воспринимать все нагрузки, в том числе и изгибающий момент.

УКЗ не только удобен для надежного разделения отсеков без применения каких-либо замков, но и имеет массу недостатков:

- УКЗ должен располагаться вне отсека;
- снаряжение ракеты УКЗ должно проводиться на специальной позиции стартового комплекса;
- необходимо иметь ловители обломков разрезаемых оболочек. Особенно много обломков появляется в зоне иницирования варьва;
- разлетающиеся при срабатывании УКЗ обломки трубок могут повредить находящиеся вне ракеты приборы и элементы конструкции;
- есть трудности в конструктивном исполнении продольного разреза, когда необходимо разъединять не только оболочку, но и шпангоуты.

1.6.3. Линейное устройство разделения (ЛУР)

Линейное устройство разделения представляет собой трубку-оболочку с пластинами для ее крепления. Внутри оболочки размещен эластичный заполнитель с каналами или газообразующими шнурами.

На рис. 1.35 показаны примеры конструкции ЛУР и его установки.

Выступающие из трубки оболочки 1 пластины крепятся к разделяемым отсекам винтами 4.

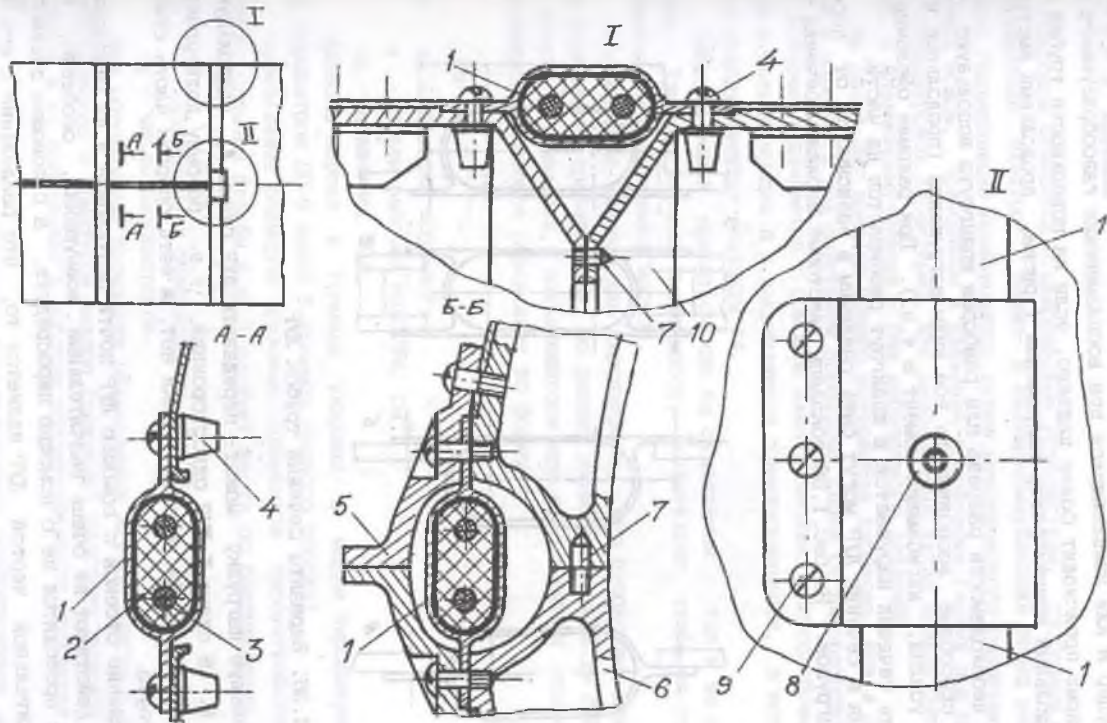


Рис. 1.35. Линейное устройство разделения:

- 1 - трубка-оболочка; 2 - эластичный наполнитель; 3 - газообразующий шнур; 4 - крепеж;
 5 - кронштейн; 6 - шлангоут; 7 - шпилька; 8 - штуцер (или установка детонатора);
 9 - крепеж; 10 - шлангоут

Разрыв трубки происходит от давления газов, подаваемых в каналы через штуцер *В* или появляющихся при воспламенении газообразующего шнура *З*. Разрыв происходит более надежно, если на поверхности трубки имеется продольный концентратор напряжения (риска, продольный выступ и т.п.).

При необходимости разреза или разборки шпангоута используют устройства, способные воспринимать все виды нагружения (продольные и поперечные усилия, изгибающий момент и т.п.). При разрыве оболочки ЛУР сплошность сечения нарушается и шпангоут разбирается на части.

Форма и сечение ЛУР могут быть различны в зависимости от передаваемых нагрузок. На рис. 1.36 показаны некоторые варианты сечений трубок ЛУР.

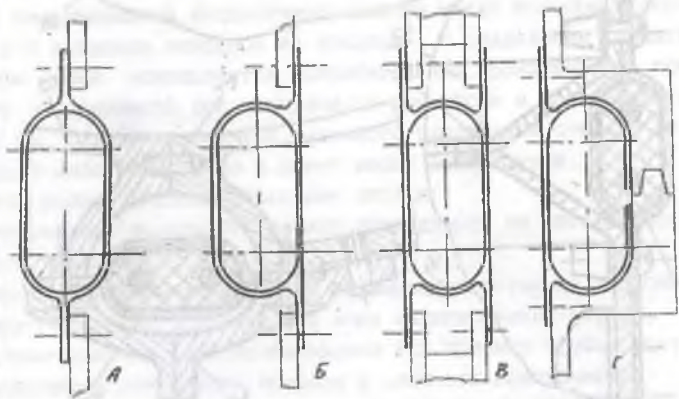


Рис. 1.36. Варианты сечений трубок ЛУР

Наименьшую нагрузку может передавать ЛУР схемы *А*, наибольшую - ЛУР схемы *В*. В схеме *Г* ЛУР односторонний, т.е. разрыву подвергается лишь одна стенка трубы. Второй стенки нет, а есть опорная часть стыкового шпангоута.

Разделение отсеков с помощью ЛУР почти безударное и на отделяющиеся части действуют не очень значительные возмущения, особенно, если разделение проводится не с помощью пиросредств, а с помощью пневматики. Положительной чертой ЛУР является то, что разделение с его помощью безопасно, особенно при использовании пневматики, и достаточно надежно.

1.6.4. Пиронож

Пиронож относится к одноразовым устройствам, способным проводить разъединение электро-, радио- и пневмокоммуникаций перед разделением блоков. Разъединение производится путем механического разрезания коммуникаций ножом, приводимым в движение пороховыми газами при срабатывании пиропатронов. Характерно, что разрезаемые линии должны быть обесточены, а пневмокоммуникации - без избыточного давления.

На рис. 1.37 показан пример устройства пирножа. Нож 4 перемещается в корпусе 3 под действием пороховых газов от пиропатронов 8, порох которых поджигается с помощью электричества. Пиропатроны вставляются в гнезда крышки 6 и закрепляются электроразъемом, в котором имеются подпружиненные контакты 14.

Пиронож может крепиться как на отделяемом, так и на остающемся блоке. Так как пиронож имеет массу, желательно, чтобы он отделялся с отбрасываемой пассивной массой.

На пироножке имеются два пиропатрона, что необходимо для увеличения надежности срабатывания, но расчет диаметра поршня 10 следует вести исходя из давления, появляющегося при срабатывании только одного пиропатрона, которое определяют по формуле

$$p_n = 20 \frac{m_n}{w},$$

где m_n - навеска пороха, г;

w - объем рабочей полости, см³;

p_n - давление, МПа.

Навеска пороха в граммах указана в марке пиропатрона (например, пиропатрон III-6 имеет 6 граммов черного пороха).

Определение размеров силовых элементов пироустройства (толщина стенок, размеры резьбы и пр.) следует вести по разрушающему давлению

$$p^p = f n_n p_n,$$

где f - коэффициент безопасности ($f = 3$);

n_n - число пиропатронов.

Для обеспечения прокладки разрезаемых жгутов вместе с разъемами и трубопроводов с арматурой нижнюю (режущую) пластину корпуса 3 делают съемной и ее закрепляют в рабочем положении после прокладки коммуникаций.

Заметим, что разрезание гидравлических трубопроводов нежелательно из-за недопустимого выбрасывания жидкости из разреза.

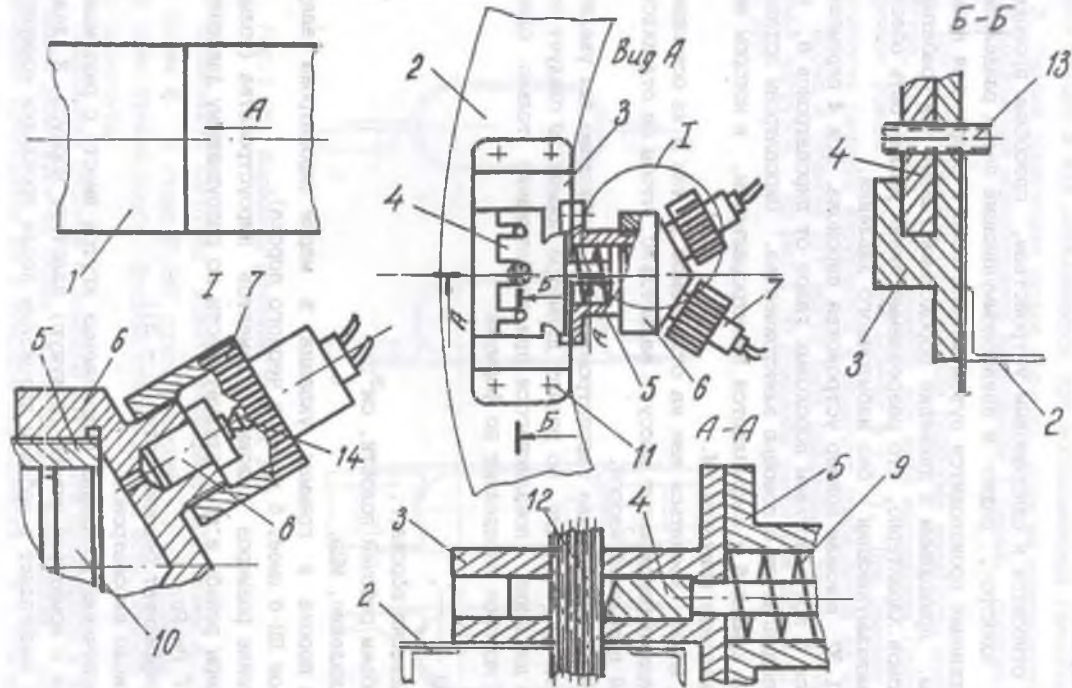


Рис. 1.37. Пиронож:
 1 - отделяемый блок; 2 - торцевой шпангоут; 3 - корпус пиронож; 4 - нож; 5 - пироцилиндр;
 6 - крышка; 7 - электроразъем; 8 - пиропатрон; 9 - пружина; 10 - поршень; 11 - крепеж;
 12 - электродгут; 13 - пневмотрубка; 14 - контакт

1.6.5. Шариковые замки

Принцип работы шарикового замка заключается в том, что две соединяемые детали, входящие одна в другую, не могут быть разъединены, пока не будут удалены из поверхности сопряжения стопорящие детали (шарики, вкладыши и т.п.).

На рис. 1.38 приведена схема сил, действующих на шарик.

Сам шарик изготавливается из стали ШХ-15, а сопрягаемые детали - из 12ХНЗА с последующей цементацией рабочих поверхностей.

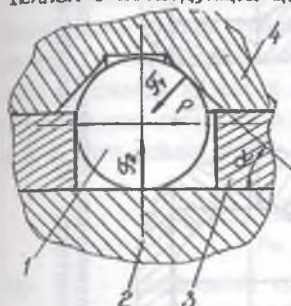


Рис. 1.38. Схема сил, действующих на шарик:
1 - шарик; 2 - шток;
3 - обойма; 4 - корпус;
 α - угол конусности;
 P, F_1, F_2 - силы

Допустимое осевое усилие, которое может воспринимать замок:

$$F_0 = \frac{0,18 \sigma_B^3 r_m^2 n}{E^2 \sin \alpha}$$

где r_m - радиус шарика, мм;

n - число шариков;

σ_B, E - временное сопротивление разрыву и модуль упругости материала штока, МПа.

F_0 - усилие, кН.

На рис. 1.39 показано устройство шариковых замков, обеспечивающих, как правило, поперечное разделение отсеков. Шариковые замки могут открываться давлением газа из пневмосистемы или автономно газами при срабатывании пиропатронов 10.

Внешне шариковый замок напоминает болт, в головке которого размещены стопорящие детали. С помощью гайки 2 шариковый замок соединяет между собой разделяющиеся агрегаты 4. Стопорящие элементы (шарики 5, вкладыши 14), находящиеся в гнездах обоймы 1, входят в канавки торoidalной (1а) или конусной (1б) формы или в конусные гнезда (1в).

Теоретически у шариков имеется точечное касание с деталями, а у вкладыша - по прямой линии, поэтому применение вкладышей вместо шариков повышает допустимое осевое усилие, но увеличивает вероятность заклинивания замка из-за перекоса вкладыша.

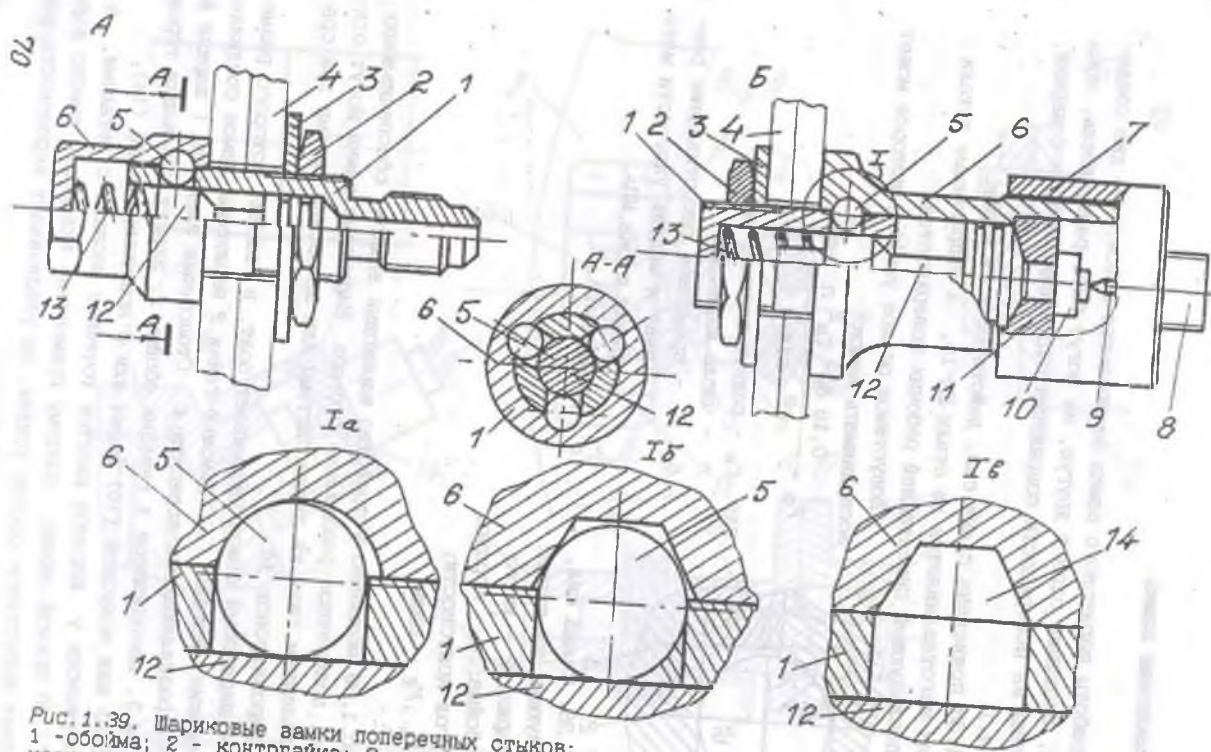


Рис. 1.39. Шариковые замки поперечных стыков:
 1 - обойма; 2 - контргайка; 3 - шайба; 4 - соединяемые отсеки; 5 - шарик; 6 - наружный корпус; 7 - гайка; 8 - электроразъем; 9 - контакт; 10 - пиропатрон; 11 - вкладыш; 12 - шток; 13 - пружина; 14 - вкладыш

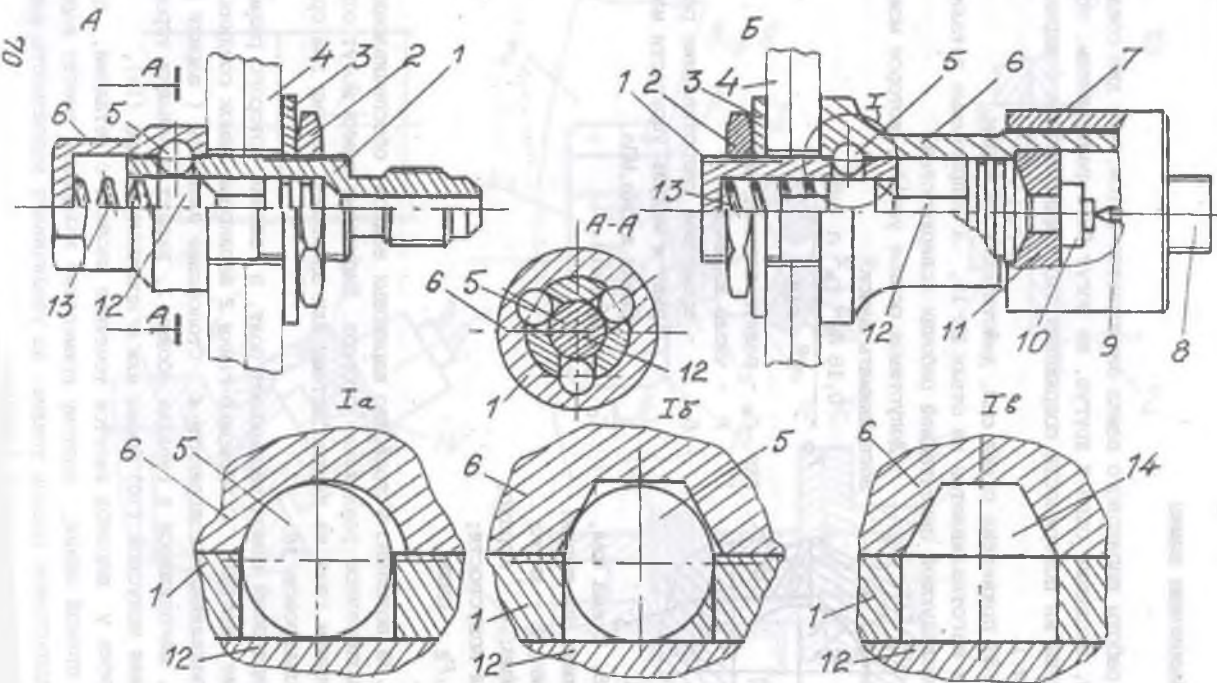


Рис. 1.39. Шариковые вайки поперечных стыков:

1 - обойма; 2 - контргайка; 3 - шайба; 4 - соединяемые отсеки; 5 - шарик; 6 - наружный корпус; 7 - гайка; 8 - электроразъем; 9 - контакт; 10 - пиропатрон; 11 - вкладыш; 12 - шток; 13 - пружина; 14 - вкладыш

Стопорящие элементы удерживаются в канавках или гнездах с помощью штока 12. При появлении давления газа шток, преодолевая усилие пружины, выйдет из-под шариков (или вкладышей), последние утапливаются и освобождают наружный корпус 6.

На рис. 1.40 приведены схемы шариковых замков с механическим приводом их открытия при поступательном движении или при вращении фиксирующего звена. Такие замки устанавливаются в системе разделения головного обтекателя на створки.

В схеме А канавка для размещения шариков 5 находится в головке 3. Сепаратором служит стакан 4. При выдергивании штока 6 шарики попадают внутрь, предоставляя свободу перемещению стакана. Сигнализацией закрытого положения является выступание штыря штока 6 из головки 3. Усилие выдергивания штока зависит от усилия, приходящего на замок от створок 1 и 2. Это усилие может быть вычислено по формуле

$$F_{\text{ш}} = \frac{f p_{\text{н}} d_{\text{ГО}} L_{\text{ГО}}}{n_{\text{а}}}$$

где f - коэффициент трения ($f = 0,05 \dots 0,1$);

$p_{\text{н}}$ - давление внутри ГО;

$d_{\text{ГО}}, L_{\text{ГО}}$ - соответственно диаметр и длина ГО;

$n_{\text{а}}$ - число замков на продольном стыке створок ГО.

В схеме Б шариковый замок соединяет платформу 9 с кронштейном 11. При нажатии на тарель 13 шток 6 утопает и освобождает крышку 12 от корпуса 10. Сигнализацией полного закрытия замка служит выступание двух рисок на штоке 6.

В схеме В шарики 5 фиксируются в положении, когда шток 22 зажат рычагом с обоймой 21. При повороте рычага впадины в обойме попадают против шариков, которые скатываются в них, освобождая шток 22, который, в свою очередь, выдергивается из замка пружиной 18. Момент силы на открытие замка можно определить по формуле

$$M_{\text{откр}} = \frac{f p_{\text{н}} d_{\text{ГО}} L_{\text{ГО}} B}{2 n_{\text{а}}}$$

где B - диаметр отверстия в обойме, в которую упираются шарики, когда замок закрыт.

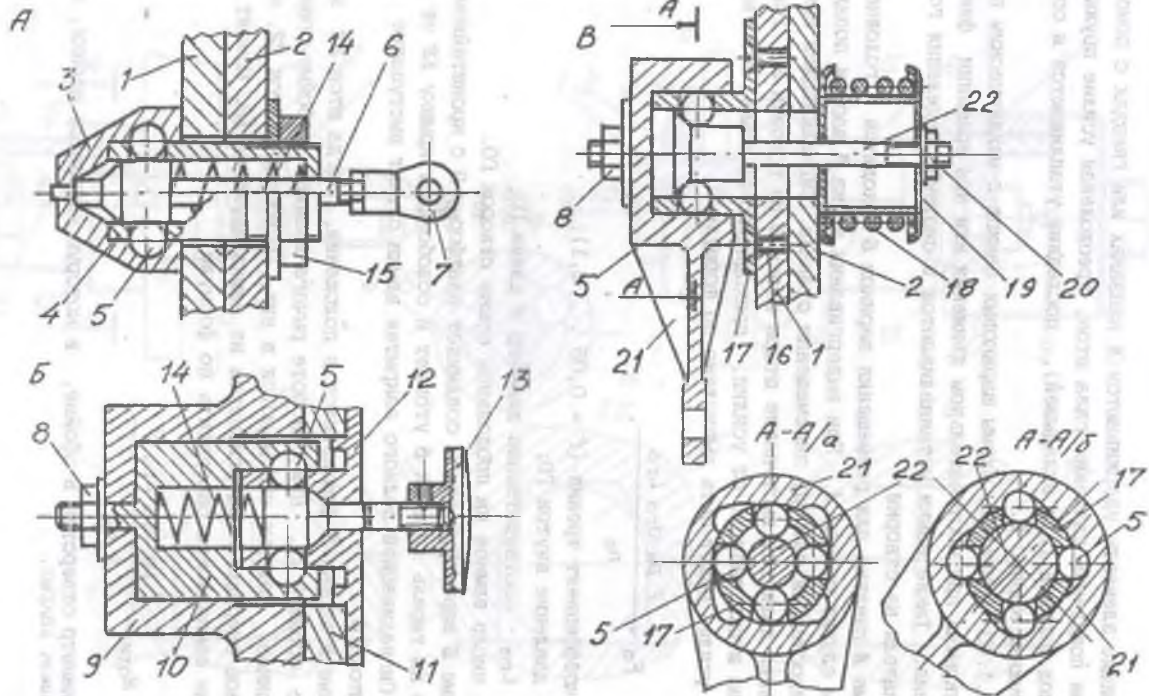


Рис. 1.40. Шариковые замки с механическим приводом:
 1,2 - створка РО; 3 - головка; 4 - стакан; 5 - шарик; 6 - шток; 7 - серьга; 8 - гайка;
 9 - платформа; 10 - корпус; 11 - кронштейн; 12 - крышка; 13 - тарель; 14 - пружина;
 15 - гайка; 16 - винт; 17 - стакан; 18 - пружина; 19 - крышка; 20 - гайка; 21 - рычаг;
 22 - шток

1.6.6. Цанговые замки

В отличие от шариковых замков цанговые замки (см. рис 1 41, на котором приведены две схемы цангового замка) рассчитаны на восприятие больших осевых нагрузок, т.к. фиксирующими элементами служат не шарики с точечным касанием, а зубья цанги с большей площадью контакта.

В схеме А внутренний конус 5 закрепляется в наружном корпусе 1 с помощью зубьев цанги 4, которые удерживаются в кольцевом гнезде наружного корпуса 1 с помощью штока 6, удерживаемого в крайнем положении пружиной 2.

На ракету действуют большие продольные перегрузки. Эти перегрузки не должны смещать шток из крайнего положения, т.е. должно выполняться условие

$$F_{сж} > P_{х}^{\text{в}} \max m_{ш} g,$$

где $F_{сж}$ - усилие пружины в исходном положении штока;

$P_{х}^{\text{в}} \max$ - максимальная продольная перегрузка;

$m_{ш}$ - масса штока;

g - ускорение силы тяжести.

Закрепляется цанговый замок с помощью гайки 7. Как шариковые, так и цанговые замки не рассчитаны на восприятие перерезывающих сил. Открытие цангового замка происходит при подаче под давлением воздуха или газа от пиросредств в штуцер обоймы 5. Для удерживания обоймы при заворачивании гайки на ней имеются лыски под ключ.

В схеме Б зубья цанги 15 удерживаются во впадине штока 9 поршнем 14. При подаче давления воздуха или газа в штуцер крышки 16 поршень перемещается, преодолевая усилие пружины 12 и освобождая зубья цанги, которые выходят из зацепления со штоком. Усилие пружины 12 должно быть достаточным, чтобы поршень находился в исходном положении при любых перегрузках, действующих на ракету. Для устранения "отскока" поршня имеется кольцо из мягкого материала 11, в которое врезаются и заклиниваются зубцы поршня.

Для удерживания штока 9 при заворачивании гайки 10 на его конце имеется квадрат или шестигранник под ключ.

Размер и количество зубьев в цанге 15 определяются, в основном, геометрией, позволяющей запирать замок и освобождать подвижные детали при подаче под давлением воздуха или газов в штуцер замка.

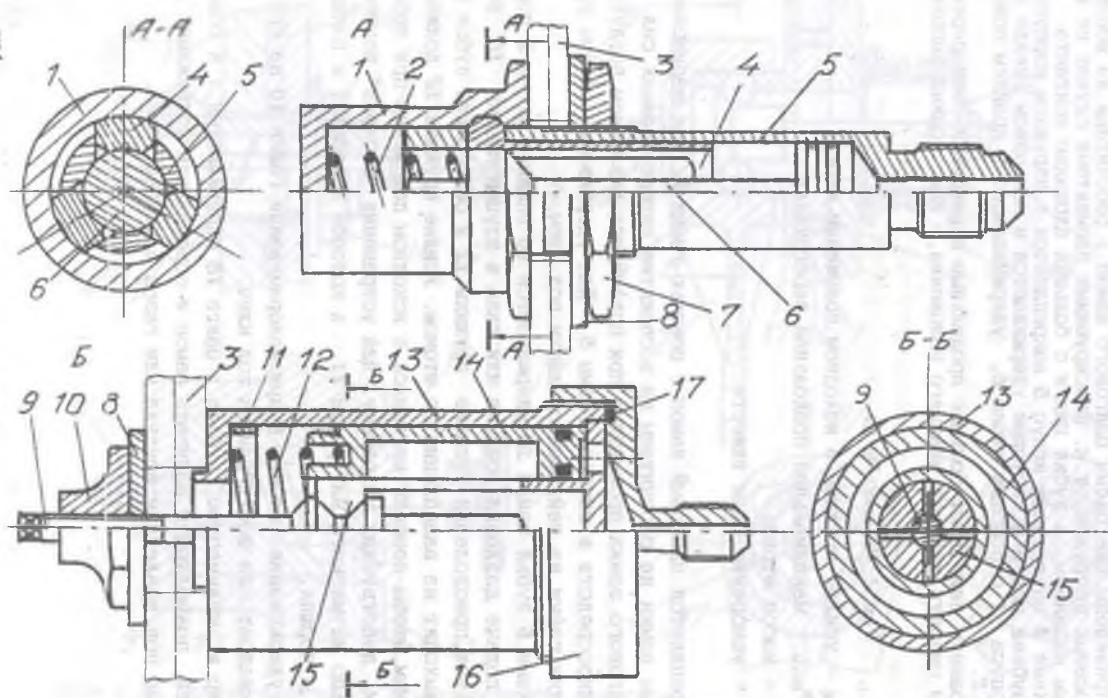


Рис. 1.41. Данговые замки:

1 - наружный корпус; 2 - пружина; 3 - соединяемые отсеки; 4 - цапга; 5 - обойма; 6 - шток; 7 - контргайка; 8 - шайба; 9 - шток; 10 - гайка; 11 - кольцо; 12 - пружина; 13 - корпус; 14 - поршень; 15 - цапга; 16 - крышка; 17 - уплотнение

1.6.7. Рычажные замки

Рычажные замки - это устройства, в которых для удержания в замке отделяющихся элементов используют системы с рычагами.

На рис. 1.42 приведены конструкции замков, используемых в системе разделения головного обтекателя по продольному стыку.

Болт 7 стягивает соединяемые створки ГО и удерживается в закрытом положении рычагами 12 и 6. При освобождении головки болт выбрасывается из пакета пружиной 13. Усилие затяжки болта воспринимается втулкой 18.

В схеме I_1 болт 7 уступом упирается на зуб рычага 12. За счет разных плеч на верхнее плечо рычага передается усилие значительно меньшее, чем усилие на зубе. Верхнее плечо рычага 12 упирается в плечо рычага 11, другое плечо которого служит для присоединения тяг системы открытия замков. Удлиненное плечо рычага 12 может заканчиваться кулачком или роликом 16, вращающимся на валике 17. Поверхность на стопорящем плече рычага 11 имеет эксцентриситет, превращающий усилие затяжки болта 7 в момент силы на закрытие замка. Усилие на раскрытие замка зависит от усилия затяжки болта 7, передаточного отношения рычажной системы и коэффициента трения. При этом предполагается, что усилие, приходящееся на стопорящее плечо рычага 11, не зависит от величины эксцентриситета. Естественно, применение в системе ролика 16 резко уменьшает усилие на раскрытие замка.

В схеме I_2 стопорящей деталью является валик с лыской 4, который удерживает рычаг 6 с роликом 5 в закрытом положении. При повороте рычага 3 с валиком 4 ролик 5 становится против лыски и рычаг 6 поворачивается, освобождая рычаг 7, который пружиной 13 выбрасывается из зацепления.

Для уменьшения усилия трения валики вращаются в бронзовых втулках и сами ролики изготовлены из бронзы.

Величина усилия затяжки гайки 20 обеспечивается тарированным гаечным ключом. Это необходимо, чтобы обеспечить надежную работу замка.

На рис. 1.43 показано устройство замков продольного стыка силовых сбрасываемых створок.

В схеме I_1 конструкция замка накладывается замок подвески бомб.

Серьга 8, закрепленная на створке 1, удерживается в закрытом положении рычагом 5. Система рычагов с разными плечами обеспечивает то, что даже при больших усилиях на серьге замок открыть сможет небольшой электромагнит 15. Конфигурация рычагов такова, что, если створку закрывать, то серьга нажимает на рычаг и замок закрывается. Открытие замка можно осуществить, поворачивая рычаг 6 электромагнитом или вручную.

В схеме I_2 приведен еще один вариант конструкции рычажного замка.

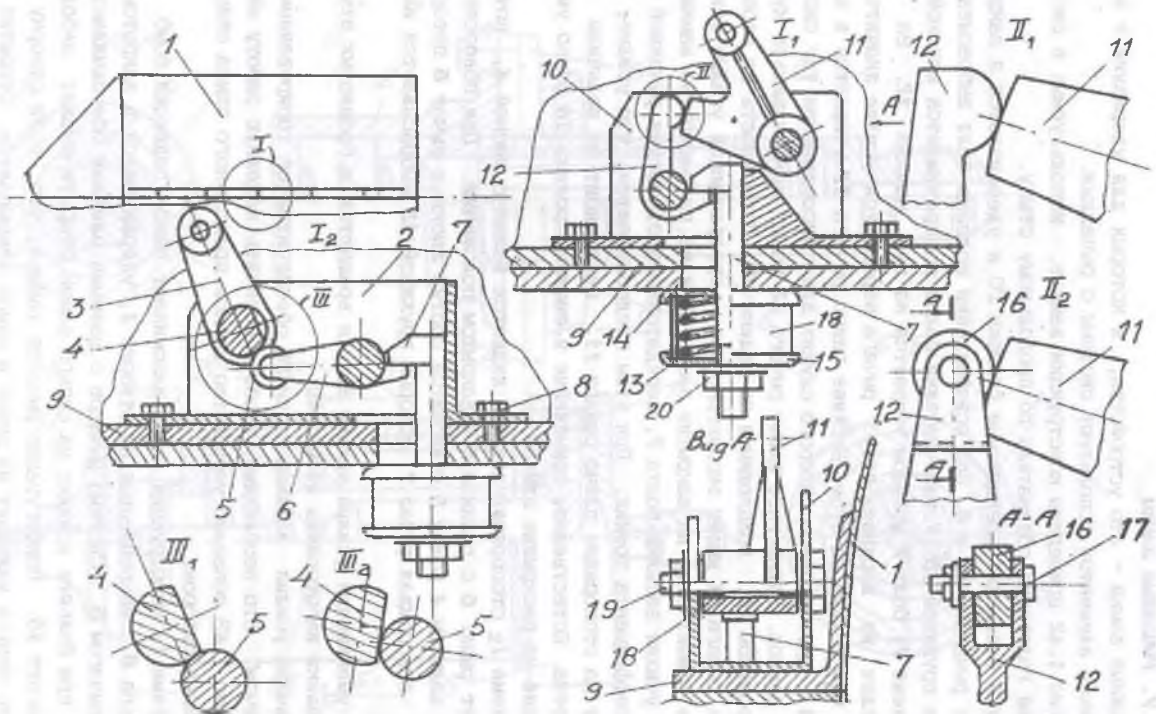


Рис. 1.42. Рычажные замки системы сброса ГО:
 1 - створка ГО; 2 - кронштейн; 3 - рычаг; 4 - валик с лыской; 5 - ролик; 6 - рычаг;
 7 - болт; 8 - крепеж; 9 - профиль створки; 10 - кронштейн; 11, 12 - рычаг; 13 - пружина;
 14, 15 - шайба; 16 - ролик; 17 - валик; 18 - втулка; 19 - ось; 20 - гайка

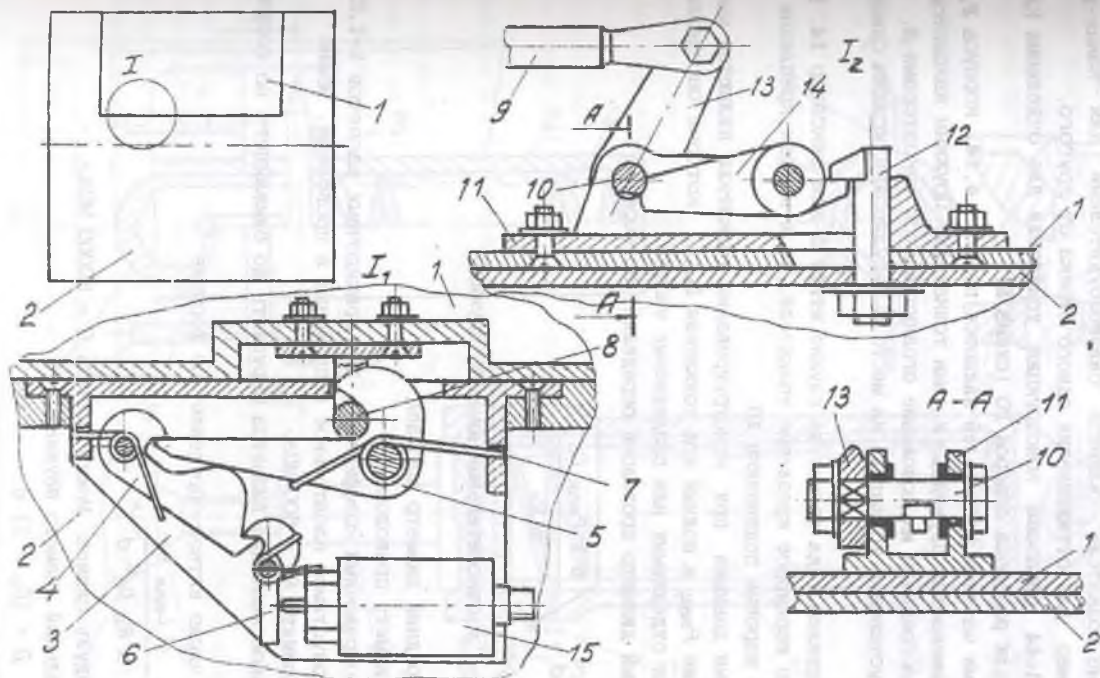


Рис. 1. 43. Рычажные замки силовых створок:

1 - створка; 2 - отсек; 3 - корпус замка; 4, 5, 6 - рычаг; 7 - пружина; 8 - серьга; 9 - тяга; 10 - валик с лыской; 11 - кронштейн; 12 - болт; 13, 14 - рычаг; 15 - электромагнит

Пружинные толкатели являются силовобудителями для каких-либо целей, например для отталкивания одного отсека от другого.

На рис. 1.44 показана конструкция толкателя для отделения КА (схема А) и для разброса створок ГО (схема Б).

Основными частями толкателей являются пружины 4, 14, корпуса 2, 12 в которых размещается пружина, и сами толкатели. Пружины находятся во введенном состоянии и их положение ограничивается фиксаторами 3, которые после установки толкателя на место и регулировки усилия снимаются.

Ограничителем хода толкателя служит штифт 5 или фиксатор 14. Если предусмотрено шарнирное крепление толкателя, то в местах крепления завальцовывают шаровые подшипники 15.

Исходными данными при конструировании толкателя являются максимальное усилие P_{\max} и полный ход толкателя L_{\max} , которые определяются из кинематики отделяемых или разделяемых частей.

Потребный диаметр проволоки определяют по формуле

$$d = \sqrt{\frac{8 k P_{\max} D_0}{\pi R_S}}$$

где $D_0 = \frac{D}{d}$ - относительный диаметр пружины;

D - средний диаметр пружины;

d - диаметр проволоки;

k - поправочный коэффициент, для прикидочных расчетов $k=1,2$;

R_S - допустимое касательное напряжение в проволоке. Можно принять $R_S = 600 \text{ МПа}$.

Полученное значение диаметра округлить до ближайшего по сортаменту.

Полное число витков определяют по формуле

$$i = \frac{G L_{\max} k}{\pi R_S D_0^2 d}$$

где G - модуль сдвига. Можно принять $G = 80000 \text{ МПа}$.

Максимальный диаметр пружины

$$D = (D_0 + 1) d.$$

Длина пружины в сжатом состоянии

$$L_0 = i d.$$

Этих данных достаточно для разработки конструкции толкателя.

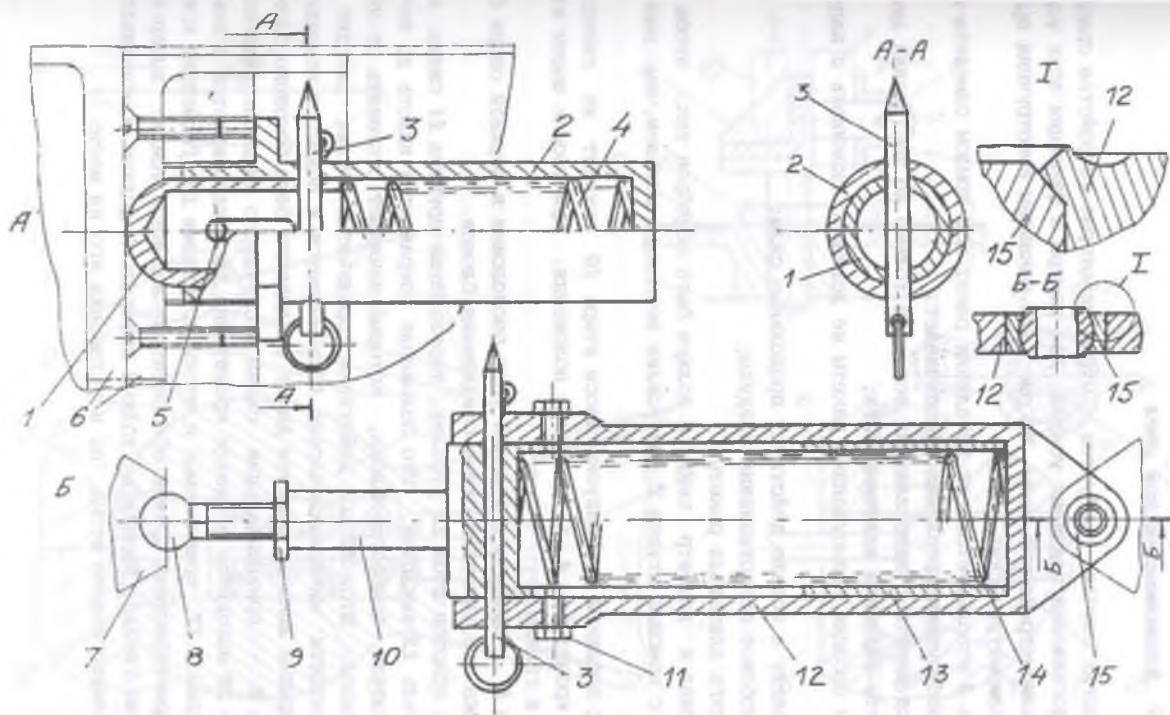


Рис. 1.44. Пружинный толкатель:

- 1 - толкатель; 2 - корпус толкателя; 3 - фиксатор с защелкой; 4 - пружина; 5 - штифт;
 6 - расталкиваемые отсеки; 7 - отталкиваемый элемент конструкции; 8 - шаровой наконечник;
 9 - контргайка; 10 - шток; 11 - упор; 12 - корпус толкателя; 13 - цилиндр; 14 - пружина;
 15 - шаровой подшипник.

1.6.9. Динамометрический узел

Во многих случаях требуется, чтобы некоторые устройства срабатывали при достижении заданных усилий. Для замера и фиксации этих усилий служат динамометрические узлы. На рис. 1.45 показаны конструкции простейших динамометрических узлов.

Схема **A** используется для крепления ракет под крылом самолета-носителя. Конструкция крепления обеспечивает:

- сход ракеты с направляющих возможен только по достижении двигателем ракеты заданной величины тяги;
- при посадке невыпущенные ракеты не должны соскакивать с направляющих.

На ракету в полете действуют продольные силы:

Q - лобовое сопротивление воздуха;

R - тяга двигателя ракеты.

Материал и диаметр чеки **B** должен быть подобран так, чтобы она срезалась с помощью втулки **7** при усилии несколько меньшем, чем разность $(R - Q)$.

Перед посадкой при выпуске шасси штырь **10** выходит из гнезда и фиксирует кронштейн **4** в исходном положении. При уборке шасси штырь убирается в гнездо.

Схема **B** - динамометрический узел расположен в верхней опоре бокового блока при пакетной схеме соединения блоков.

Перед стартом шток **12** утоплен, тарельчатая пружина **11** сжата, микровыключатель **13** выключен. Это положение сохраняется вплоть до выключения двигателя бокового блока, который начинает отставать от центрального блока. Шток **12** под действием тарельчатых пружин выходит из гнезда. Контакты микровыключателя **13** замыкаются и подается команда на открытие крышки люка на верхнем днище топливного бака бокового блока.

Схема **B** - принципиальная схема игольчатого динамометрического узла. Шток **18** находится в гнезде кронштейна **16** и удерживается в нем с помощью шариков **17**, прижимаемых к штоку пружинами **15**. Геометрия конуса штока и характеристики пружин обеспечивают заданное усилие выдергивания штока из гнезда. Шарик не должен выпадать и должно обеспечиваться не только выдергивание штока, но и установка его на место.

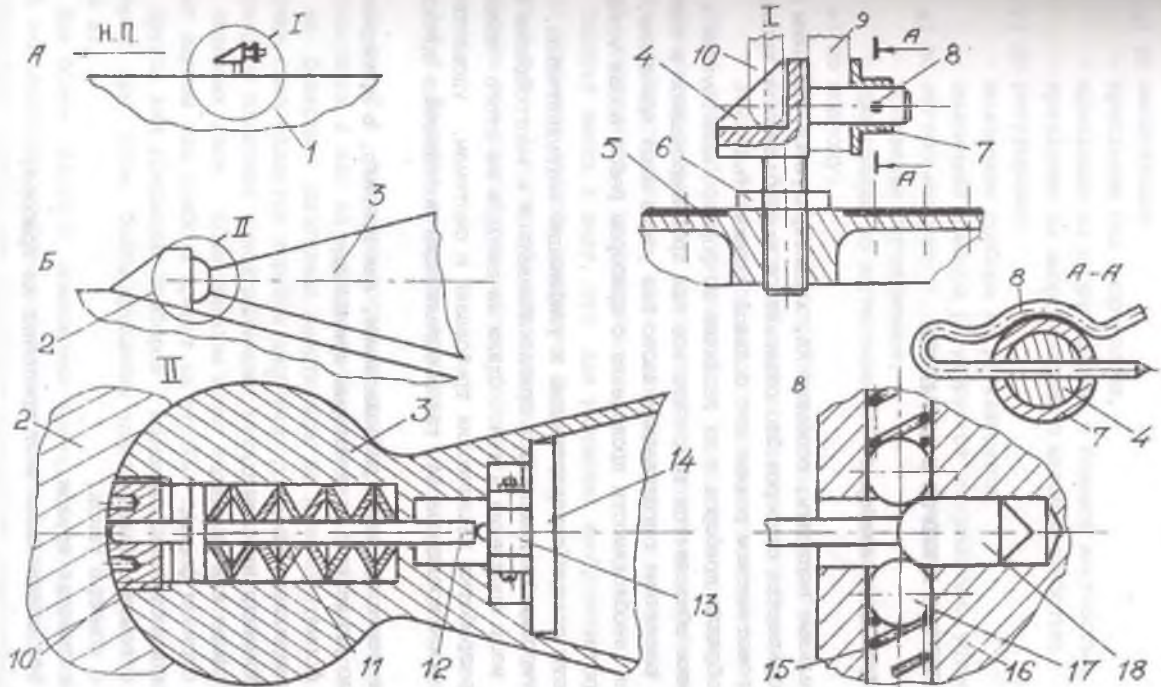


Рис. 1.45. Динамометрический узел:

- 1 - корпус отсека; 2 - упор; 3 - шаровая опора; 4 - кронштейн; 5 - шлангоут; 6 - гайка;
 7 - втулка; 8 - двухсрезовая шпилька; 9 - опора; 10 - штырь; 11 - тарельчатая пружина;
 12 - шток; 13 - микровыключатель; 14 - крышка; 15 - пружина; 16 - кронштейн; 17 - шарик;
 18 - шток

2. КРЕПЛЕНИЕ ПРИБОРОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. 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, формы 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 требований 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 ушек,
- 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 крепления не показаны способы контроля (пружинные шайбы, контрольная проволока и т.п.) и способы металлизации. Эта недоработка должна быть исправлена при разработке рабочих чертежей.

2.1.1. Жесткое крепление приборов

На рис.2.1 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 тросопроводах.

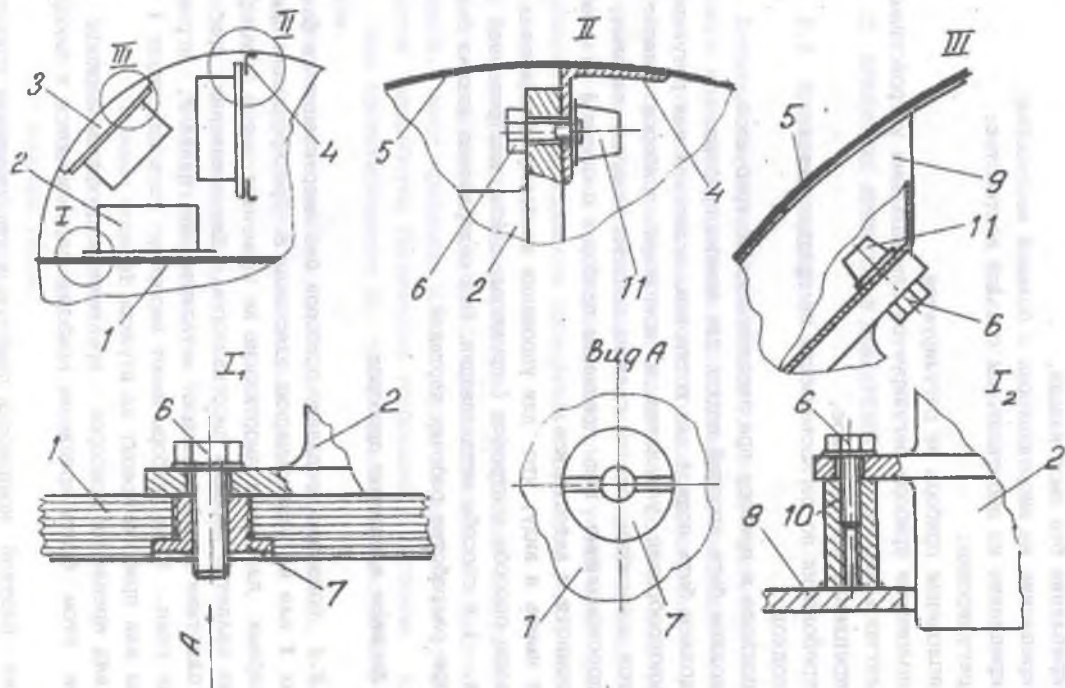


Рис. 2. 1. Жесткое крепление приборов:

1 - фанерная пластина; 2 - прибор; 3 - крышка лука; 4 - профиль; 5 - обшивка; 6 - болт;
 7 - гнездо; 8 - металлическая пластина; 9 - кронштейн; 10 - втулка; 11 - анкерная гайка

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.

2.1.2. 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 рис. 2.2 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.

$$f_0 > f_{ад} \text{ и } f_0 < f_{дв} ,$$

где $f_0 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{z}{m}}$ - собственная частота колебаний прибора на амортизаторах;

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

$$z = \frac{E_p F_a}{\delta} ,$$

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).

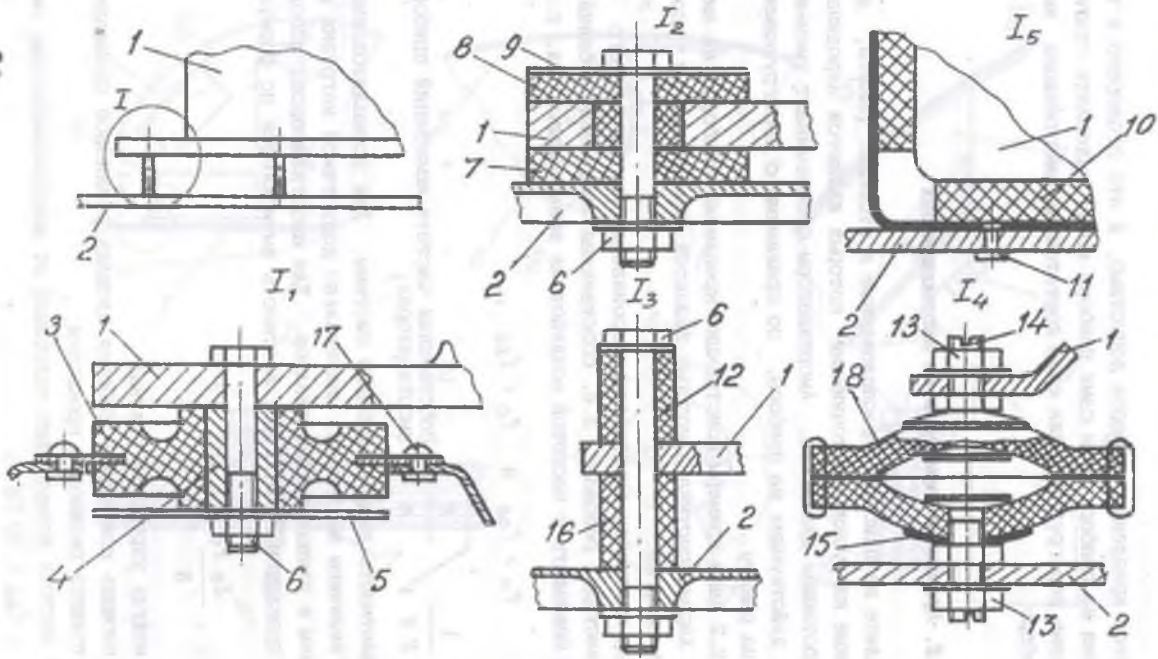


Рис 2.3. Крепление приборов на амортизаторах:
 1 - прибор; 2 - пластина крепления прибора; 3 - амортизатор; 4 - втулка; 5 - шайба;
 6 - болт; 7 - прокладка амортизатор; 8 - прокладка; 9 - шайба; 10 - прокладка;
 11 - заклепка; 12 - втулка; 13 - гайка; 14 - болт; 15 - шайба; 16 - втулка; 17 - заклепка;
 18 - резинометаллический амортизатор

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.

2.1.3. 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 рис. 2.3 даны примеры крепления приборов на пружинах.

В виде I прибор расчленен 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.

2.1.4. Регулируемая установка приборов

Ряд приборов требует соблюдения строгого своего положения. Чаще всего это достигается путем регулировки мест крепления.

На рис. 2.4 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.

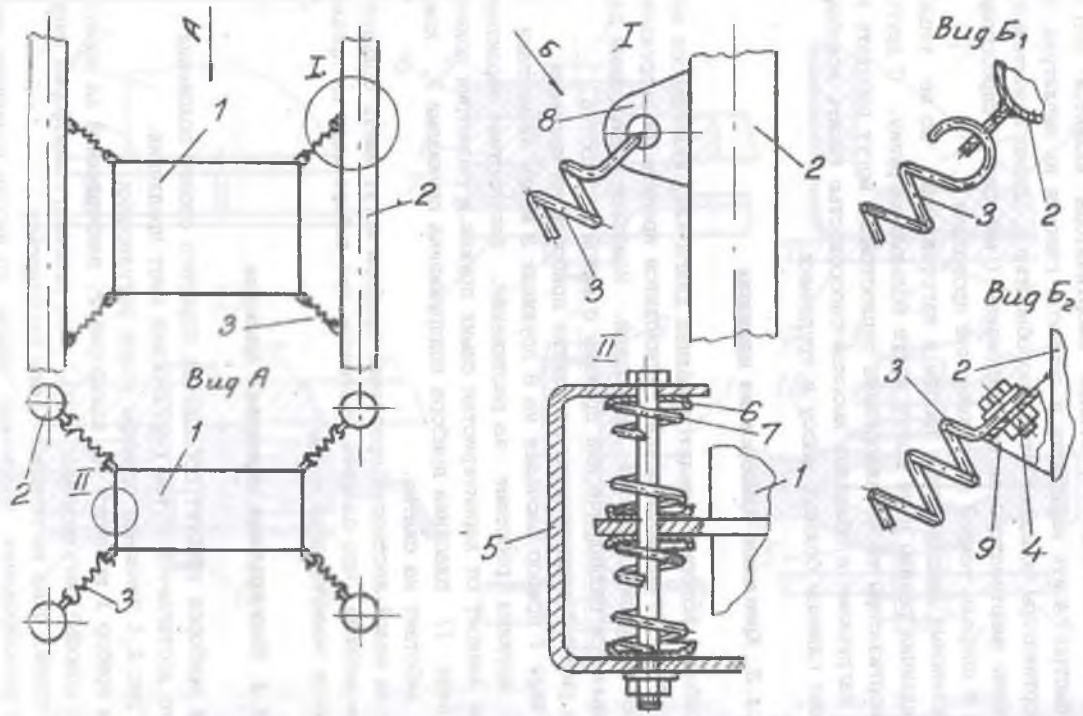


Рис.2.3. Крепление приборов на пружинах:
 1 - прибор; 2 - элемент корпуса; 3 - пружина; 4 - крепеж; 5 - элемент корпуса; 6 - шайба; 7 - пружина; 8 - ушко; 9 - кронштейн

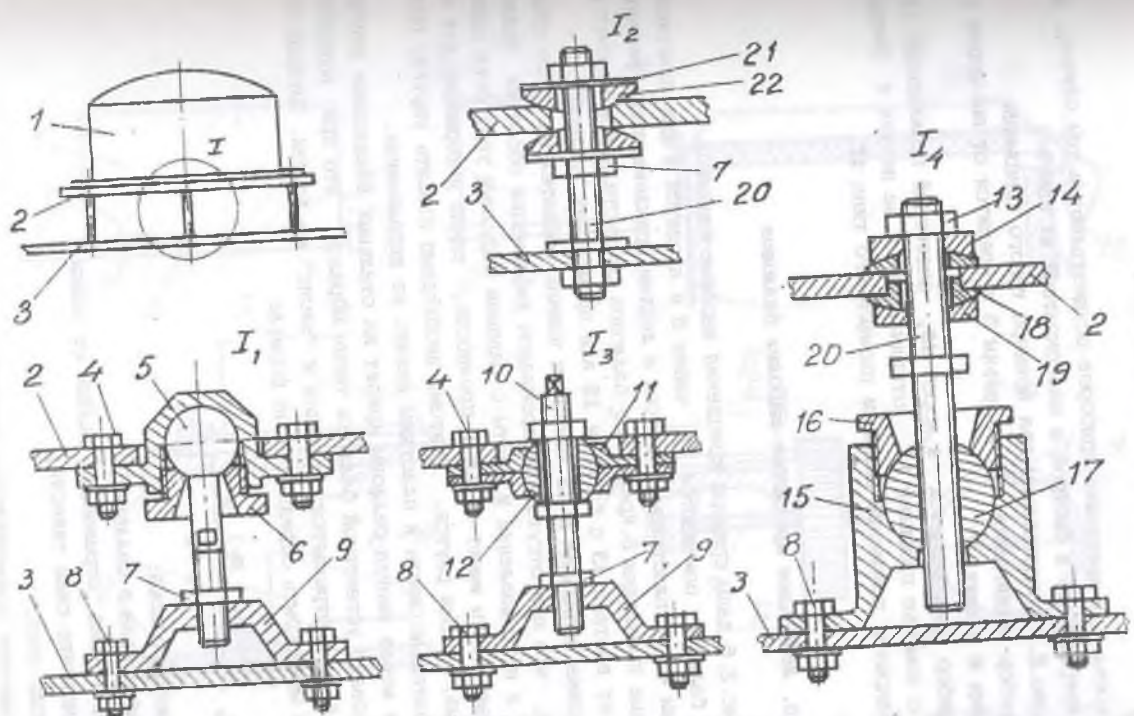


Рис.2.4. Регулируемая установка приборов:
 1 - прибор; 2 - платформа; 3 - корпус отсека; 4 - крепеж; 5 - болт со сферической головкой;
 6 - шайба; 7 - шайба; 8 - крепеж; 9 - кронштейн; 10 - болт; 11 - опора; 12 - вкладыш; 13 - гайка;
 14 - шайба; 15 - кронштейн; 16 - контр-шайба; 17 - вкладыш; 18 - шайба; 19 - шайба; 20 - болт;
 21 - шайба; 22 - сферический сегмент

2.1.5. Легкосъемное крепление приборов

Легкосъемное крепление приборов осуществляют в том случае, когда имеется потребность в быстрой и многократной их замене.

На рис. 2.5 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.

2.1.6. Ленточное крепление шаровых баллонов

На рис. 2.6 даны примеры крепления шаровых баллонов.

Сами баллоны помещаются в чашки 3 и крепятся в них пластиной 2 или лентами 4. К пластинам, чашкам и лентам приклеиваются резиновые или фетровые прокладки 5. Крепление баллонов осуществляется за счет натяжения лент винтами 13 с гайками 15 или применения тандеров.

Установка прокладок 5 на лентах и чашках обязательна. Это объясняется тем, что при отсутствии прокладок деформации оболочки баллона при подаче в него давления и ленты с равными модулями упругости одинаковы. Однако ленты имеют меньшую прочность, такая деформация для них не допустима, и они рвутся. Поэтому необходимо ставить упругие прокладки и желательнее ленты и пластины делать из дюралюминия.

Тем не менее иногда баллоны крепят на стальных закаленных лентах. Это продиктовано установкой баллона таким образом, что при появлении перегрузок баллон отрывается от чашки и "висит" на лентах. Площадь сечения ленты может быть определена по формуле

$$F_{л} = \frac{(m_{б} + m_{г}) n_{х} g}{n_{л} b_{в}},$$

где $m_{б}$ - масса баллона;

$m_{г}$ - масса газа в баллоне;

$n_{х}$ - перегрузка, отрывающая баллон от чашки,

g - ускорение силы тяжести;

$n_{л}$ - число лент;

$b_{в}$ - временное сопротивление разрыву материала ленты.

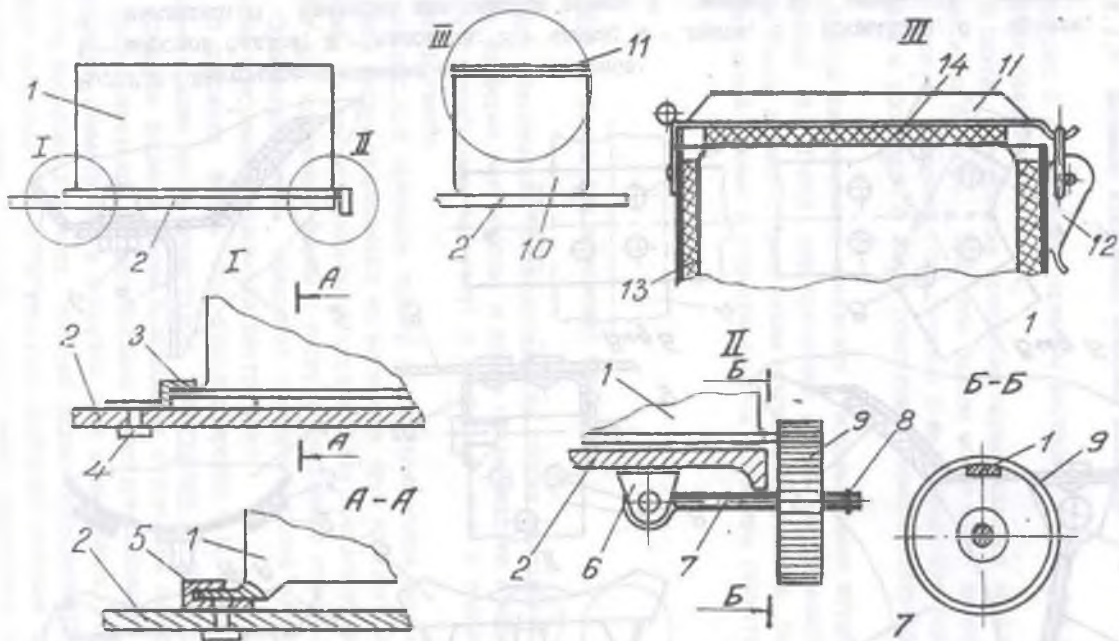


Рис. 2.5. Легкоъемное крепление приборов:

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

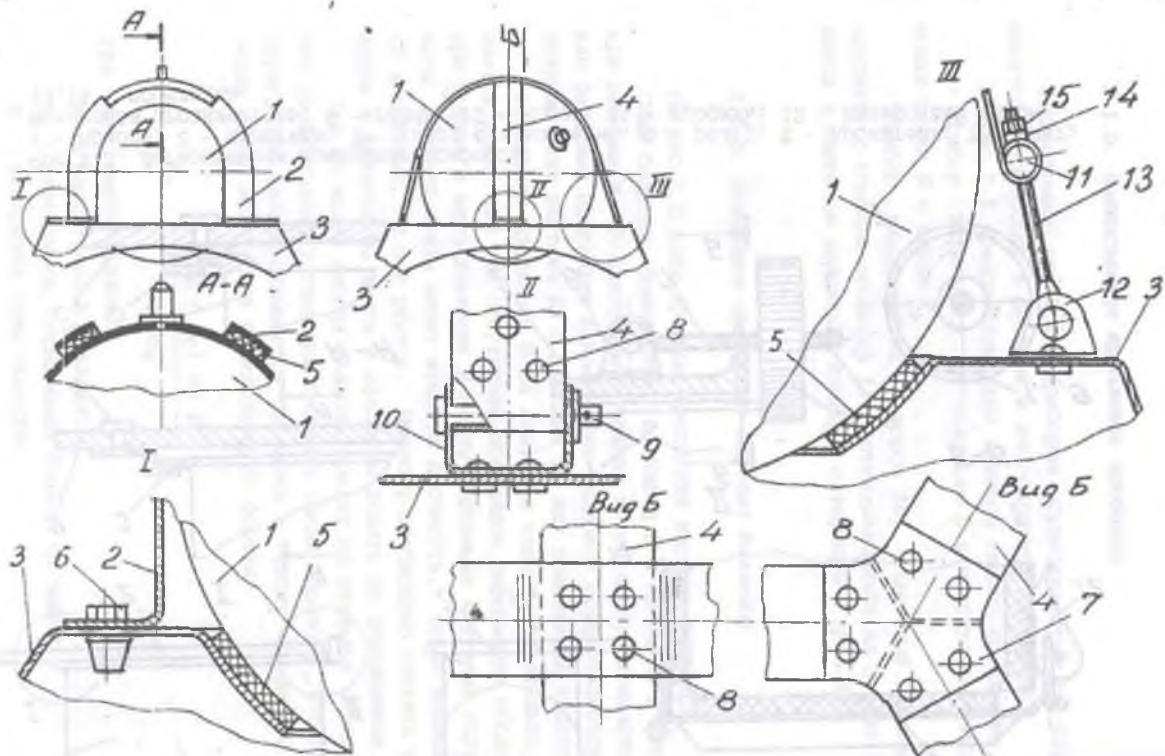


Рис. 2.6. Ленточное крепление шаровых баллонов:

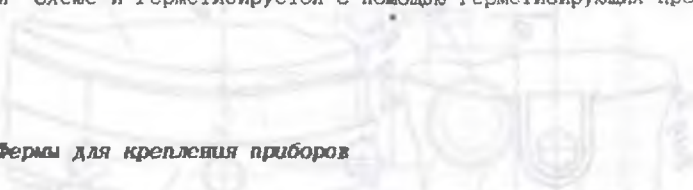
1 - шаровой баллон; 2 - пластина; 3 - чашка; 4 - лента; 5 - прокладка; 6 - крепеж;
 7 - накладка; 8 - заклепка или сварная точка; 9 - валик; 10 - скоба; 11 - вкладыш;
 12 - кронштейн; 13 - винт; 14 - фигурная шайба; 15 - гайка

2.1.7. Жесткое крепление шаровых баллонов

На рис. 2.7 показаны примеры жесткого, т.е. без стяжных лент, крепления баллонов.

В одной конструкции крепление осуществляется за фланец или ушки, имеющиеся на баллоне. При этом баллон может быть включен в силовую схему корпуса аппарата (см. сечение В-В₂). Крепление баллона с помощью кольца 4 и прокладок 5 может обеспечить герметичность оболочки кронштейна 2.

Другой вид жесткого крепления - использование штуцера на полусфере баллона 6. Такой вид крепления удобен для размещения баллонов со сжатым газом в баке с криогенным компонентом топлива. Баллон закреплен по консольной схеме и герметизируется с помощью герметизирующих прокладок 8.



2.1.8. Фермы для крепления приборов

Для обеспечения технологичности сборки желательнее 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 рис. 2.8 приведен пример конструкции такой фермы.

Эта ферма сваривается из магниевых труб круглого или квадратного сечений. На ней устанавливаются 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.

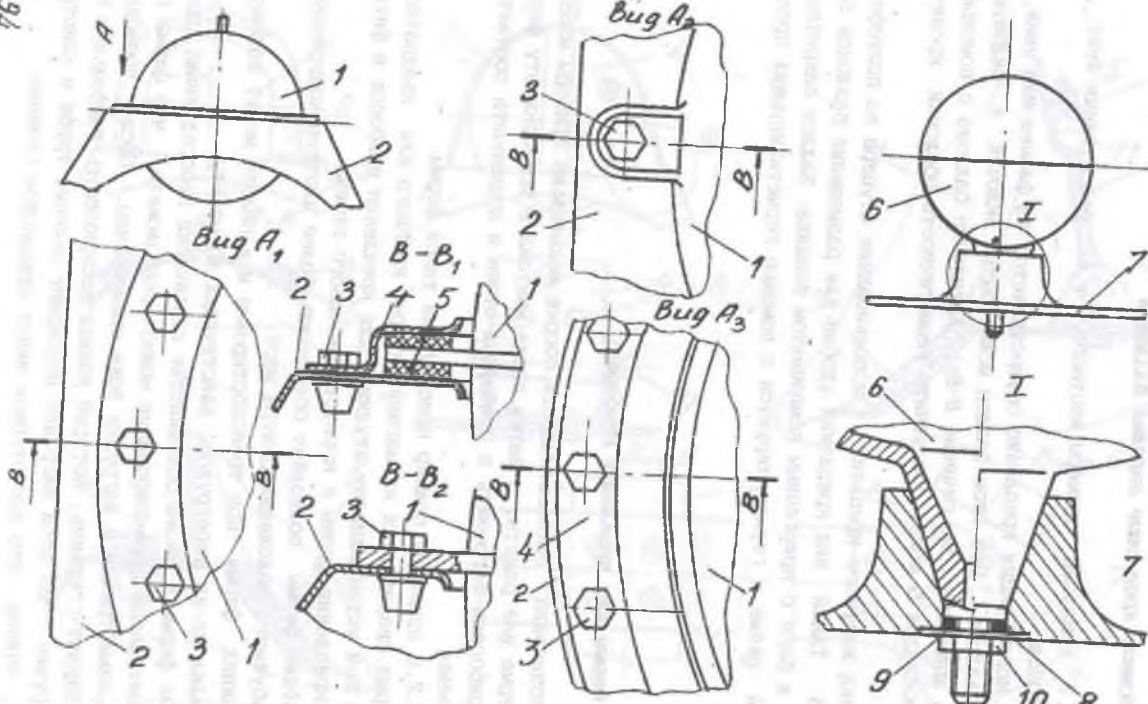


Рис. 2.7. Жесткое крепление шаровых баллонов:
 1 - шаровой баллон; 2 - кронштейн; 3 - крепеж; 4 - кольцо; 5 - прокладка; 6 - полусфера баллона; 7 - гнездо; 8 - герметизирующая прокладка; 9 - шайба; 10 - гайка

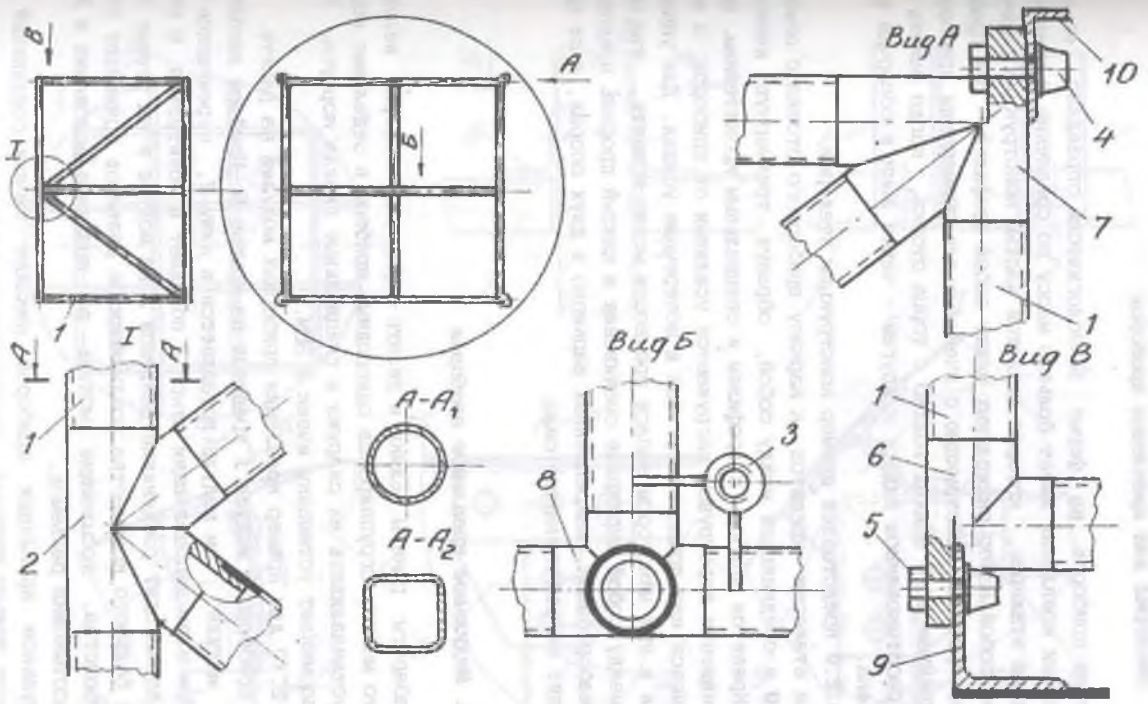


Рис. 2.8. Фермы для крепления приборов:
 1 - стержень; 2 - фитинг; 3 - втулка; 4 - анкерная гайка; 5 - болт; 6, 7, 8 - фитинг; 9, 10 - шпангоут

2.1.9. 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 локи в оболочке приборного отсека.

На рис.2.9 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.

2.1.10. 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 рис.2.10 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 ниши. 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.

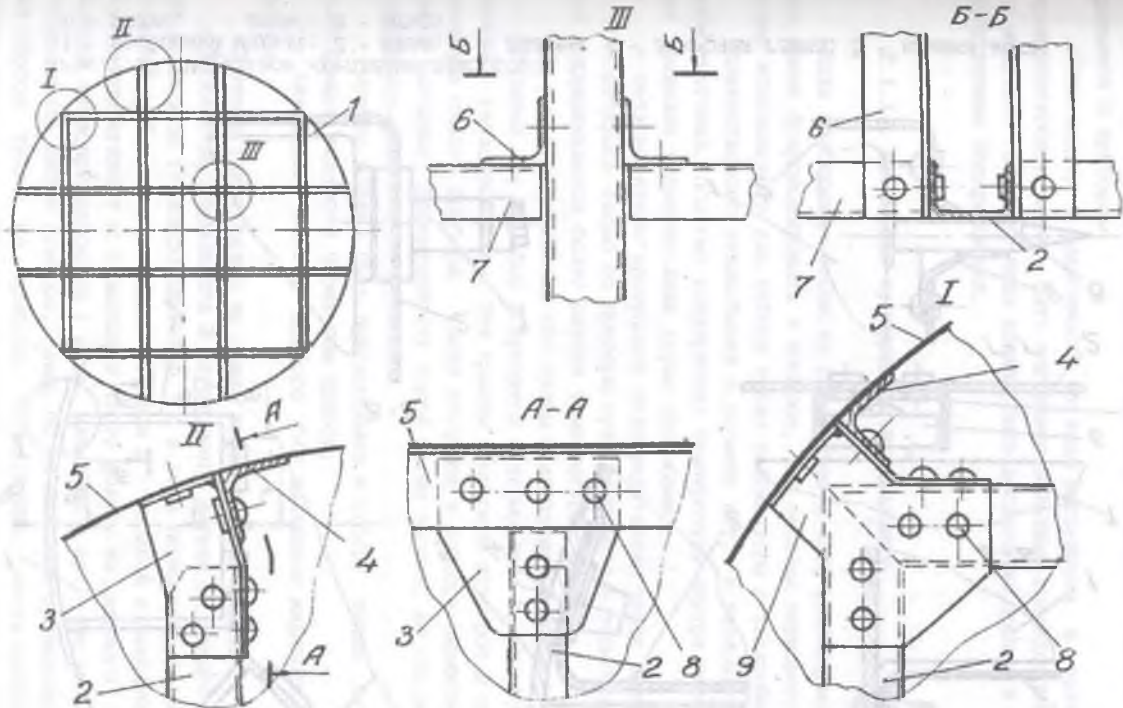


Рис. 2.9. Этажерка для крепления приборов:

1, 2 - профиль; 3 - фитинг; 4 - стрингер; 5 - обшивка; 6 - уголок; 7 - профиль;
8 - заклепка. 9 - фитинг

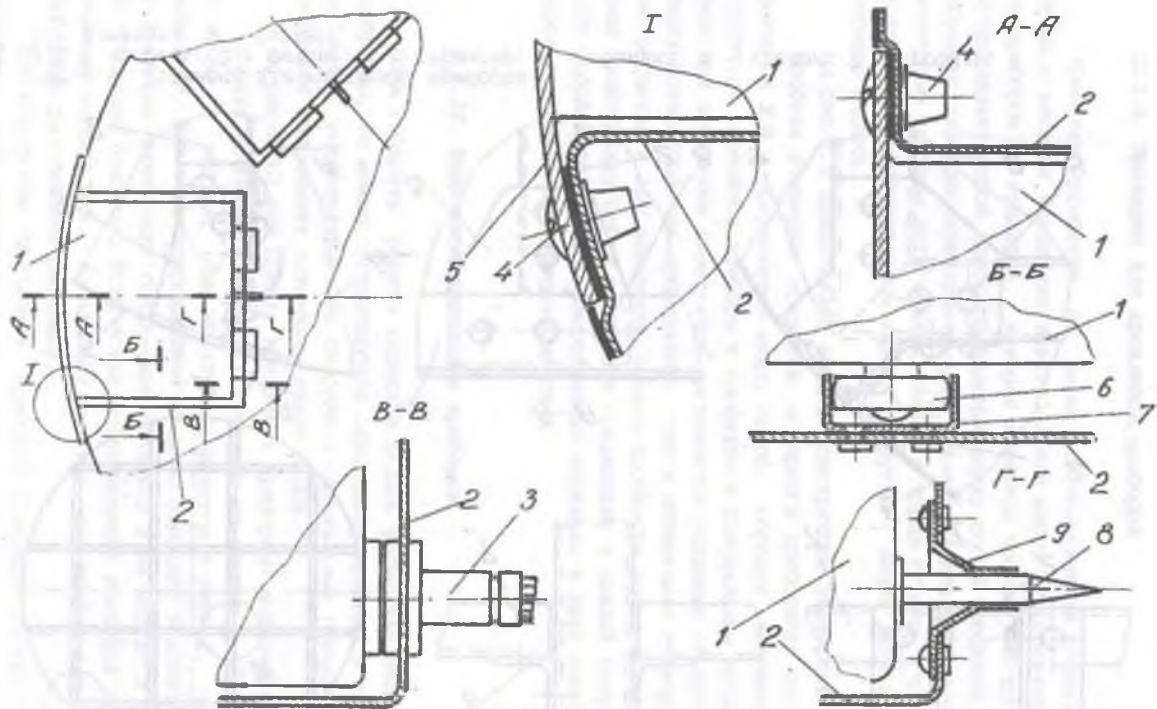


Рис. 2.10. Модульное крепление приборов:

1 - приборный модуль; 2 - ниша; 3 - разъем; 4 - анкерная гайка; 5 - крышка лока;
6 - ролик; 7 - рельс; 8 - штырь

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.

2.1.11. 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 рис.2.11 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 A_2 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.

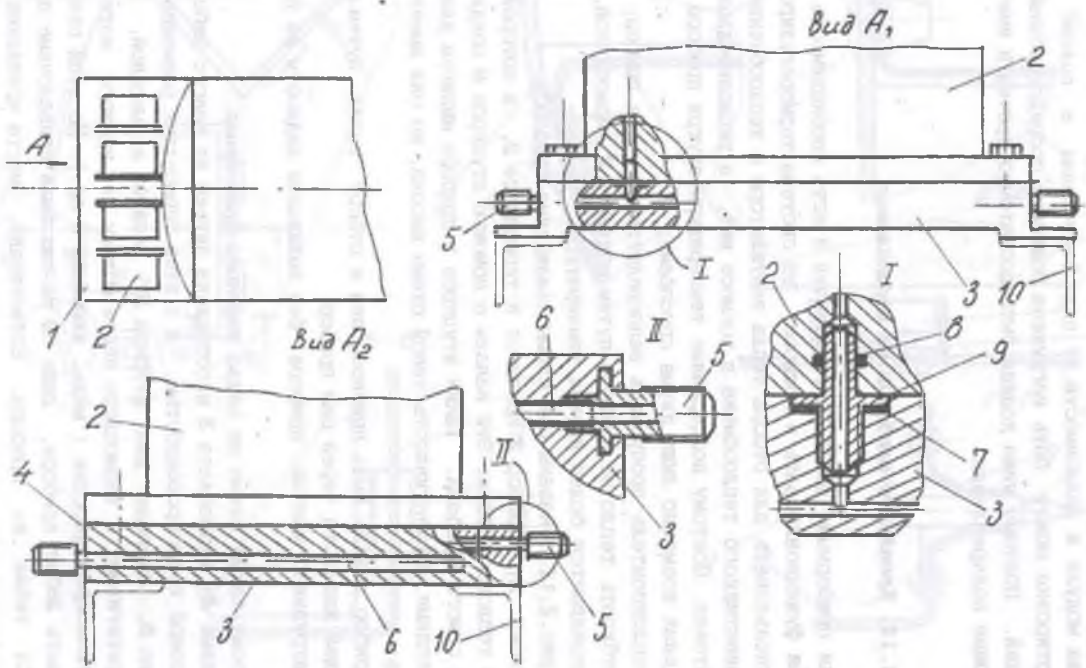


Рис. 2.11. Крепление приборов на термоплатах:
 1 - приборный отсек; 2 - прибор; 3 - термоплата; 4 - фольга; 5 - штуцер; 6 - трубка-змеевик;
 7 - прокладка; 8 - герметизирующее кольцо; 9 - штуцер; 10 - конструкция отсека

2.1.12. Крепление пластин в приборном отсеке

В разд. 2.1.1 сказано, что приборы могут крепиться на фанерных пластинах, которые размещаются в приборном отсеке.

На рис. 2.12 приведен пример размещения фанерных пластин в одном из приборных отсеков ракеты.

Характерной особенностью применения фанеры является то, что она недостаточно прочна по сравнению с металлом, особенно при работе на смятие. Поэтому пластины 2 крепятся деталями с большим диаметром. Применение сплошных болтов приведет к резкому увеличению массы. Применение трубчатых болтов не решает вопроса, поэтому наиболее удачным решением является применение трубчатых заклепок - "пистонок" 7, которые крепят фанерные пластины к переходным профилям 3, 4, 6. Они, в свою очередь, крепятся к силовому набору отсека (стрингеры, шпангоуты, обшивка и т.п.).

Действующие на ракету перегрузки приводят к нагружению пластин приборами. Для предварительного назначения размеров пластин можно принять схему нагружения, когда пластина - балка на двух шарнирных опорах, а масса приборов, закрепленных на этой пластине, увеличенная за счет перегрузки, действует на пластину в виде равномерно распределенной нагрузки.

2.2. Крепление маршевых двигателей

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 сид 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. Монокорковая конструкция оболочки так же хорошо воспринимает приложение продольных сосредоточенных сил, но без силового шпангоута и фитингов не обойтись.

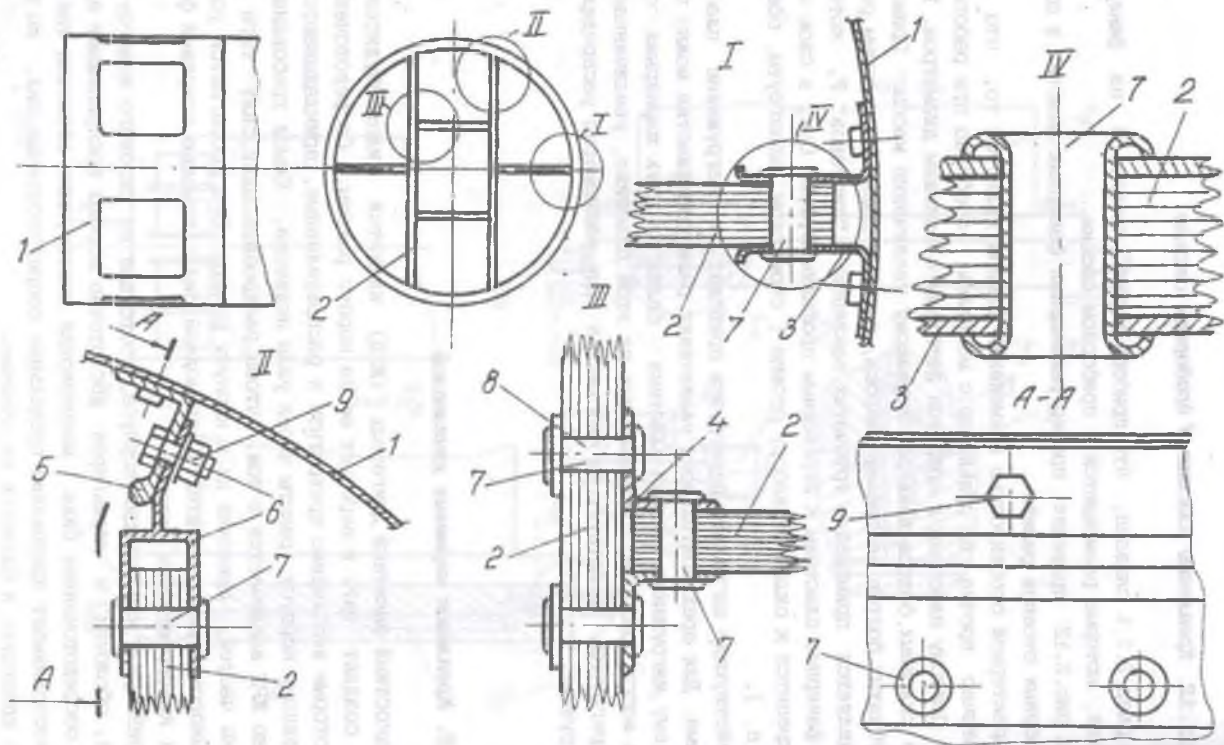


Рис. 2.12. Крепление пластин в приборном отсеке:

1 - приборный отсек; 2 - фанерная пластина; 3 - стрингер; 4 - профиль; 5 - стрингер; 6 - профиль; 7 - трубчатая заклепка - "листон"; 8 - шайба; 9 - крепеж

На рис. 2.13 показаны схема стрингерной конструкции и место приложения силы.

Шпангоут при отсутствии фитинга превращает сосредоточенную силу в распределенную нагрузку в виде нормальных напряжений в обшивке. Максимальное нормальное напряжение в обшивке определяется по формуле

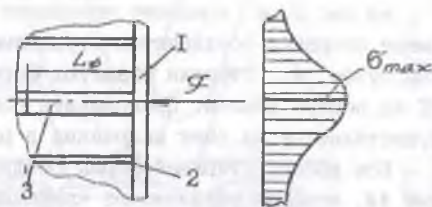


Рис. 2.13. Схема нагружения стрингерной конструкции:
1 - шпангоут; 2 - стрингер;
3 - фитинг

$$\sigma_{\max} = \frac{R_i}{2 \pi D \delta_{\text{пр}}} \left(1 + e - \frac{E_{\text{ш}} I}{E_0 \delta_{\text{пр}}^4} \right),$$

где R_i - продольная составляющая тяги двигателя;
 D - диаметр шпангоута;

$$\delta_{\text{пр}} = \delta_0 + \frac{n_{\text{стр}} F_{\text{стр}}}{\pi D} - \text{приведенная толщина обшивки};$$

δ_0 - толщина обшивки;

$n_{\text{стр}}$ - число стрингеров;

$F_{\text{стр}}$ - площадь стрингера;

$E_{\text{ш}}$ - 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

$$L_{\text{ф}} = 3e \sqrt{\frac{E_{\text{ш}} I}{E_0 \delta_{\text{пр}}^4} \frac{3 F_{\text{ф}} F_{\text{стр}} c}{\delta_{\text{пр}} (F_{\text{ш}} + 2 F_{\text{стр}})}},$$

где $F_{\text{ф}}$ - площадь сечения стрингера;

$c = \frac{\pi D}{n_{\text{стр}}}$ - расстояние между стрингерами.

2.2.1. Ферменное крепление однокамерного ЖРД

На рис.2.14 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 включения в работу шпангоута 9 и фитинга 8.

Все восемь стержней фермы соединены между собой распорными стержнями 14, которые увеличивают критические напряжения стержней на сжатие. Условием прочности стержней фермы является выполнение соотношения

$$P_{\text{ст}}^{\text{э}} \leq P_{\text{кр}},$$

где $P_{\text{ст}}^{\text{э}}$ - эксплуатационное усилие в стержне;

$$P_{\text{ст}}^{\text{э}} = \frac{R^{\text{э}}}{8 \cos \varphi \cos \psi},$$

$R^{\text{э}}$ - величина тяги ЖРД;

$$\cos \varphi = \frac{h}{l},$$

h - расстояние между втулками 5 на ЖРД и привалочной плоскостью шпангоута 9;

l - полная длина стержня,

$$l = \sqrt{h^2 + D^2 - D d \cos(\pi/4) + (d/2)^2};$$

D - диаметр шпангоута крепления ЖРД;

d - диаметр описанной окружности втулок крепления ЖРД;

$$\psi = \arcsin \left(\frac{D \cos(\pi/4)}{l} \right);$$

$P_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 E I}{4 l^2}$ - критическое усилие на сжатие половины длины стержня;

E - модуль упругости материала стержня;

I - момент инерции сечения стержня.

2.2.2. Жесткое крепление однокамерного ЖРД

Как показано на рис.2.15, 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 доньшком хвостового отсека 10 и соплом камеры 3 поставлено уплотнение 13 из резины или асботкани.

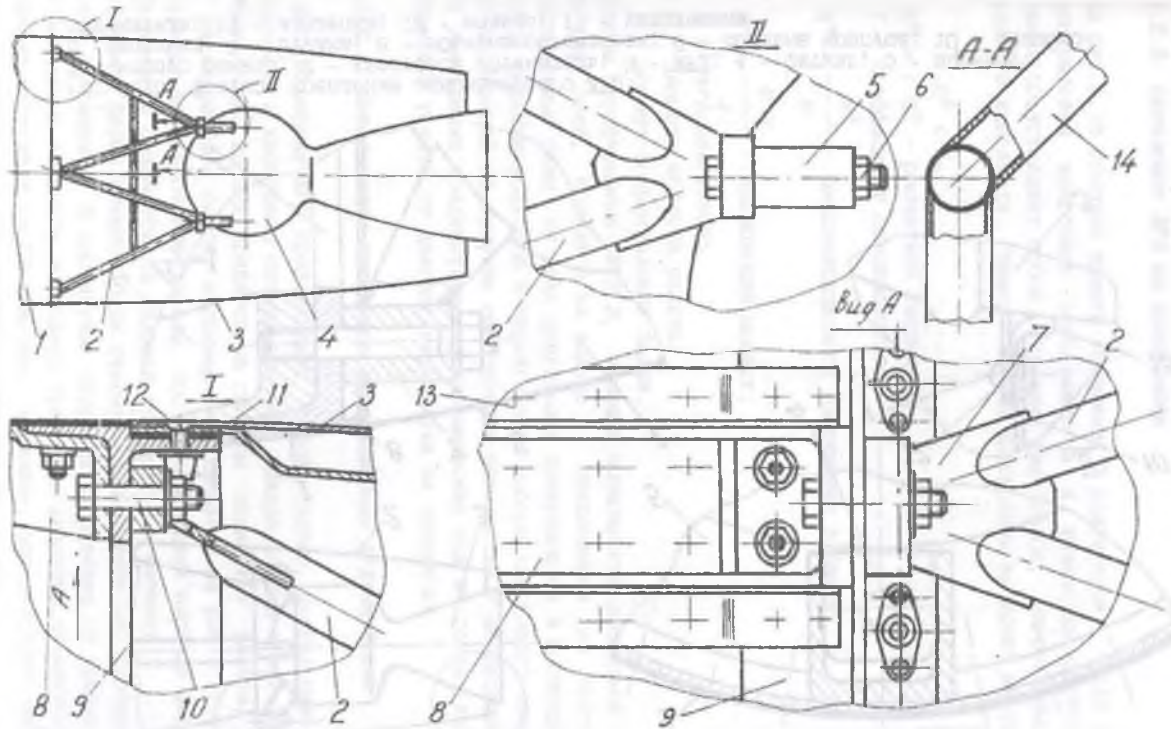


Рис. 2. 14. Крепление ЖРД на ферме.

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

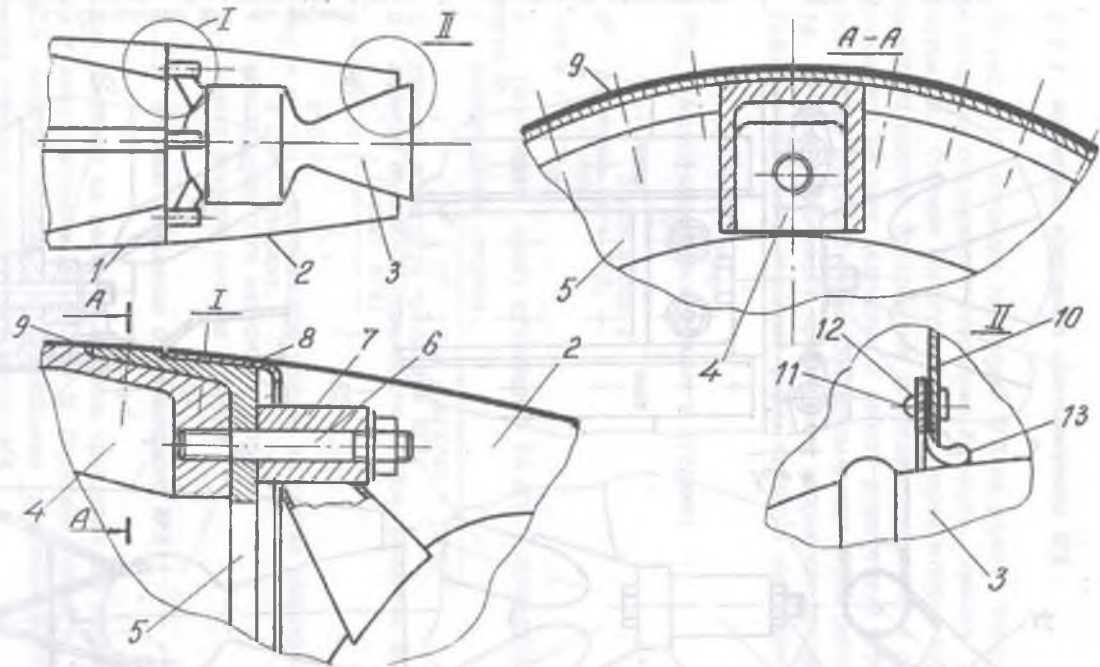


Рис. 2.15. Жесткое крепление однокамерного ЖРД:
 1 - корпус ракеты; 2 - хвостовой обтекатель; 3 - ЖРД; 4 - фитинг; 5 - шпангоут;
 6 - шпилька; 7 - втулка; 8 - обшивка обтекателя; 9 - обшивка корпуса; 10 - доннышко
 обтекателя; 11 - заклепка; 12 - кольцо; 13 - уплотнение

2.2.3. Крепление ЖРД на крестовине

На рис.2.16 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

$$\sigma^p < \sigma_B,$$

где $\sigma^p = f \sigma^s$ - расчетное напряжение;

f - коэффициент безопасности;

$$\sigma^s = \frac{M^s}{W} - \text{эксплуатационное напряжение в балке};$$

$$M^s = \frac{R D}{4} - \text{изгибающий момент};$$

R - тяга двигателя;

D - диаметр корпуса ракеты;

W - момент сопротивления балки.

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.

2.2.4. 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 рис.2.17, на ферме 4 в виде ферменной крестовины, состоящей из двух плоских ферм, каждая из которых опирается на силовой шпангоут 6 и фитинги 1.

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.

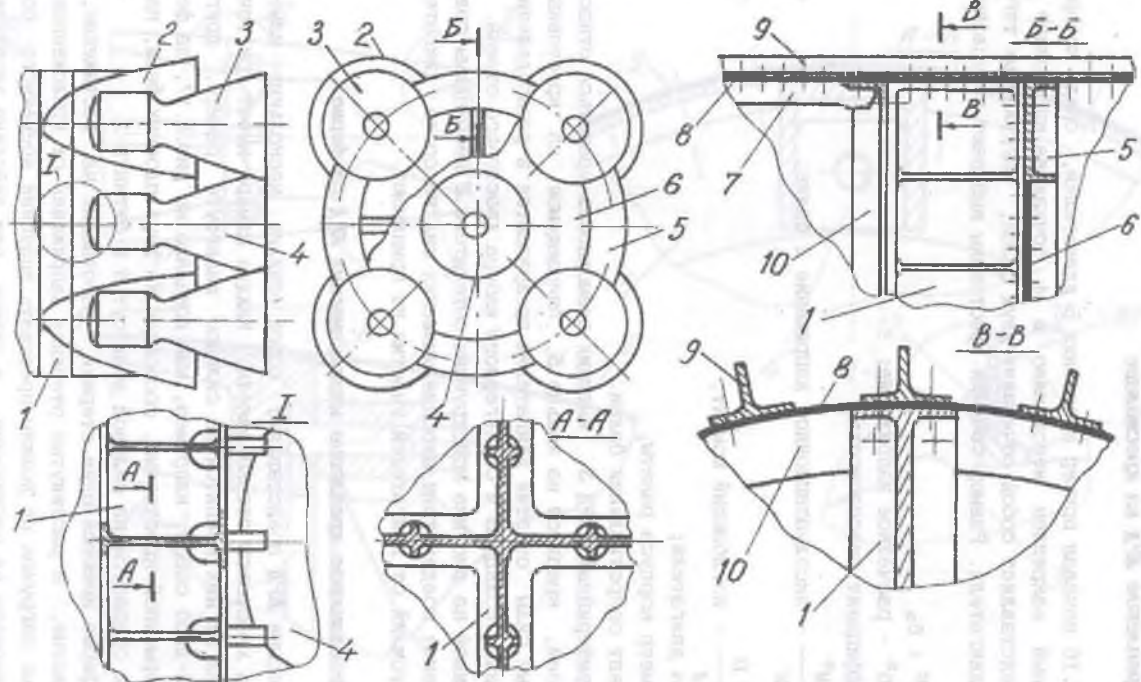


Рис. 2.16. Крепление ЖРД на крестовине:
 1 - крестовина; 2 - обтекатель; 3 - ЖРД; 4 - неподвижный ЖРД; 5 - кольцо; 6 - донная защита; 7 - стрингер; 8 - обшивка; 9 - наружный профиль; 10 - шпангоут

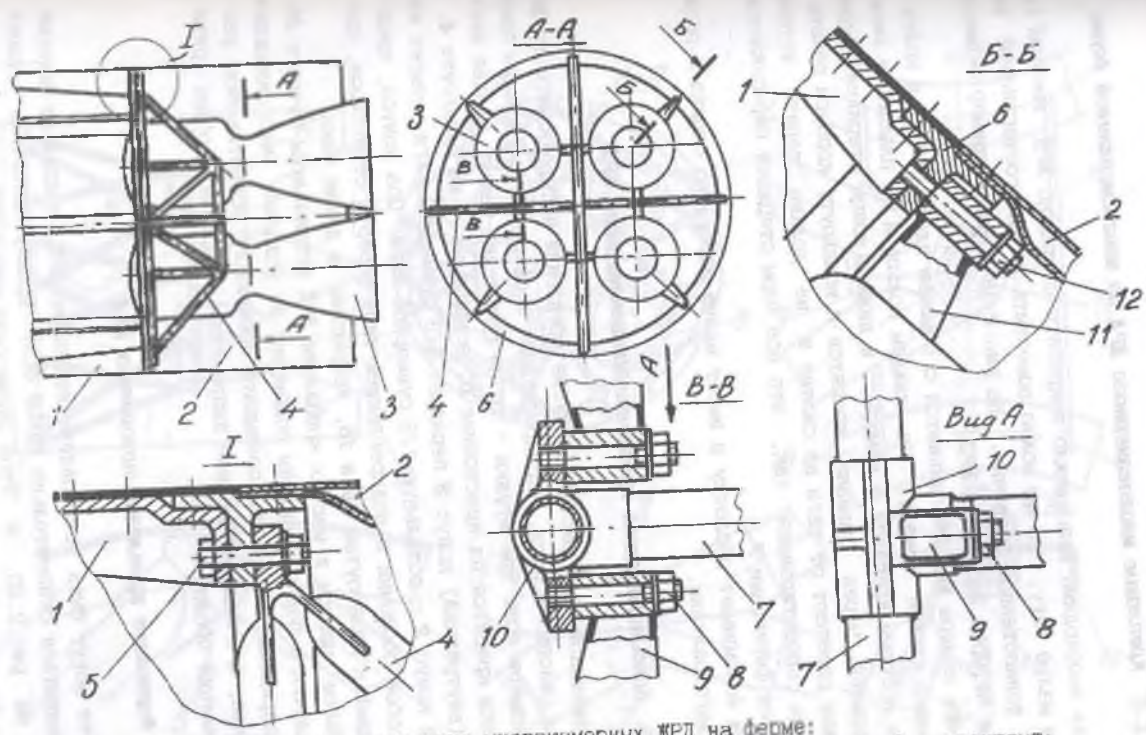


Рис. 2.17. Неподвижное крепление многокамерных ЖРД на ферме:
 1 - фитинг; 2 - хвостовой отсек; 3 - ЖРД; 4 - ферма; 5 - крепеж; 6 - шпангоут;
 7 - стержень фермы; 8 - крепеж; 9 - опора; 10 - фитинг; 11 - опора; 12 - крепеж

2.2.5. 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 рис.2.18 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.

2.2.6. Комбинированное крепление многокамерного ЖРД

В приведенной на рис.2.19 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**.

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.

2.2.7. 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 рис.2.20. 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.

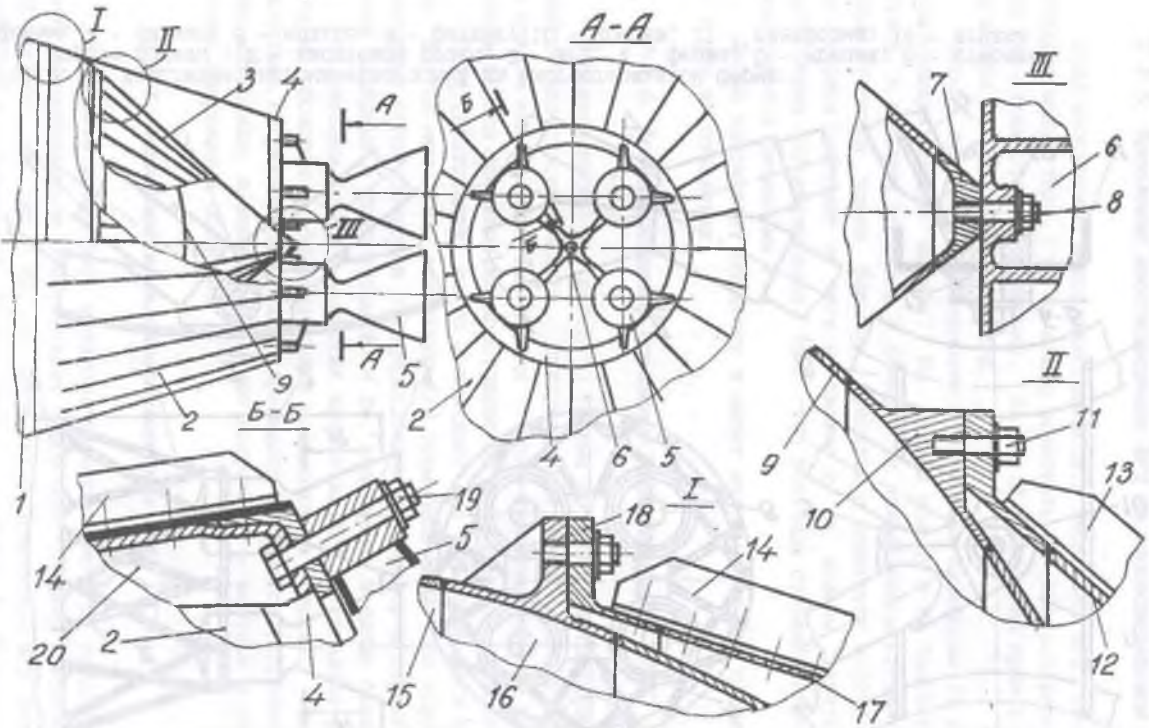


Рис. 2.19. Комбинированное крепление многокамерного ЖРД:
 1 - бак; 2 - наружный конус; 3 - внутренний конус; 4 - шпангоут; 5 - ЖРД; 6 - крестовина;
 7 - опора; 8 - крепеж; 9 - днище бака; 10 - шпангоут; 11 - крепеж; 12 - обшивка;
 13,14 - стрингер; 15 - днище бака; 16 - шпангоут; 17 - обшивка; 18 - шпангоут; 19 - крепеж;
 20 - фитинг

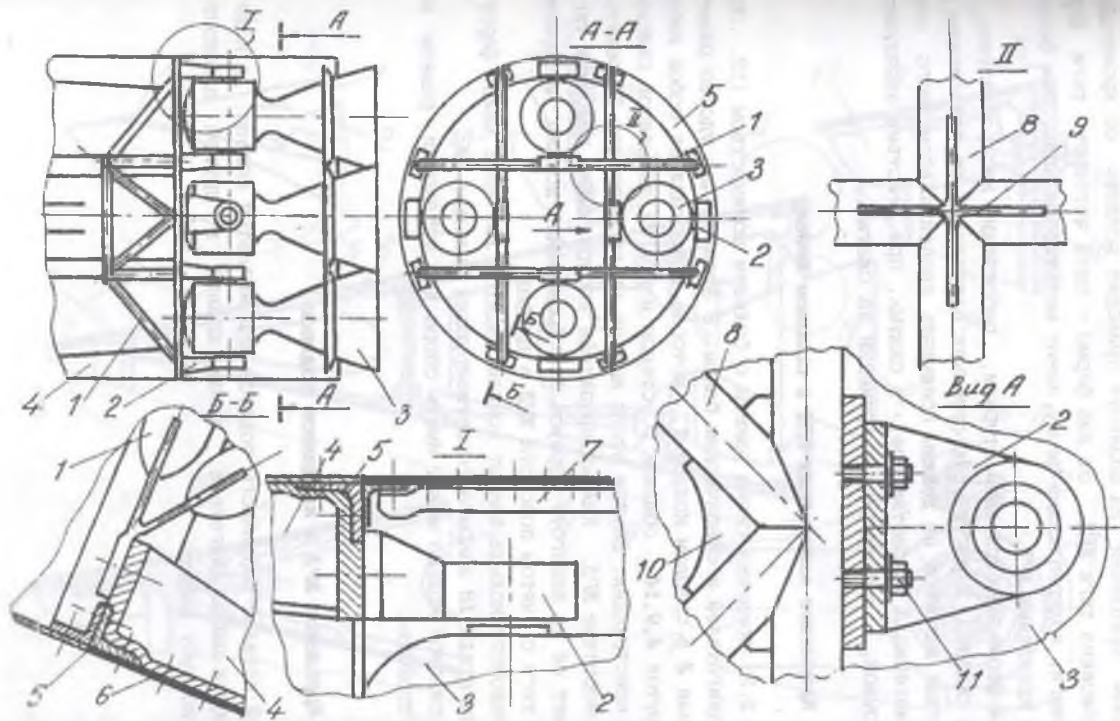


Рис. 2.20. Ферменное крепление поворотных ЖРД:

1 - ферма; 2 - кронштейн; 3 - ЖРД; 4 - фитинг; 5 - шпангоут; 6 - обшивка; 7 - стрингер;
8 - стержень фермы; 9,10 - пластина; 11 - крепеж

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.

2.2.8. Крепление поворотных ЖРД в силовом кольце

На рис.2.21 показана схема ракеты с большим количеством (12...36) 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.

2.2.9. Крепление ЖРД в карданном подвесе

Основной деталью карданного подвеса ЖРД является кольцо, в котором закрепляются цапфы двигателя, а само кольцо в другой плоскости крепится к корпусу ракеты.

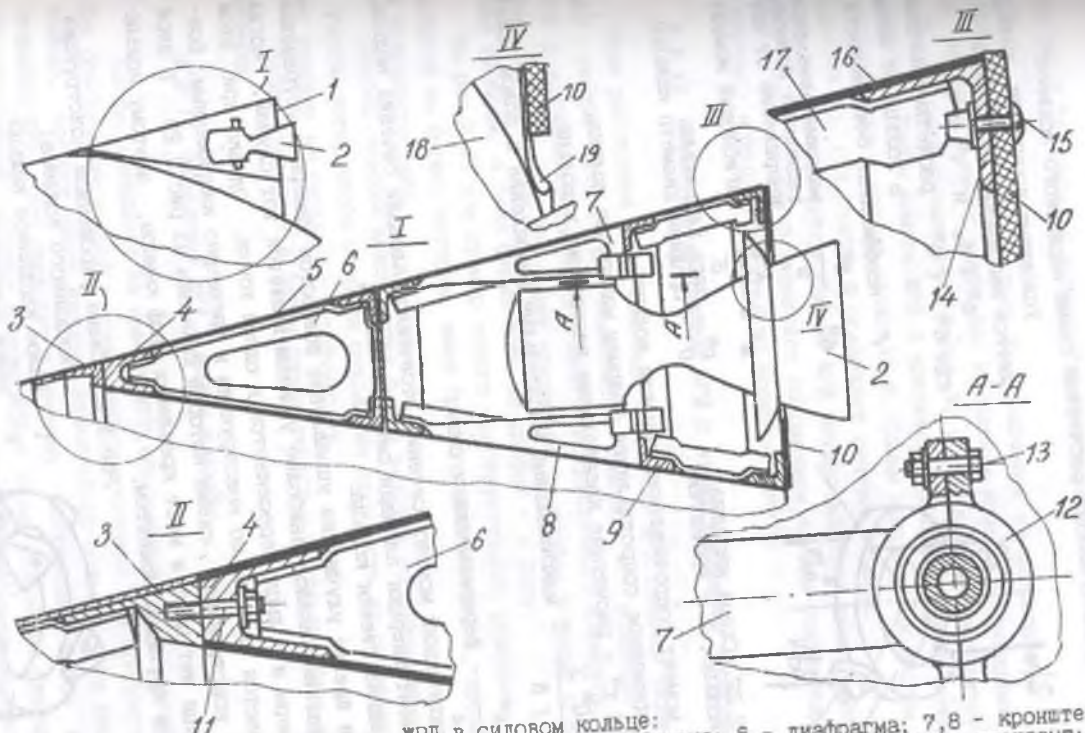


Рис. 2.21. Крепление поворотных ЖРД в силовом кольце:
 1 - силовое кольцо; 2 - ЖРД; 3, 4 - шпангоут; 5 - обшивка; 6 - диафрагма; 7, 8 - кронштейн;
 9 - шпангоут; 10 - донная защита; 11 - крепеж; 12 - хомут; 13 - крепеж; 14 - шпангоут;
 15 - крепеж; 16 - обшивка; 17 - стрингер; 18 - фартук; 19 - герметизация

На рис. 2.22 показана расчетная схема карданного подвеса.

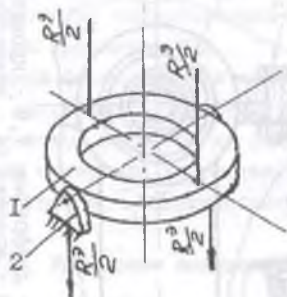


Рис. 2.22. Схема кардана:
1 - кольцо; 2 - кронштейн

Условиями прочности кольца является выполнение неравенств

$$\sigma^P \leq \sigma_B \text{ и } \tau^P \leq \tau_B,$$

где $\sigma^P = f \sigma^B$ - расчетные напряжения в кольце от изгиба;

f - коэффициент безопасности;

$$\sigma^B = \frac{M^B}{W} \text{ - максимальные эксплуатационные нормальные напряжения от изгиба;}$$

$$M^B = \frac{R^D D}{8} \text{ - изгибающий момент;}$$

R^D - тяга двигателя;

D - средний диаметр кольца;

W - момент сопротивления сечения кольца;

σ_B - временное сопротивление разрыву материала кольца;

$\tau^P = f \tau^B$ - расчетные касательные напряжения в кольце;

$$\tau^B = \frac{Q^B S}{I \delta} \text{ - максимальные касательные напряжения в поломом кольце;}$$

$$Q^B = \frac{R^B}{4} \text{ - перерезывающая сила;}$$

S - статический момент сечения отсеченной площади сечения кольца;

I - момент инерции площади сечения кольца;

δ - толщина стенки кольца.

С точки зрения улучшения управления поворотом камеры и устранения взаимного влияния каналов наиболее удачным является тот случай, когда оси цапф камеры и кольца пересекаются в одной точке. Однако при этом кольцо получается сложным по конструкции и чрезмерно напряженным. Возможна другая конструкция, схема которой показана на рис. 2.23. В этой схеме на кольце нет цапф и мест крепления цапф камеры, поэтому кольцо не нагружается крутящим моментом.

Рис. 2.23. Схема упрощенной конструкции карданного подвеса:



1 - полое карданное кольцо;

2 - вилка крепления кольца на корпусе ракеты;

3 - кронштейн крепления двигателя на кольцо.

На рис. 2.24 приведен пример конструктивного выполнения карданного подвеса.

Полое восьмигранное кольцо 2, сваренное из штампованных тонкостенных деталей, имеет цапфу для крепления кольца в подшипнике кронштейна 9, который крепится на ферме 3, установленной на шпангоуте корпуса ракеты. Цапфы камеры ЖРД 1 крепятся в подшипниках 8, установленных во вваренных в кольцо стаканах 6. Самым нагруженным местом у кольца является то, где стакан 6 ослабляет сечение кольца.

Управление поворотом камеры ЖРД осуществляется двумя рулевыми машинками. Одна из них 5 управляет положением камеры относительно кольца, другая - кольца относительно корпуса ракеты.

2.2.10. Ферментное крепление ЖРД с двумя степенями свободы

Если расстояние между местами крепления ЖРД слишком велико, например внутри торового или кольцевого баков, то возможно крепление вести с использованием какого-либо конструктивного элемента, например фермы. Тогда камера ЖРД будет крепиться на цапфах к ферме с одной степенью свободы, а сама ферма тоже на цапфах - к баку.

На рис. 2.25 дан пример такого конструктивного решения, когда ЖРД крепится на ферме, которая, имея большую протяженность, крепится внутри кольцевого бака.

Подбор сечений конструкции фермы ведется по действующим нагрузкам с учетом того, чтобы стержни сохраняли прочность на растяжении, а сжатые стержни не теряли бы устойчивость.

Цапфы двигателя и фермы закрепляются с использованием подшипников качения.

2.2.11. Крепление ЖРД в малом кардане

Цапфы, имеющиеся на камере ЖРД, обеспечивают одну степень свободы. Для обеспечения второй степени свободы качания ЖРД требуется соалавать кольцо, которое имеет диаметр значительно больший, чем диаметр камеры сгорания ЖРД. Это приводит к резкому увеличению массы конструкции, обеспечивающей поворот камеры ЖРД с двумя степенями свободы. Выходом из этого является перенос места крепления двигателя на выступающий из крышки камеры сгорания хвостовик, который приспособливается для передачи силы на корпус ракеты и для поворота двигателя относительно двух взаимно перпендикулярных осей.

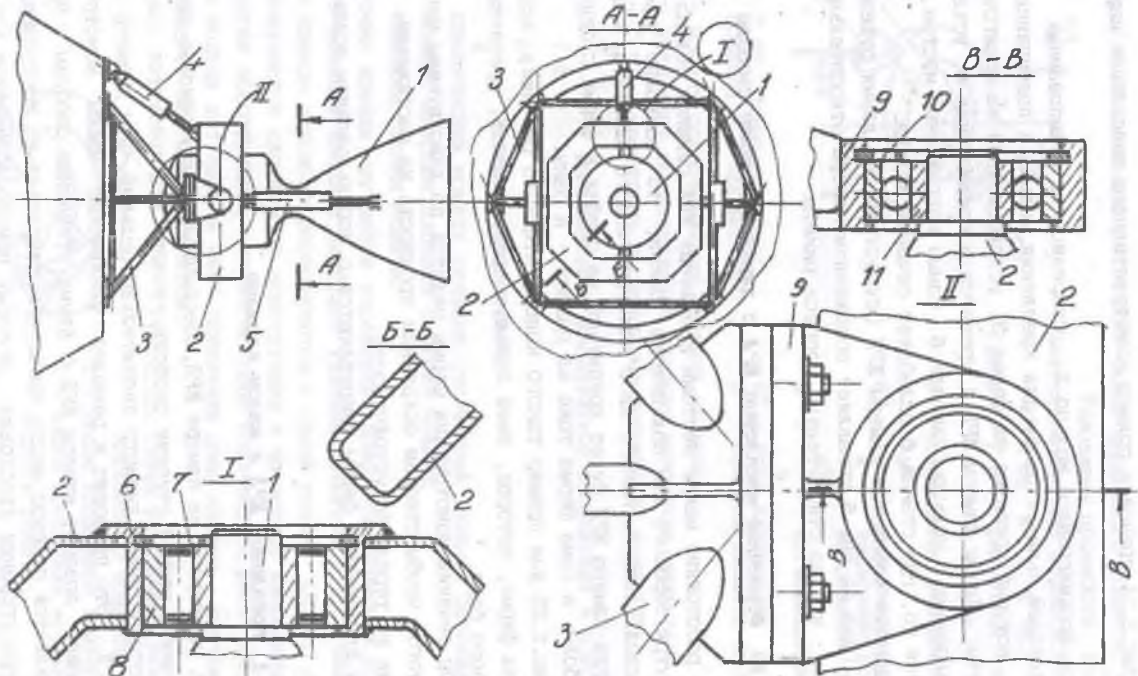


Рис. 2.24. Крепление ЖРД в карданном подвесе:
 1 - ЖРД; 2 - кольцо кардана; 3 - ферма; 4,5 - рулевая машинка; 6 - стакан; 7 - стопорное кольцо; 8 - подшипник; 9 - кронштейн; 10 - стопорное кольцо; 11 - подшипник

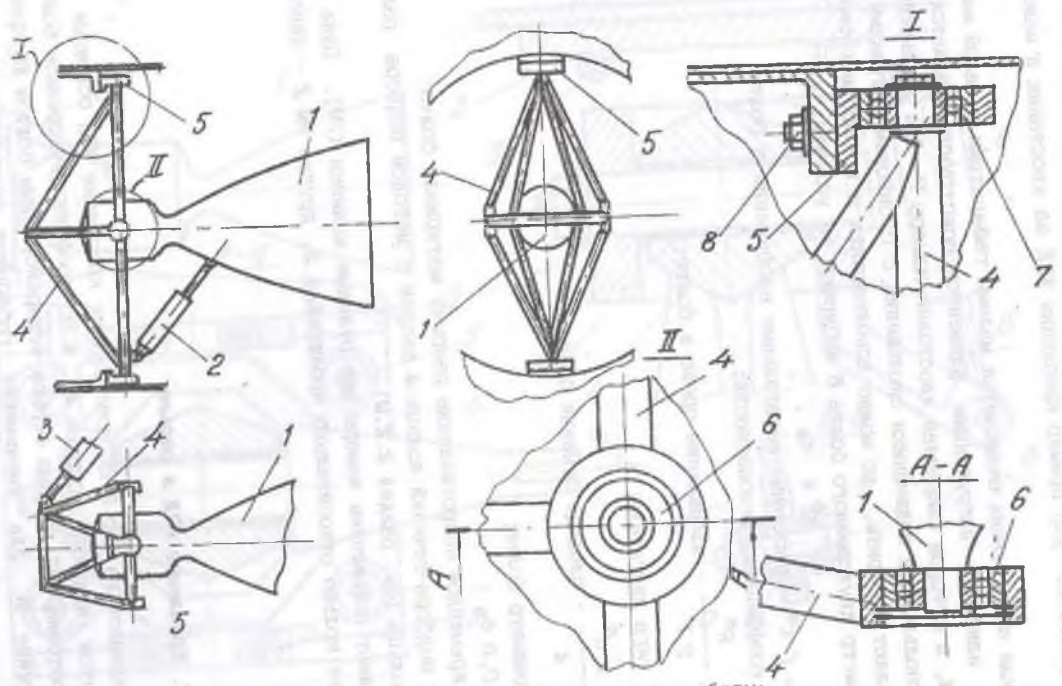


Рис. 2.25. Ферменное крепление ЖРД с двумя степенями свободы:
 1 - ЖРД; 2,3 - рулевая машинка; 4 - ферма; 5 - кронштейн; 6,7 - подшипник; 8 - крепеж

На рис. 2.26 дан пример крепления ЖРД за хвостовик в малом кардане.

Такая конструкция отличается малыми габаритами и малой массой. Основной и наиболее нагруженным элементом конструкции является силовое кольцо 4, в котором закреплен хвостовик камеры 7. Для уменьшения габаритов используются подшипники скольжения с бронзовыми втулками 12. Если позволяют габариты, то можно использовать и подшипники качения 13.

Диаметр двухсрезного болта 6 выбирают из условия, что

$$\tau^p < \tau_B,$$

где $\tau^p = f \tau^s$ - расчетные касательные напряжения в болте;
 f - коэффициент безопасности;

$$\tau^s = \frac{R^D}{2 F} - \text{напряжение среза в болте;}$$

R^D - тяга двигателя;

$$F = \frac{\pi d^2}{4} - \text{площадь сечения болта;}$$

d - диаметр болта;

$$\tau_B = 0,6 \sigma_B;$$

σ_B - временное сопротивление разрыву материала болта.

Метод подбора сечений кольца 4 сходен с методом подбора размеров большого кольца (см. раздел 2.2.9).

Управляют положением камеры две рулевые машинки (РМ). Одна РМ 8 поворачивает кольцо относительно кронштейна 3, другая РМ 2 - двигатель в кольце.

2.2.12. Крепление ЖРД в серьге

В приведенной на рис. 2.27 конструкции крепления ЖРД основным силовым элементом является серьга 4, в которой на двухсрезном болте 8 крепится хвостовик ЖРД, а сама серьга четырехсрезным болтом 10 крепится в кронштейне 3. Для уменьшения габаритов применены подшипники скольжения.

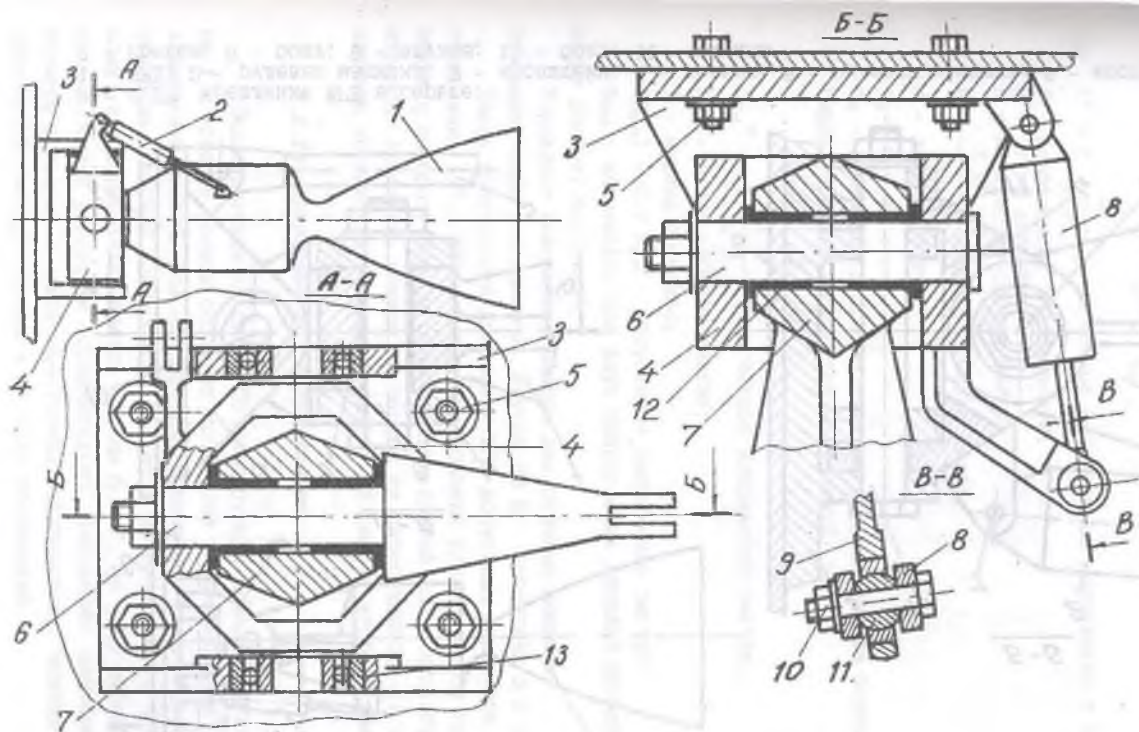


Рис. 2.26. Крепление ЖРД в малом кардане:

- 1 - ЖРД; 2 - рулевая машинка; 3 - кронштейн; 4 - кольцо; 5 - крепеж; 6 - болт;
 7 - хвостовик камеры; 8 - рулевая машинка; 9 - рычаг; 10 - крепеж; 11 - шаровой подшипник;
 12 - подшипник скольжения; 13 - подшипник качения

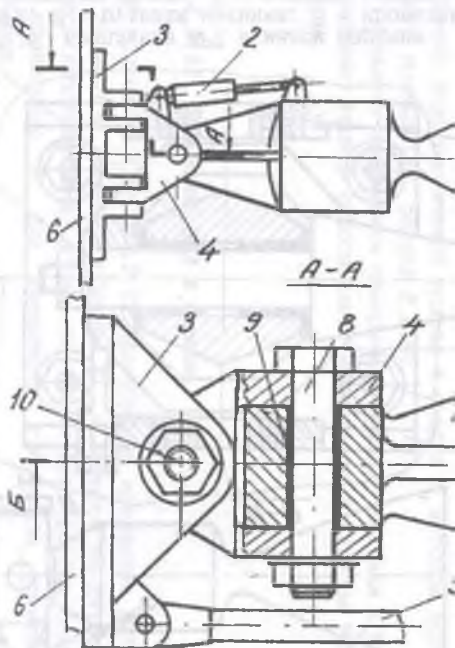
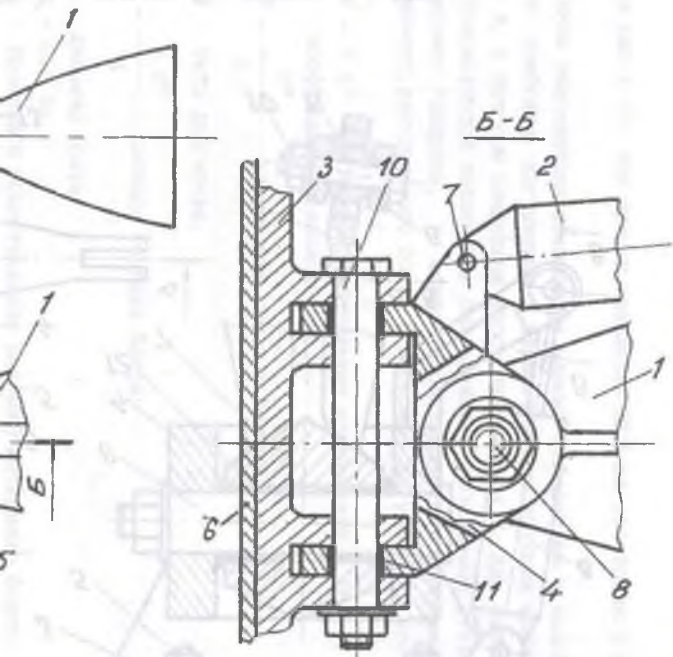


Рис. 2.27. Крепление ЖРД в серьге:
 1 - ЖРД; 2 - рулевая машинка; 3 - кр
 7 - крепеж; 8 - болт; 9 - втулка; 10



1 - штифт; 2 - рычаг; 3 - рулевая машинка; 4 - корпус;
 5 - болт; 6 - втулка

Диаметры болтов выбирают из условия, что

$$\tau^P < \tau_B,$$

где $\tau^P = \frac{R^D}{k F}$ - расчетные касательные напряжения в болтах;

f - коэффициент безопасности;

R^D - тяга двигателя;

k - количество срезов болта;

$F = \frac{\pi d^2}{4}$ - площадь сечения болта;

d - диаметр болта;

$$\tau_B = 0,6 \sigma_B;$$

σ_B - временное сопротивление разрыву материала болта.

Ширина проушин выбирается из условий, что

$$b_{CM}^P < [b_{CM}],$$

$b_{CM}^P = f \frac{2 R^D}{k F_{CM}}$ - расчетное напряжение смятия;

$F_{CM} = h d$ - площадь смятия;

h - ширина проушины;

$[b_{CM}] = 0,2 \sigma_{BM}$ - допустимое напряжение смятия;

σ_{BM} - наименьшее для двух сопрягаемых деталей временное сопротивление разрыву материала.

Управляют положением камеры две рулевые машинки. Одна РМ 2 соединяет серьгу с камерой, другая РМ 5 - кронштейн 3 с камерой.

Такая конструкция крепления ЖРД допустима лишь при малых углах склонения ($3^\circ \dots 5^\circ$), т.к. при больших углах поворот одной РМ камеры ведет к повороту камеры относительно другой оси, что обусловлено тем, что оси вращения камеры и серьги не пересекаются, а это приводит к влиянию управления по одному каналу на работу второго канала.

2.2.13. Крепление ЖРД в крестовине

Представленная на рис.2.28 конструкция крепления хвостовика камеры 1 к корпусу ракеты обладает простотой и наименьшими габаритами и наименьшей массой. Эта конструкция напоминает карданное соединение автомобиля. Основой конструкции является крестовина 3 с четырьмя проушинами, в которые вкладываются пальцы 5 и 7. За счет небольших габаритов на крестовину действуют сравнительно небольшие изгибающие моменты. Размеры пальцев и самой крестовины назначаются, исходя из допустимых напряжений смятия и среза в деталях соединений.

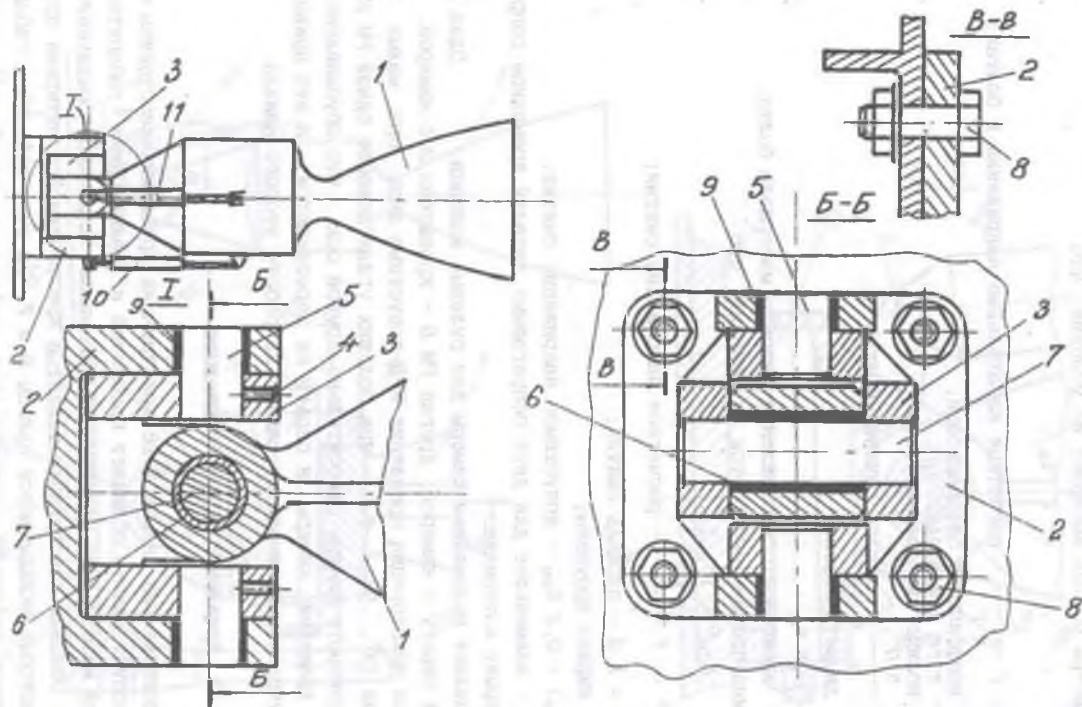


Рис. 2.28. Крепление ЖРД в крестовине:

1 - хвостовик ЖРД; 2 - кронштейн; 3 - крестовина; 4 - винт; 5 - палец малый; 6 - втулка; 7 - палец большой; 8 - крепеж; 9 - втулка; 10,11 - рулевая машинка

Управляют положением камеры две рулевые машинки. Одна РМ 11 крепится к камере и крестовине, другая РМ 10 - к камере и кронштейну 2. При этом оси рулевых машинок должны пересекаться с осями соответствующих пальцев 5 и 7, тогда не будет взаимного влияния управления по обоим каналам.

2.2.14. Шаровое крепление ЖРД

Представленная на рис.2.29 конструкция шарового крепления ЖРД пригодна и успешно осуществлена для двигателей с большой тягой.

Шаровое крепление представляет собой сферический наконечник хвостовика камеры 7, который упирается во вкладыш 9. Для уменьшения трения в зазоре между наконечником и вкладышем устанавливают элементы скольжения, обладающие малым коэффициентом трения:

- бронзовая смазываемая прокладка;
- пористая самосмазывающаяся прокладка;
- трехслойная прокладка (металл 11 + металлорезина 13 + фторопласт 12);
- насыпной подшипник без сепаратора с расположенными в зазоре шариками 14.

Каждая из этих конструкций имеет свои особенности (значение силы трения под нагрузкой и без нее, величина деформации прокладки и т.п.)

Радиус сферического наконечника назначают в зависимости от допустимого значения напряжения смятия прокладки.

Для предотвращения проворачивания камеры относительно продольной оси в наконечник ввернуты пальцы 10, находящиеся в прорезях вкладыша 9 и кронштейна 4.

Две рулевые машинки 2 и 3 крепятся к камере и корпусу ракеты во взаимно перпендикулярных плоскостях. При этом верхние точки крепления рулевых машинок и центр сферы наконечника должны находиться в одной плоскости, перпендикулярной продольной оси камеры.

2.2.15. Крепление двигателя-"уплотнителя"

Размещение ЖРД в хвостовой части ракеты приводит к появлению больших незаполненных объемов. Этот недостаток может быть ликвидирован, если двигатель поместить не в хвостовом отсеке, а в баке так, как показано на рис.2.30. Такая схема делает компоновку ракеты более плотной, но возникает масса проблем технологического и эксплуатационного плана.

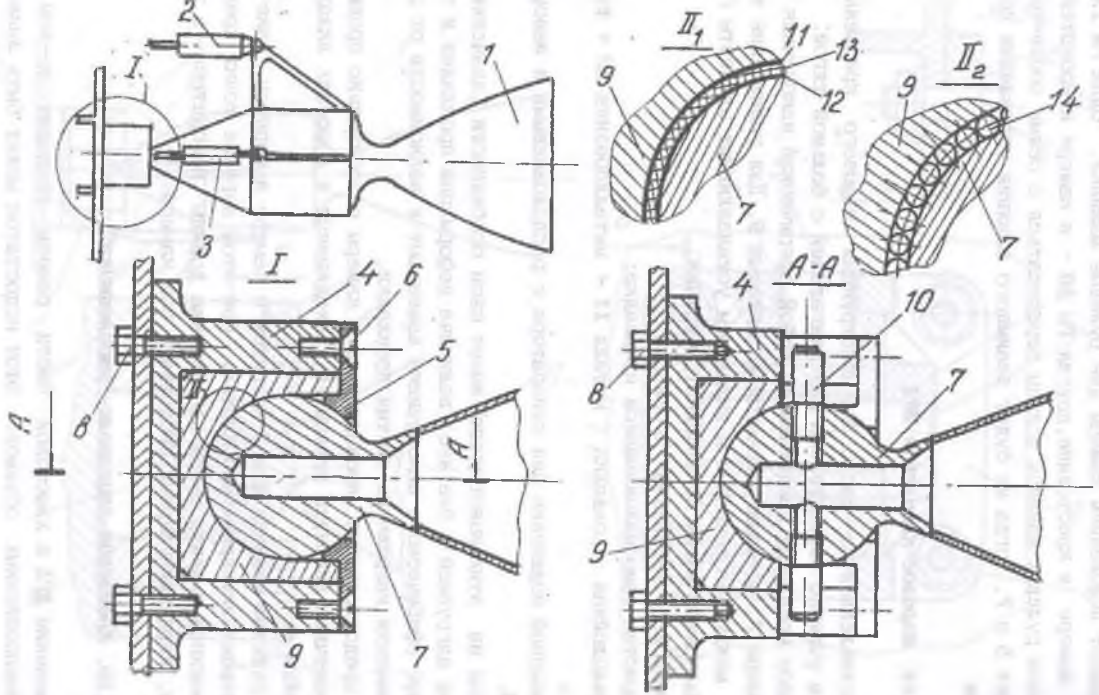


Рис. 2.29. Шаровое крепление ЖРД:
 1 - ЖРД; 2,3 - рулевая машинка; 4 - кронштейн; 5 - крышка; 6 - винт; 7 - сферический наконечник; 8 - крепеж; 9 - вкладыш; 10 - палец; 11 - металлическая оболочка; 12 - фторопласт; 13 - металлорезина; 14 - шарик

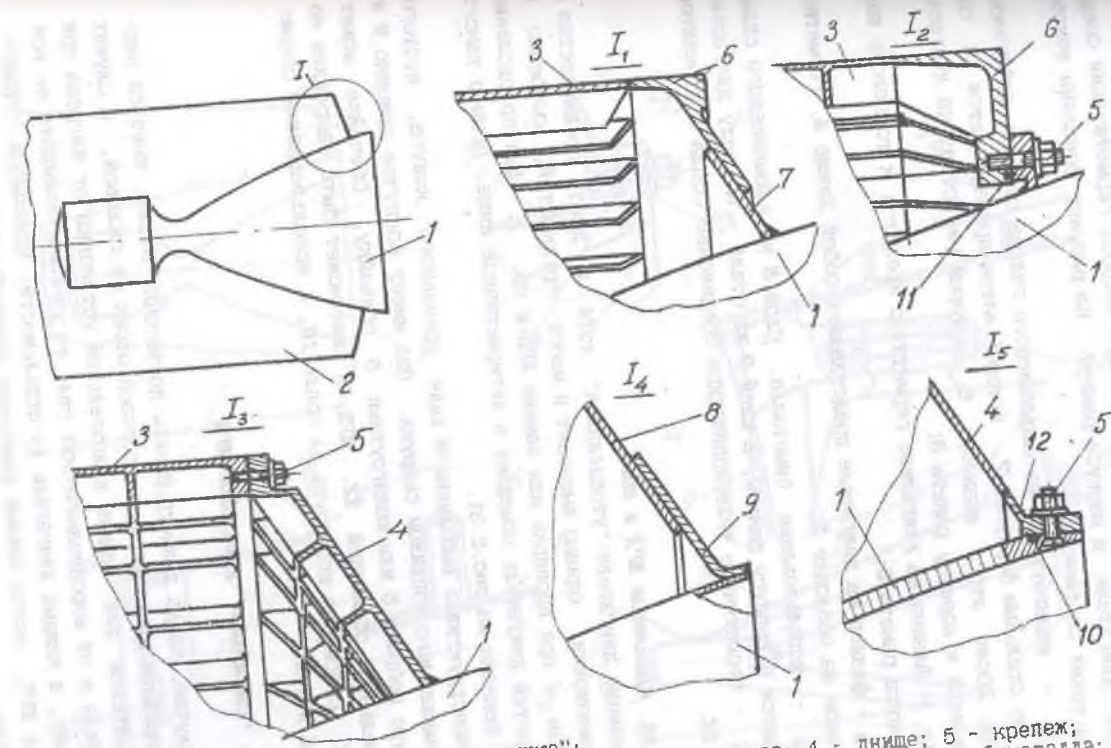


Рис. 2.30. Крепление двигателя "утроенника":
 1 - сопло двигателя; 2 - корпус ракеты; 3 - оболочка корпуса; 4 - днище; 5 - крепеж; 6 - шпангоут; 7 - фартук; 8 - алюминиевый лист биметалла; 9 - стальной лист биметалла; 10,11 - герметизация; 12 - окантовка

Основной проблемой является решение вопроса герметизации соединения сопла двигателя и корпуса ракеты. На рисунке показаны некоторые варианты таких соединений:

- I_1 - шпангоут 6 из алюминиевого сплава сварить диффузионной сваркой со стальным фартуком 7, который затем приваривается к соплу двигателя. После этого шпангоут 6, который уже стоит на двигателе, приваривается к корпусу ракеты 3;

- I_2 - фланец на двигателе герметично крепится к торцевому шпангоуту корпуса ракеты 6;

- I_3 - фланец на двигателе представляет собой днище 4, герметично закрепляемое на оболочке 3;

- I_4 - использование биметалла. Слой 8 из алюминиевого сплава приваривается к корпусу ракеты, а слой 9 из стали - к соплу двигателя;

- I_5 - герметичное телескопическое соединение сопла 1 и окантовки днища 12.

2.2.16. Крепление ЖРД в нише

Применение двигателя-"утопленника" хотя и дает преимущества в полноте компоновки, однако вызывает и массу трудностей, особенно в эксплуатации (при проверке или замене ЖРД и пр.). Для преодоления этих трудностей двигатель помещают в негерметичной нише. Пример такого устройства показан на рис. 2.31.

Ниша конструктивно выполнена в виде усеченного конуса, пустого внутри и омываемого топливом снаружи. Она имеет вогнутое доньшко 9 и подкрепленную ребрами 5 или шпангоутами 6 обечайку. Обечайка может быть и вафельной оболочкой 12. ЖРД в нише может быть закреплен на шпангоуте 4, с помощью шпангоута на сопле 10, с использованием стержней фермы 14 и т.п.

2.2.17. "Столбовое" крепление ЖРД

В том случае, когда диаметр ракеты достаточно велик, имеется несколько периферийных двигателей, хвостовой отсек не силовой, а служит только обтекателем для защиты двигательной установки от нагрева при работе двигателя и от аэродинамических сил, то удобнее защищать не все двигатели сразу, а каждый двигатель по отдельности. Появилось "столбовое" крепление ЖРД, когда каждый двигатель крепится и защищается отдельно от других.

На рис 2.32 показан пример такого крепления, когда каждый двигатель - поворотный относительно одной оси.

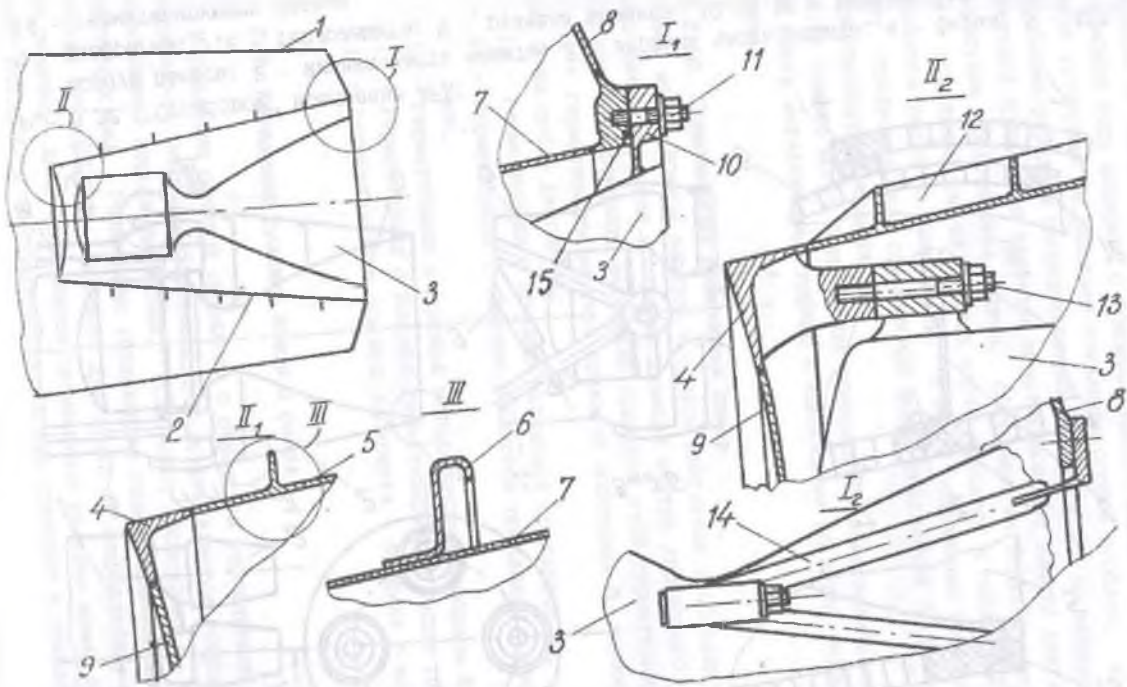


Рис. 2.31. Крепление ЖРД в нише:
 1 - корпус ракеты; 2 - ниша; 3 - ЖРД; 4 - шпангоут; 5 - обечайка с ребрами; 6 - шпангоут;
 7 - обечайка; 8 - шпангоут; 9 - доньшко; 10 - шпангоут на сопле; 11 - крепеж;
 12 - вафельная обечайка; 13 - крепеж; 14 - стержни фермы; 15 - герметизация

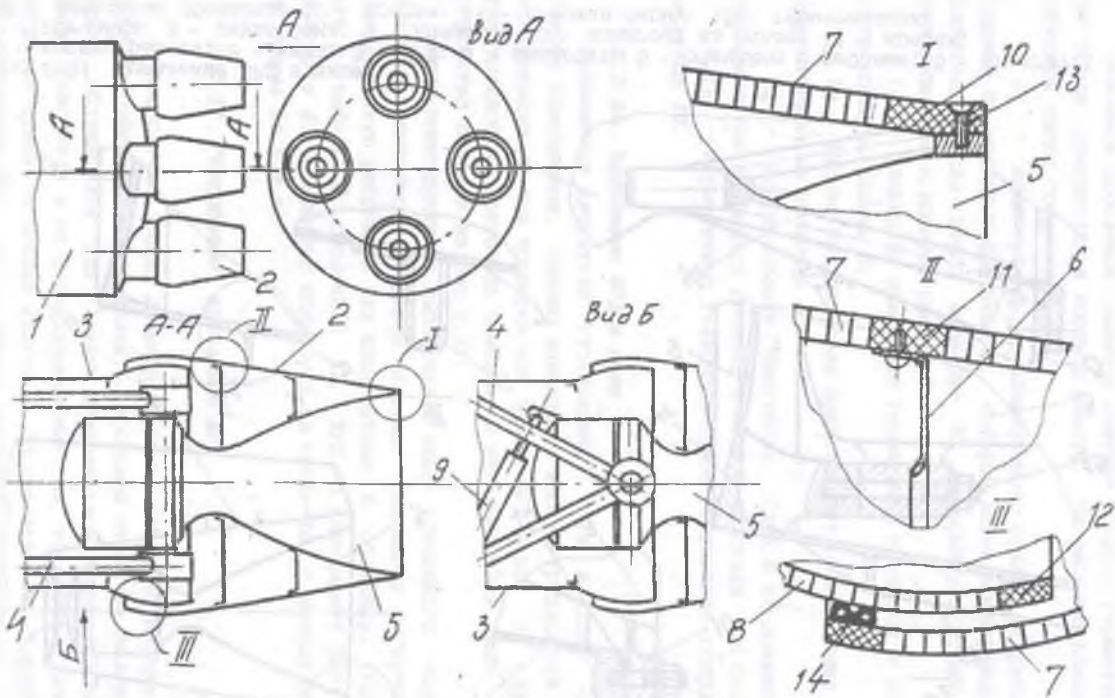


Рис. 2.32. "Столбовое" крепление ЖРД:

- 1 - корпус ракеты; 2 - нижняя часть защиты; 3 - верхняя часть защиты; 4 - ферма; 5 - ЖРД;
- 6 - диафрагма; 7, 8 - теплозащита; 9 - рулевая машинка; 10, 11, 12 - вкладыш; 13 - крепеж;
- 14 - герметизирующее кольцо

Двигатель 5 крепится к корпусу ракеты 1 или днищу бака с помощью фермы 4 и может быть повернут с помощью рулевой машинки 9. Конструктивно такая установка не вызывает появления особых проблем, за исключением проблемы передачи сосредоточенных сил тяги ЖРД на корпус ракеты. Наибольшей трудностью является конструирование защиты двигателя.

На рисунке представлена защита, состоящая из верхней неподвижной и нижней подвижной частей. Нижняя часть крепится к соплу двигателя и поворачивается вместе с двигателем. В месте сопряжения верхней и нижней защит предусмотрена сферическая форма соединения с герметизацией щели герметизирующим кольцом 14.

Части защиты могут быть в виде трехслойных неметаллических оболочек или иметь металлический каркас с нанесенным на него теплозащитным покрытием.

2.2.18. Герметизация поворотных камер

Зазор между донной защитой и соплом двигателя необходимо герметизировать для устранения попадания пламени внутрь хвостового отсека.

На рис. 2.33 показаны несколько примеров этой герметизации:

- 1₁ - герметизация за счет прижатия асботкани 5 пружинами 4 к фартуку 3 на сопле двигателя;
- 1₂ - герметизация с помощью резиновой прокладки 13;
- 1₃ - герметизация с помощью резиновой прокладки с двумя валиками;
- 1₄ - герметизация с помощью металлической мембраны 8;
- 1₅ - герметизация с помощью герметизирующей ткани 10;
- 1₆ - герметизация с помощью лабиринта - профиля с каналами 11.

2.3. Крепление рулевых камер и сопел

Управление ракетой сопряжено с созданием управляющих моментов сил относительно центра масс ракеты. Это осуществляется устройствами с использованием аэродинамических, если полет происходит в воздухе, или реактивных сил. Реактивные управляющие силы создаются либо путем отклонения вектора тяги маршевого двигателя от направления, параллельного оси ракеты, либо применением специальных рулевых камер или сопел, поворот которых от нейтрального положения приводит к появлению управляющих сил.

Рулевые камеры (рулевые двигатели) и рулевые сопла могут устанавливаться как внутри, так и вне ракеты.

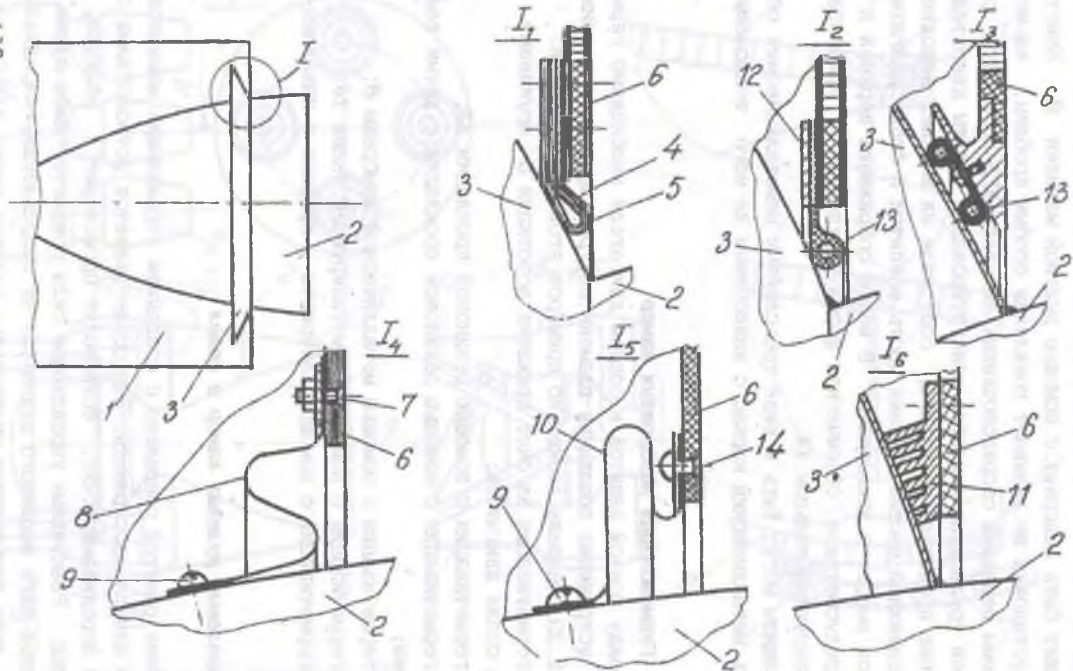


Рис. 2.33. Герметизация поворотных камер:

- 1 - хвостовой отсек; 2 - сопло двигателя; 3 - фартук; 4 - пружина; 5 - асботкань;
 6 - донная защита; 7 - крепеж; 8 - мембрана; 9 - крепеж; 10 - ткань; 11 - лабиринт;
 12 - пластина; 13 - резиновый профиль; 14 - заклепка

Рулевые ЖРД имеют значительно меньшую (8...12%) тягу, чем неподвижные маршевые двигатели, но значительно больший угол отклонения от нейтрали (15 - 20°). Маршевые двигатели отклоняются на 5 - 7°.

Если маршевый или рулевой двигатель отклонить от нейтрального положения, то появляется так называемая потеря тяги, не участвующая в увеличении скорости полета ракеты

$$\Delta R = R (1 - \cos \delta) ,$$

где R - тяга двигателя;

δ - угол отклонения тяги от оси ракеты.

Известно, что потеря тяги при применении рулевых ЖРД больше, чем при повороте маршевых двигателей. Тем не менее применение рулевых ЖРД может быть оправдано, если

- необходимо иметь меньшую производную управляющей силы по углу поворота камеры или по ходу рулевой машинки;
- обеспечить более точное доведение скорости ракеты до заданной величины рулевыми камерами при выключенных маршевых двигателях;
- необходимо принимать участие в разделении блоков и т.п.

Рулевые ЖРД имеют, как правило, две цапфы, которыми они крепятся к корпусу ракеты и вращаются в подшипниках качения, параметры которых выбирают исходя из величины тяги, считая ее статической нагрузкой.

Так же, как и при установке маршевых двигателей, необходимо обеспечить герметизацию щели между рулевой камерой и донной защитой.

2.3.1. Балочное крепление рулевых ЖРД

Рулевая камера, как показано на рис.2.34, цапфами крепится на двух кронштейнах 2 и 3. Усилие, приходящее на наружный кронштейн, передается далее на корпус ракеты через фитинг 15, на внутренний кронштейн - через горизонтальную балку, образованную стенкой 4 и двумя полками - профилями 9. Для обеспечения большей жесткости горизонтальной балки по бокам от двигателя установлены стенки 11 с профилями 5 и 12.

Для обеспечения качения двигателя в стенке 13 делается вырез. Зазор между стенкой и камерой герметизируют или покрывают теплозащитой всю нишу двигателя.

Камера поворачивается рулевой машинкой, которая находится либо в нише, либо вне ее, поворачивая камеру за внутреннюю цапфу.

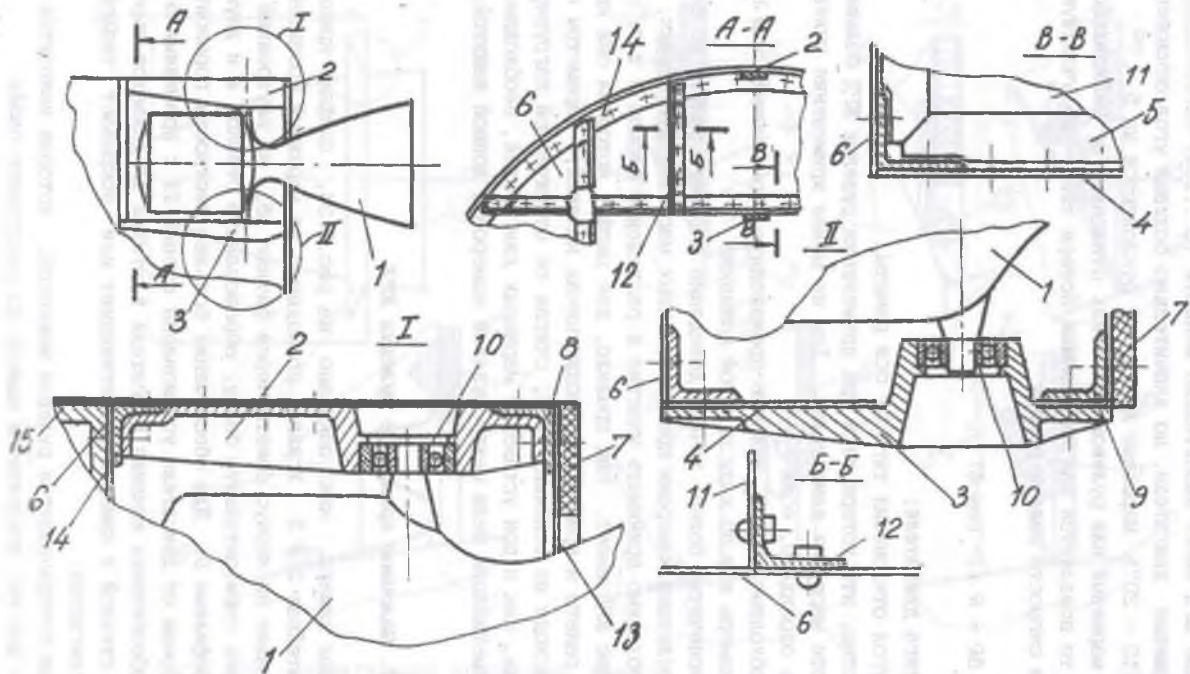


Рис. 2.34. Валочное крепление рулевых ЖРД:

1 - ЖРД; 2,3 - кронштейн; 4 - пластина; 5 - профиль; 6 - стенка; 7 - донная защита; 8 - шпангоут; 9 - профиль; 10 - шарикоподшипник; 11 - стенка; 12 - профиль; 13 - стенка; 14 - шпангоут; 15 - фитинг

2.3.2. Крепление рулевых камер на кольце

Если имеется широкий торцевой шпангоут, на котором можно разместить рулевые камеры, то проще всего такое крепление осуществить, как показано на рис. 2.35, на двух кронштейнах 4, имеющих подшипники В и закрепленных на кольце 3. На этом же рисунке показан пример крепления в обойме 14 сильфонов трубопроводов 9, позволяющих передать компоненты топлива от неподвижных частей к качающейся рулевой камере.

Тяга ЖРД при отклоненном положении двигателя вызывает изгиб и сжатие кронштейнов. Условием прочности является соотношение

$$\sigma^P \leq \sigma_B,$$

где $\sigma^P = \sqrt{\left(\frac{|N_x|}{F} + \frac{|M_x|}{W}\right)^2}$ - расчетное максимальное нормальное напряжение в кронштейне;

$$N_x = \frac{R_D}{2} \cos \delta - \text{продольная составляющая тяги;}$$

R_D - тяга рулевой камеры;

δ - максимальный угол отклонения рулевой камеры;

$M_x = N_y H$ - изгибающий момент;

$$N_y = \frac{R_D \sin \delta}{2} - \text{поперечная составляющая тяги;}$$

H - высота кронштейна;

W - момент сопротивления сечения кронштейна в расчетном сечении;

σ_B - временное сопротивление разрыву материала кронштейна.

2.3.3. Внешнее крепление рулевого ЖРД в монолитном кронштейне

Показанное на рис. 2.36 внешнее крепление рулевого ЖРД имеет основной силовой элемент - монолитный силовой кронштейн, изготовленный литьем или с помощью сварки 3. Дополнительно имеются - кронштейн 4 и обтекатель 2. Торцевая часть закрыта донной защитой 17. Кронштейн 3 крепится к силовым элементам корпуса ракеты и воспринимает усилия от внешней цапфы двигателя. Усилия от внутренней цапфы ЖРД передаются через кронштейн 4. Обтекатель легкий, съемный и крепится на корпусе винтами 6 с анкерными гайками.

На рисунке приведен пример подачи компонентов топлива через полые цапфы 11 и 12. Герметизация обеспечивается герметизирующим кольцом 16.

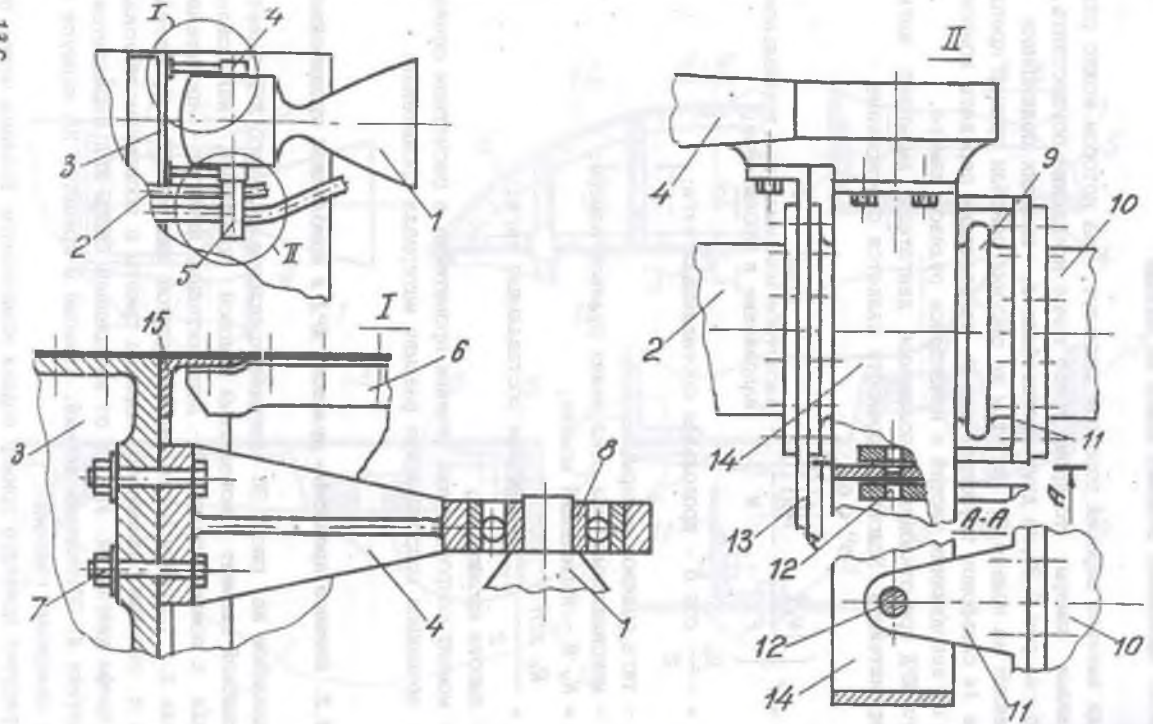


Рис. 2.35. Крепление рулевых камер на кольца:
 1 - ЖРД; 2 - трубопровод; 3 - кольцо; 4 - кронштейн; 5 - подвижное соединение трубопровода;
 6 - стрингер; 7 - крепеж; 8 - подшипник; 9 - сильфон; 10 - трубопровод; 11 - вилка;
 12 - штифт; 13 - кронштейн; 14 - обойма; 15 - шлангоут

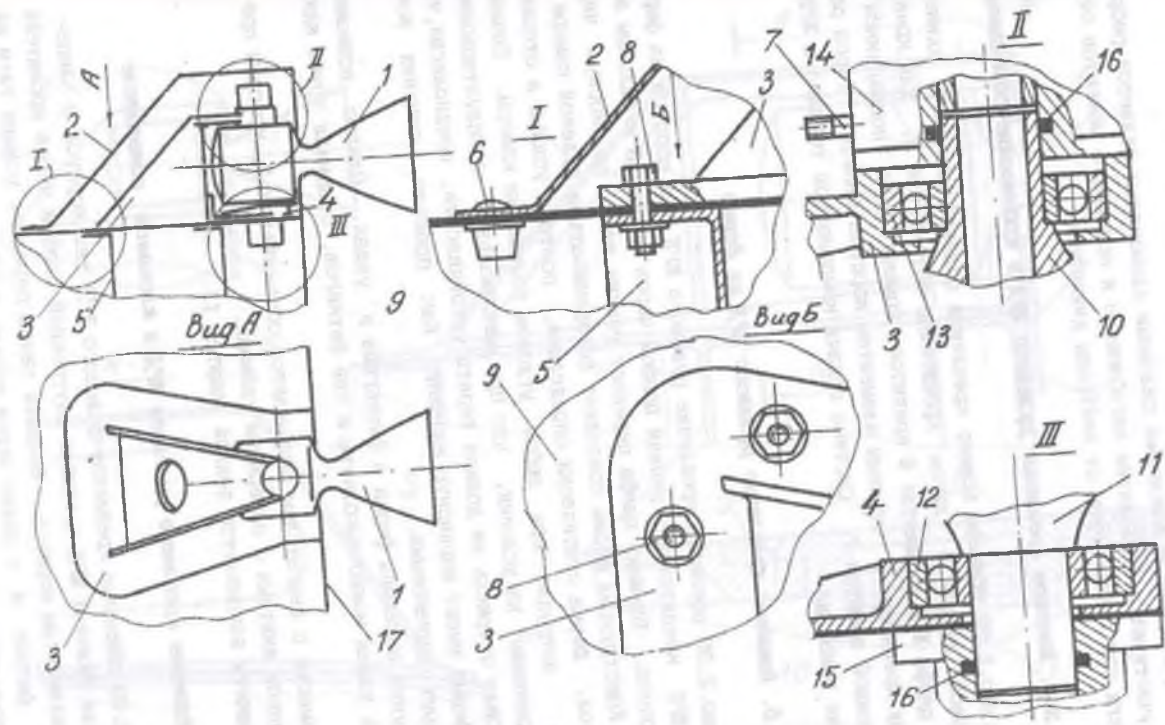


Рис. 2.36. Внешнее крепление рулевого ЖРД в монолитном кронштейне:
 1 - ЖРД; 2 - обтекатель; 3, 4 - кронштейн; 5 - шлангоут; 6 - крепеж; 7 - шпилька;
 8 - крепеж; 9 - обшивка; 10, 11 - цапфа; 12, 13 - подшипник; 14, 15 - обойма; 16 - кольцо
 герметизации; 17 - донная защита

В кронштейне 3 основными силовыми элементами являются ребра, которые участвуют в восприятии изгибающего и крутящего моментов от действия тяги при отклоненном от нейтрали двигателе.

2.3.4. Внешнее крепление рулевого ЖРД в кронштейне-обтекателе

На рис. 2.37 показан пример крепления рулевой камеры в единственной силовой детали - литом кронштейне-обтекателе 2. Для крепления внешней цапфы ЖРД на винтах 9 крепится крышка 8 с подшипником 10. Кронштейн крепится к силовым элементам корпуса ракеты. Торец ракеты закрыт донной защитой 7. Система подачи компонентов топлива к ЖРД на рисунке не показана.

2.3.5. Внешнее крепление рулевого ЖРД на ферме

На рис. 2.38 показано крепление рулевого ЖРД вне корпуса на ферме. Рулевой ЖРД крепится внутренней цапфой через фитинг 8 к силовым элементам корпуса. Внешняя цапфа передает усилие тяги на корпус через ферму 3. Конструкция фермы позволяет поворачиваться рулевой камере на большой угол. Ферма статически определима, поэтому усилия в стержнях определить нетрудно при любом угловом положении камеры. Сечения стержней принимают из условия, что при максимальной эксплуатационной сжимающей силе стержень не должен терять устойчивость, предполагая, что стержни в ферме имеют шарнирную заделку. Как правило, сечения всех стержней берут одинаковыми.

На рисунке показана ферма с фитингами в узлах. Однако возможно соединение в узлах можно выполнять и без фитингов, сваривая трубы одну с другой.

Ферма вместе с двигателем закрывается обтекателем 2, который крепится на корпусе винтами с анкерными гайками.

Торец ракеты закрывается донной защитой 11.

2.3.6. Внешнее крепление рулевого ЖРД в клепаемом обтекателе

На рис. 2.39 показано крепление рулевого ЖРД вне корпуса в клепаемом обтекателе. Рулевой ЖРД крепится внутренней цапфой через кронштейн 10 к силовым элементам корпуса. Внешняя цапфа передает усилие тяги на корпус через фитинг 4 и далее через каркас и обшивку 2 обтекателя. Конструкция фермы позволяет поворачиваться рулевой камере на большой угол.

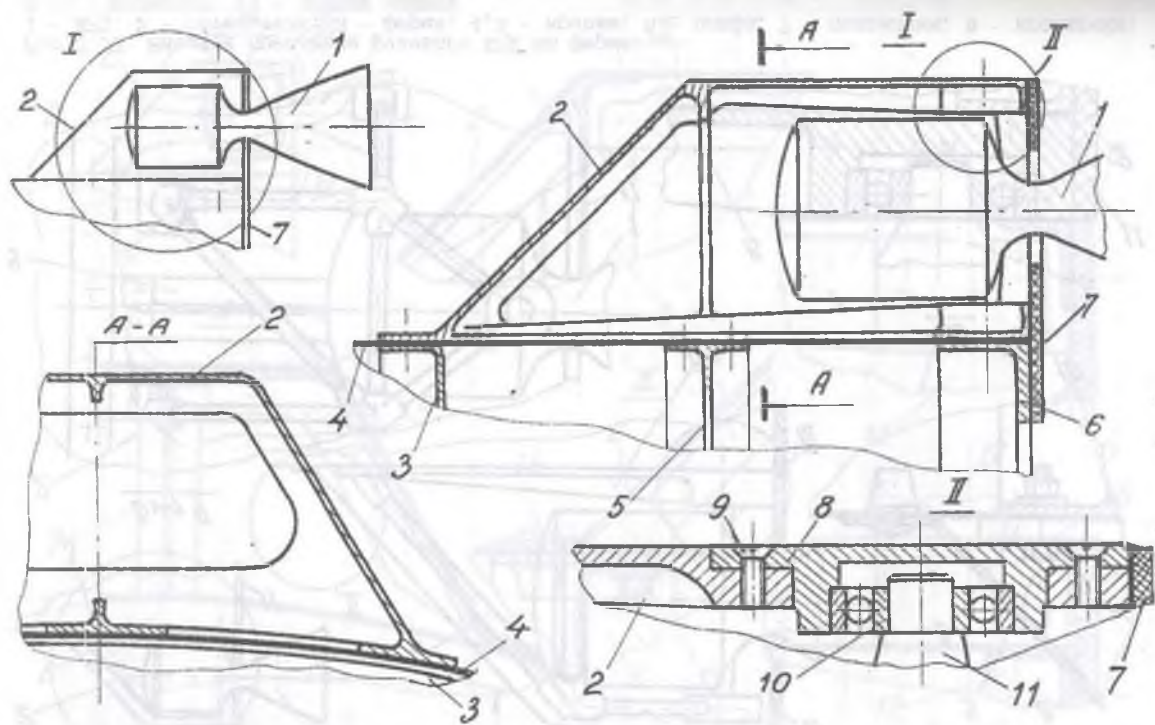


Рис. 2.37. Внешнее крепление рулевого ЖРД в кронштейне-обтекателе:

1 - ЖРД; 2 - кронштейн обтекатель; 3 - шпангоут; 4 - обшивка; 5 - шпангоут; 6 - торцевой шпангоут; 7 - донная защита; 8 - крышка; 9 - винт; 10 - подвинник; 11 - цапфа

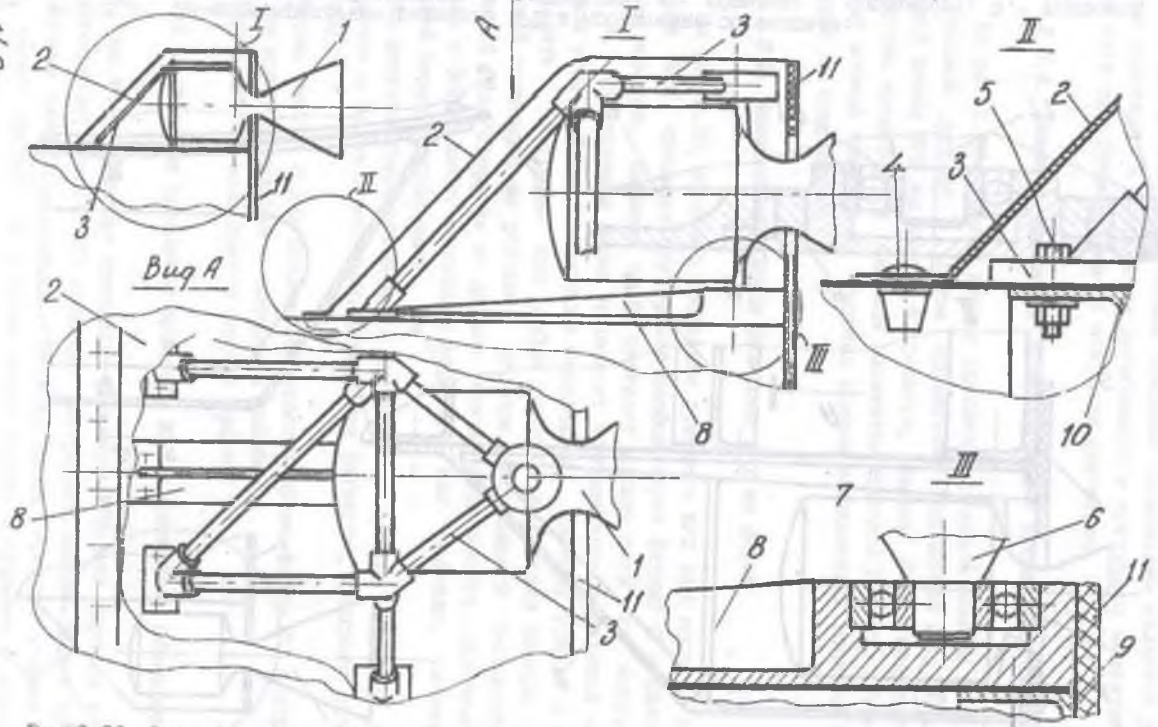


Рис. 2.39. Внешнее крепление рулевого ЖРД на ферме:
 1 - ЖРД; 2 - обтекатель; 3 - ферма; 4,5 - крепеж; 6 - цапфа; 7 - подшипник; 8 - кронштейн;
 9,10 - шпангоут; 11 - донная защита

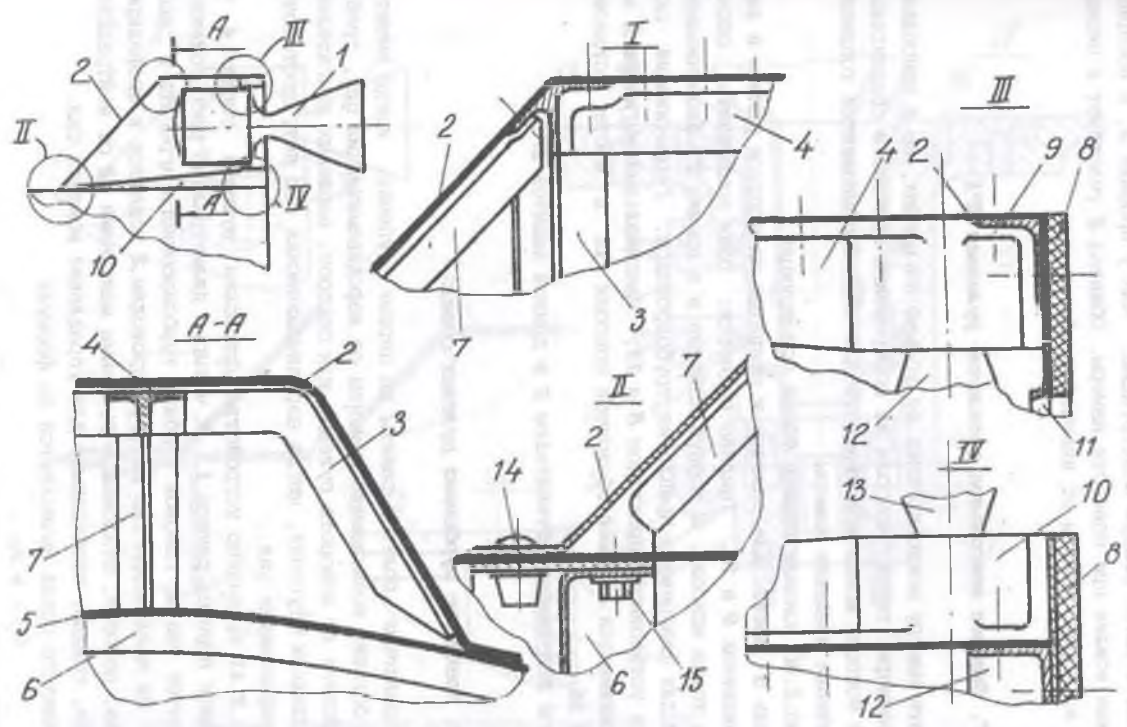


Рис. 2.39. Внешнее крепление рулевого ЖРД в клепаном обтекателе:
 1 - ЖРД; 2 - обшивка; 3 - профиль; 4 - фитинг; 5 - обшивка; 6 - шпангоут; 7 - профиль;
 8 - донная защита; 9 - профиль; 10 - кронштейн; 11 - стенка; 12,13 - цапфа; 14,15 - крепеж

Профиль 9 имеет рамную конструкцию, как у профиля 3, и воспринимает боковые усилия при повороте камеры. Обшивка 2 участвует в передаче усилий на корпус ракеты от внешней цапфы.

2.3.7. Внешнее консольное крепление рулевого ЖРД

Рулевую камеру можно крепить не только на цапфах, но и консольно. Так как размеры такой консоли из соображения прочности сравнительно велики, то консоль можно использовать для подачи компонентов топлива и для обеспечения вращения камеры.

На рис.2.40 показан пример такой конструкции.

Консоль 3 имеет две полости и крепится на корпусе ракеты в двух парикоподшипниках 9 и 16. Топливо подается: один компонент - сбоку, другой - с торца консоли. В корпус консоли и в крышку 7 вворачиваются шпильки 10 для фланцевого крепления трубопроводов. Герметизация осуществляется установкой прокладок 8 и 11. Максимальный изгибающий момент воспринимается внешней оболочкой консоли 12 в месте установки подшипника 16.

Рулевой ЖРД закрыт обтекателем 2 и донной защитой 17.

2.3.8. Крепление турбинных рулевых сопел

Для управления полетом ракеты на первых ступенях, когда имеются достаточно большие возмущающие моменты от аэродинамических сил, требуются воздействие от поворота рулевых или поворот маршевых двигателей.

На последних ступенях, когда аэродинамических сил нет, достаточно небольших управляющих сил.

На рис.2.41 приведено устройство установки рулевых сопел 4 на донной защите корпуса ракеты 1. К четырем диаметрально расположенным соплам подается газ из газовой турбины турбонасосного агрегата в коллектор 3. Из коллектора газ по трубопроводам 2 подается в профилированные сопла, которые, отклоняясь рулевыми машинками 12 от нейтрального положения, создают необходимые для управления моменты сил.

Тяга каждого сопла вычисляется по формуле

$$R_c = w m_c,$$

где $w = 200...400$ - скорость истечения газа из сопла, м/с;

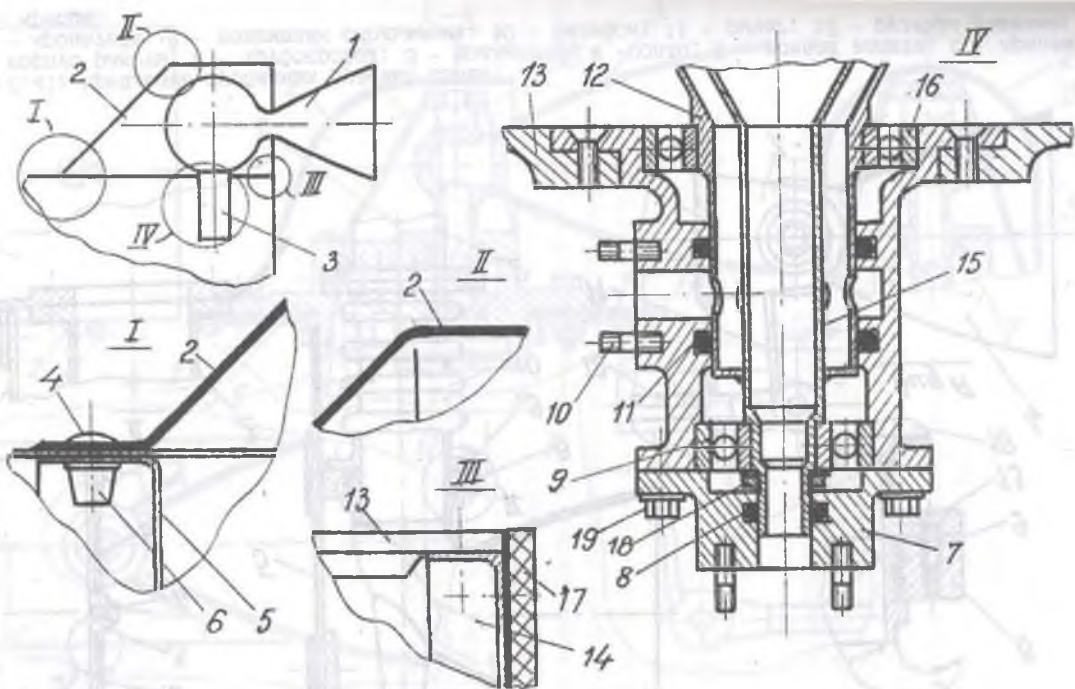


Рис. 2.40. Внешнее консольное крепление рулевого ЖРД:

1 - ЖРД; 2 - обтекатель; 3 - консоль; 4 - крепеж; 5 - шпангоут; 6 - анкерная гайка; 7 - крышка; 8 - уплотнение; 9 - подшипник; 10 - шпилька; 11 - уплотнение; 12 - внешняя труба; 13 - корпус ракеты; 14 - шпангоут; 15 - внутренняя труба; 16 - подшипник; 17 - донная защита; 18 - гайка; 19 - крепеж

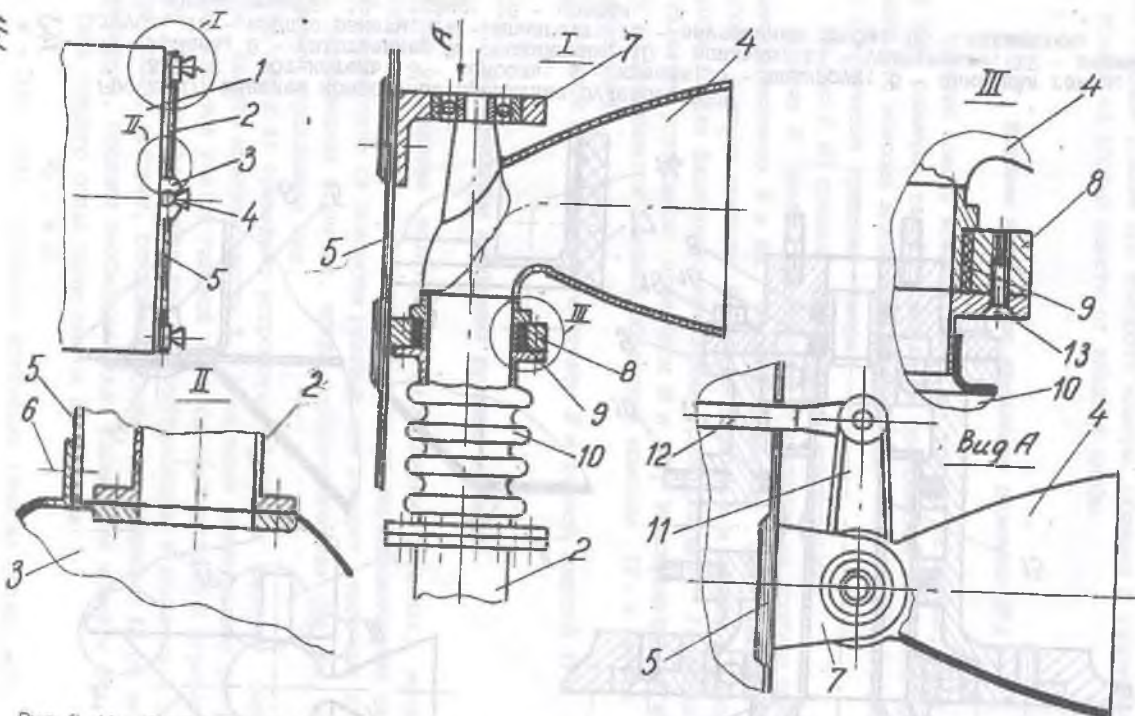


Рис. 2.41. крепление турбинных рулевых сопел:
 1 - корпус ракеты; 2 - трубопровод; 3 - коллектор; 4 - сопло; 5 - донная защита; 6 - крепеж;
 7, 8 - кронштейн; 9 - подшипник скольжения; 10 - сильфон; 11 - рычаг; 12 - рулевая машинка;
 13 - крепеж

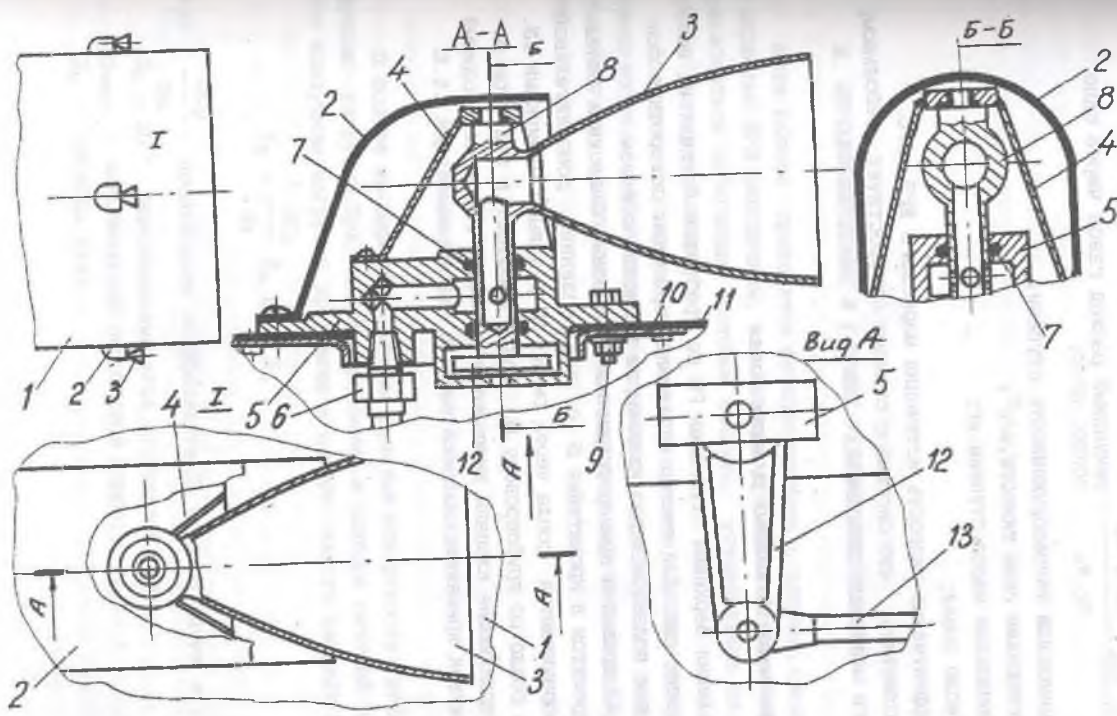


Рис. 2.42. Крепление баллонных рулевых сопел:
 1 - корпус ракеты; 2 - обтекатель; 3 - сопло; 4 - опора; 5 - корпус; 6 - трубопровод;
 7 - герметизация; 8 - ось; 9 - крепеж; 10 - окаятовка; 11 - обшивка; 12 - рычаг;
 13 - рулевая машинка

$$m_c = 0,005 \frac{n_{x0} g m_0}{n_c w_e} - \text{секундный расход газов через одно сопло, кг/с;}$$

n_{x0} - начальная тяговооруженность ступени;

g - ускорение силы тяжести, m/c^2 ;

m_0 - начальная масса ступени, кг;

n_c - число сопел;

w_e - эффективная скорость истечения маршевого ЖРД, м/с.

Следует отметить, что система с соплами способствует небольшому увеличению тяги маршевого двигателя.

2.3.9. Крепление баллонных рулевых сопел

Для управления верхними ступенями РН не требуется больших и постоянно действующих сил. Для такого управления пригодны поворотные сопла, газ в которые подается через клапаны из баллонов с газом.

На рис.2.42 приведен пример установки поворотных баллонных сопел.

Сопла 3 крепятся в кронштейне 5 с подкреплением дополнительной опорой 4. Поворачиваются сопла через рычаг 12 рулевыми машинками 13. Газ подается в сопло по трубопроводу 6. Сопло работает в релейном режиме, когда управляющие клапаны включаются и подают газ в необходимый момент и промежуток времени.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ГАЗОВЫЕ РУЛЕВЫЕ ПОВЕРХНОСТИ

Если ракете приходится функционировать в плотных слоях атмосферы и маршевые ЖРД неподвижны, то выгодно по массе и по эффективности пользоваться набегавшим 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.

3.1. Аэродинамические рулевые поверхности

В полете на аэродинамические рулевые поверхности действует воздушная нагрузка. При конструировании и подборе сечений предполагают, что воздушная нагрузка приложена в центре тяжести площади руля

$$Y_p = \frac{dC_y}{d\alpha} \delta_p q_{\max} S_p,$$

где $\frac{dC_y}{d\alpha}$ - производная коэффициента C_y по углу атаки α ;

$\delta_p = 20^\circ$ - 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.

3.1.1. 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 рис.3.1 приведены наиболее распространенные формы рулей в плане и профили сечений.

Прямоугольная форма руля в плане *A* имеется на тех ракетах, полет которых проходит полностью на сверхзвуковой скорости. Формы *B* и *B* 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 неустраняемые хлопуны;
- профиль 3 - сверхзвуковой 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.

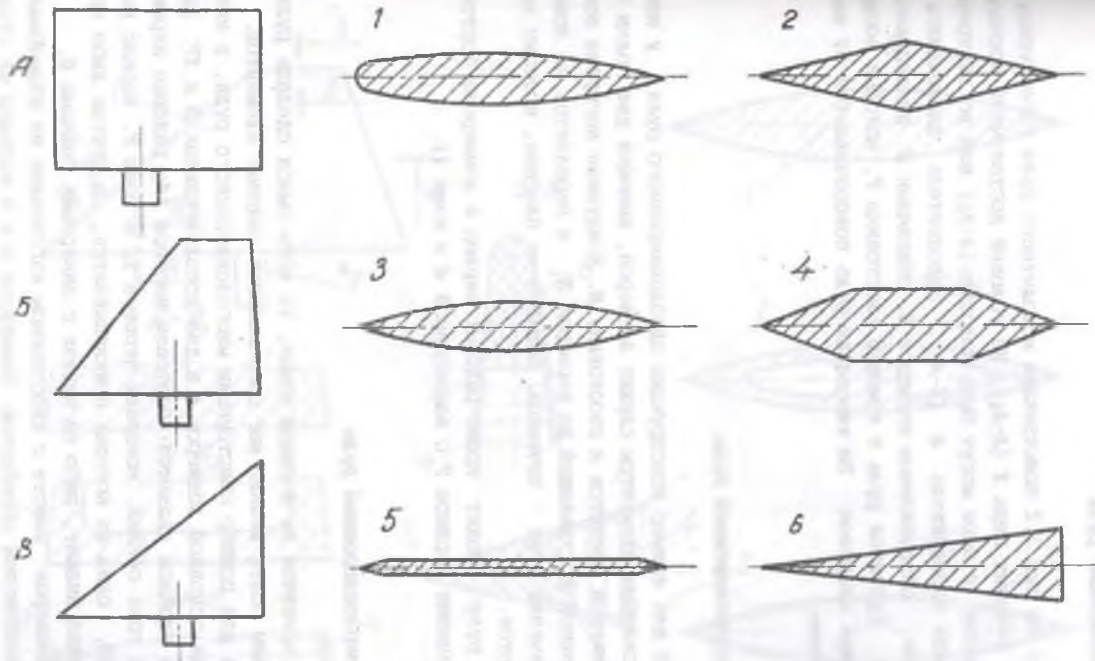


Рис.3.1. Формы в плане и профили сечения рудей:

А - прямоугольная; Б - трапециевидная; В - прямоугольная;

1 - дозвуковой профиль; 2 - ромбовидный; 3 - чечевицеобразный; 4 - шестигранный;

5 - тонкий; 6 - клинообразный

3.1.2. Монолитный руль

Показанная на рис. 3.2 конструкция монолитного руля характеризуется сплошностью сечения пера **1** (А-А₁). Из условий достаточной прочности и минимума массы в пере могут быть полости (А-А₂) или во внутреннем объеме может быть заполнитель **4** (А-А₃). Заполнитель заключен 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.

3.1.3. Однолонжеронный руль

На рис. 3.3 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 хлопья не образуются.

В каркас руля входят кроме рядовых нервюр и лонжерона бортовая нервюра **13**, концевая нервюра **7** с законцовкой **4** и ножи **11**.

3.1.4. Многолонжеронный руль

Если руль крепится не в одной точке, то есть смысл сделать руль с каркасом, имеющим более мелкий шаг расположения силовых элементов.

На рис. 3.4 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**.

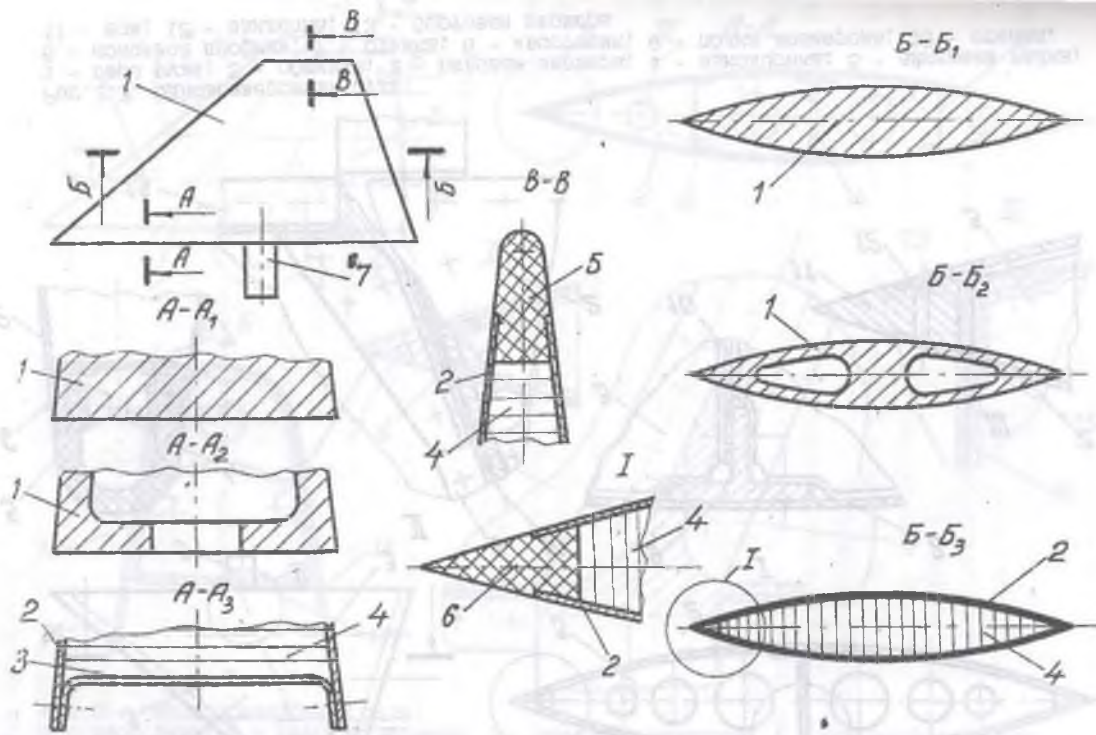


Рис. 3.2. Монолитный руль:

1 - перо руля; 2 - обшивка; 3 - бортовая нервюра; 4 - наполнитель; 5 - законцовка; 6 - носок (хвостик); 7 - хвостовик

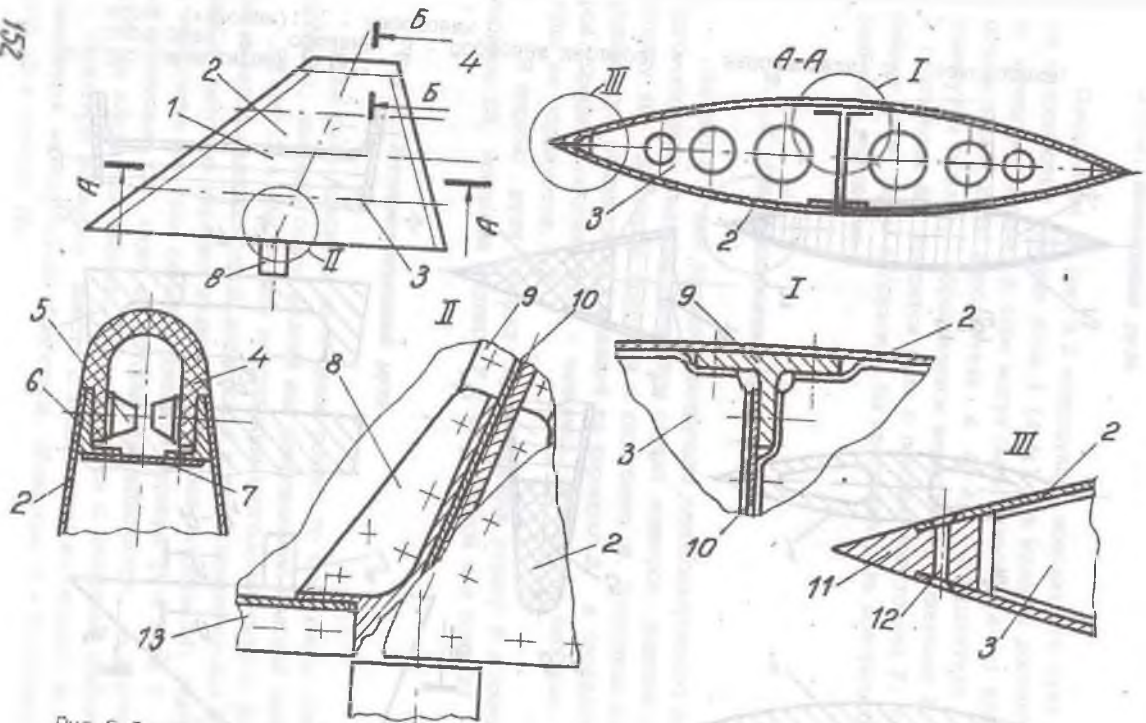


Рис. 3.3. Однолонжеронный руль:
 1 - перо руля; 2 - обшивка; 3 - рядовая нервюра; 4 - законцовка; 5 - анкерная гайка;
 6 - концевой профиль; 7 - стенка; 8 - хвостовик; 9 - полка лонжерона; 10 - стенка;
 11 - нож; 12 - заклепка; 13 - бортовая нервюра

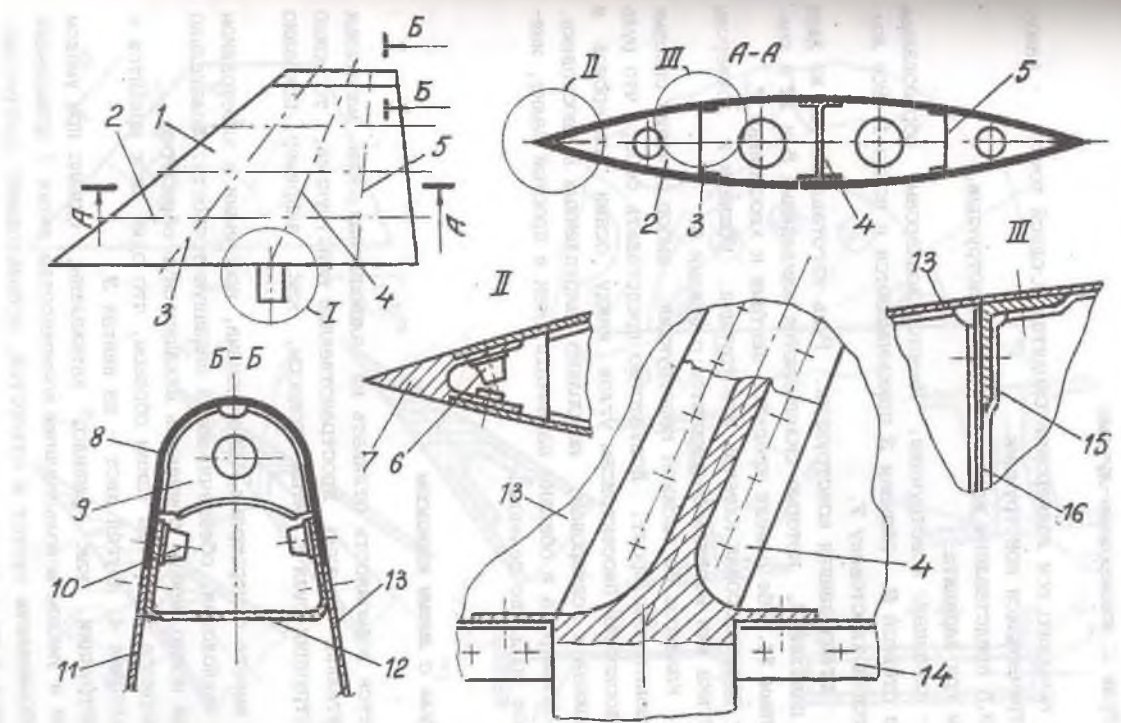


Рис. 3.4. Многолонжеронный руль:
 1 - перо руля; 2 - рядовая нервюра; 3 - передний лонжерон; 4 - основной лонжерон;
 5 - задний лонжерон; 6 - анкерная гайка; 7 - нож; 8 - обшивка законцовки; 9 - нервюра
 законцовки; 10 - анкерная гайка; 11 - обшивка; 12 - концевая нервюра; 13 - обшивка;
 14 - бортовая нервюра; 15 - стрингер; 16 - стенка

3.1.5. Руль с лонжеронами-лучами

Руль, у которого оси лонжеронов сходятся в одной точке, - наиболее часто встречающаяся конструкция.

На рис.3.5 представлены варианты такой конструкции.

Показаны три варианта:

- А-А₁ - клепаная конструкция. Имеются лонжероны, образованные профилями 8 и стенкой 9. Обшивки 3 приклепываются к ногам 1. Все лонжероны сходятся к хвостовику 7.

- А-А₂ - штампованная конструкция. Руль изготавливается из двух штампованных панелей 4, которые склеиваются 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 ногами 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.

3.1.6. 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 рис.3.6.

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.

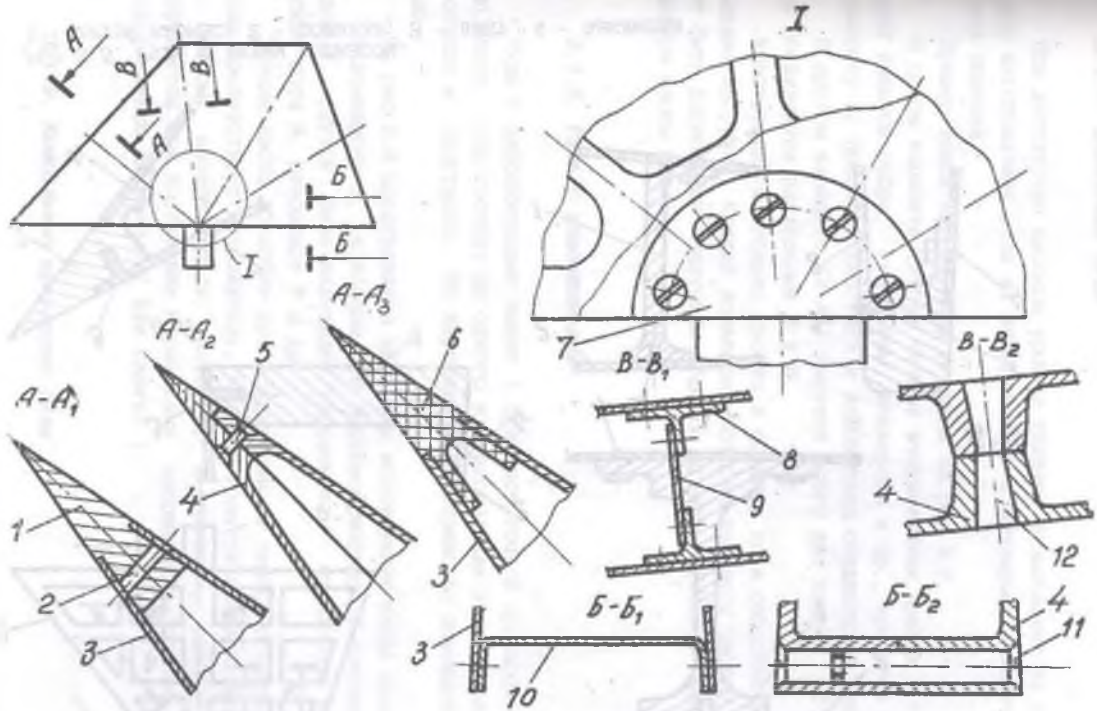


Рис. 3.5. Руль с лонжеронами-лучами:

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

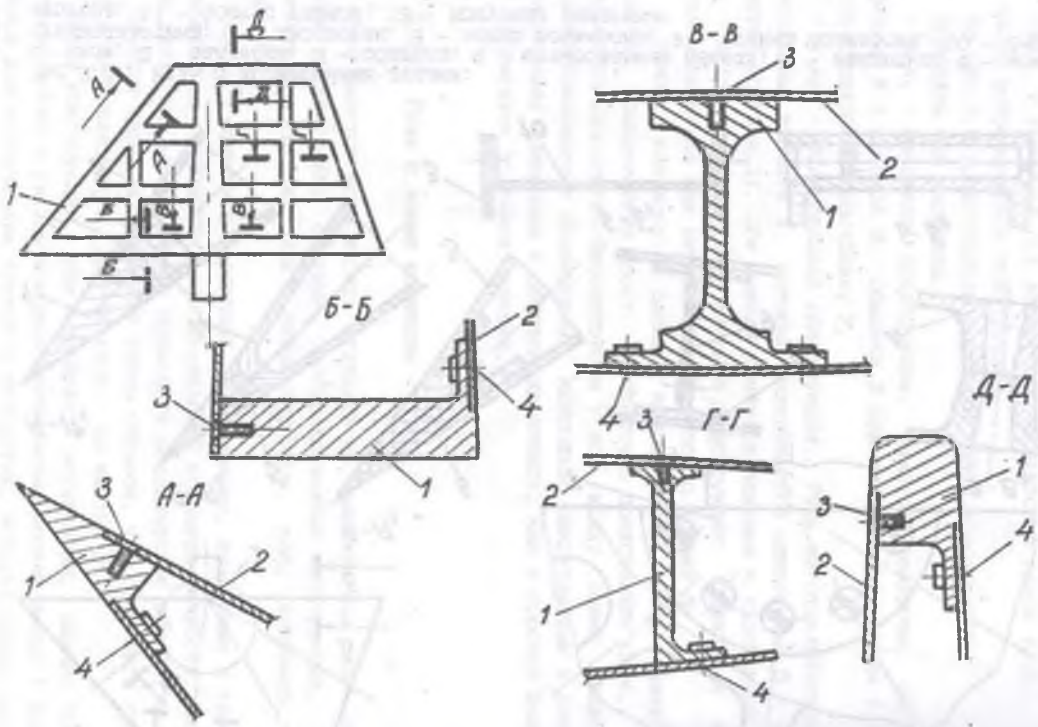


Рис. 3.6. Руль с литым каркасом:
 1 - литой каркас; 2 - обшивка; 3 - винт; 4 - заклепка

3.1.7. 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 рис.3.7.

В одном варианте (А-А₁) 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 (А-А₂) 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.

3.1.8. 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 рис.3.8 представлены варианты конструкции таких рулей.

К лонжерону 1, к носкам 3 и бортовой нервюре 2 приклеиваются обшивки 4. Внутри руля вклеивают заполнитель - стеклосоты или металлические соты 6, пенопласт 7 и др.

Тонкие листы обложки 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).

3.1.9. 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.).

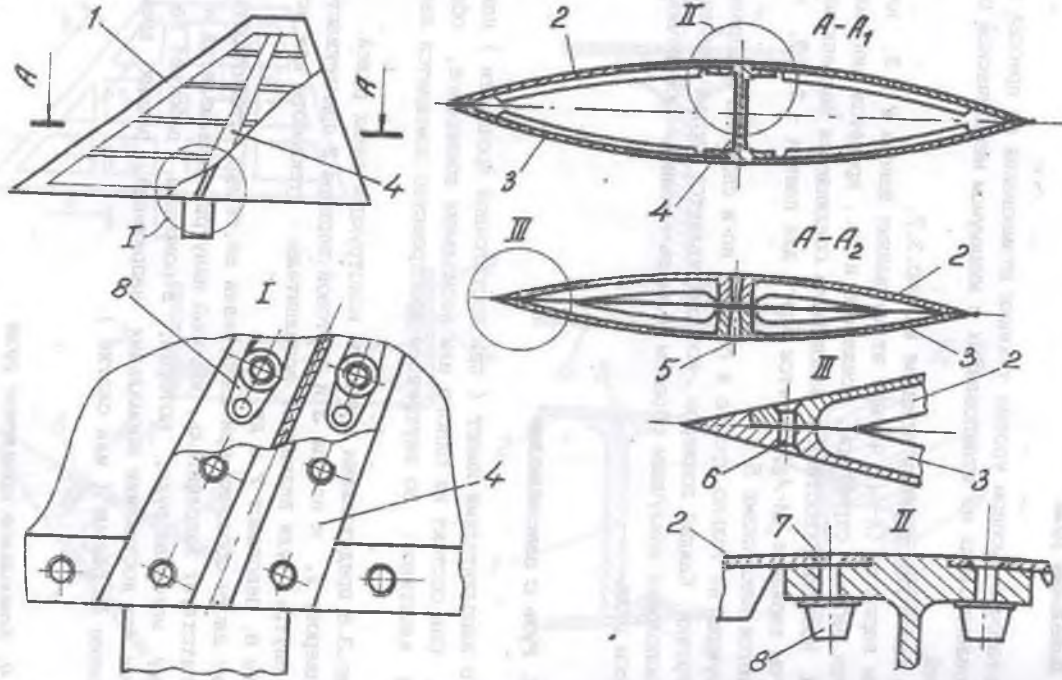


Рис. 3.7. Панельный руль:
 1 - перо руля; 2,3 - штампованная панель; 4 - лонжерон; 5 - конусная заклепка;
 6 - заклепка; 7 - винт; 8 - анкерная гайка

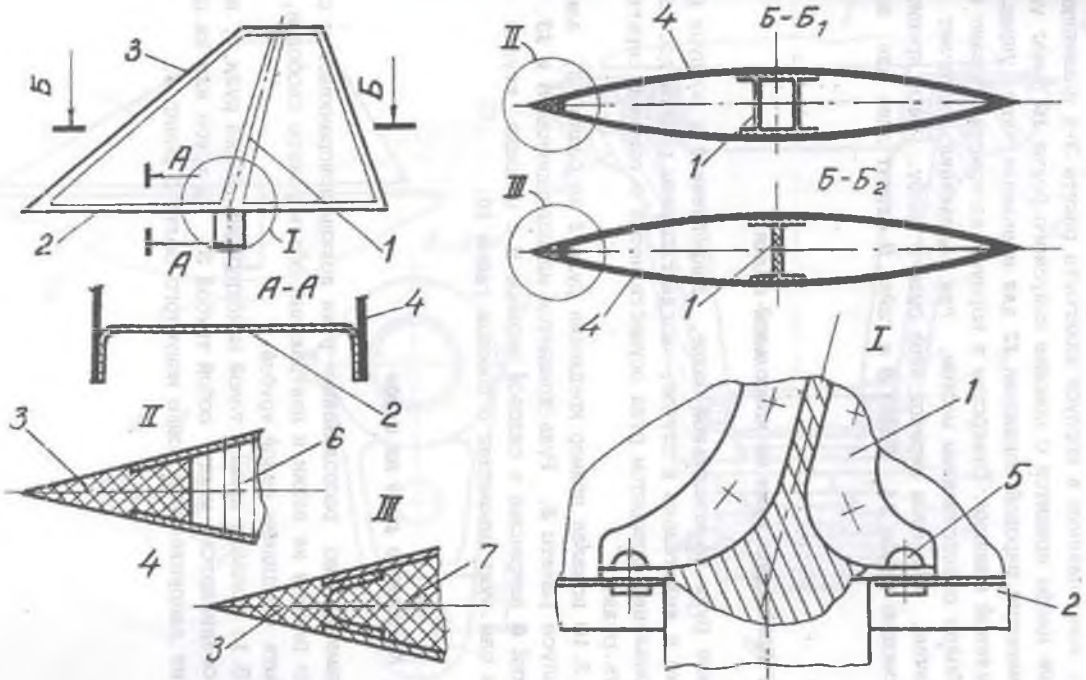


Рис. 3.8. Руль с наполнителем:
 1 - лонжерон; 2 - бортовая нервюра; 3 - носок; 4 - обшивка; 5 - заклепка; 6 - сотовый наполнитель; 7 - наполнитель-пенопласт

На рис.3.9 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.

3.1.10. 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 рис.3.10 показан пример крепления руля 1 на балке 3, закрепленной в корпусе ракеты 2. Рудь вращается на подшипниках 6 и 13. При этом подшипник 6 закреплен в силовой нервюре 9 с помощью втулки 8 и винтов 7, а сам рудь закреплен с помощью гайки 10.

3.1.11. 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 рис.3.11 показан пример такой конструкции, когда руды 2, имеющие цапфы, соединяются между собой трубой 3. На трубе или на цапфе для управления закреплен с помощью конусного болта 5 рычаг 4.

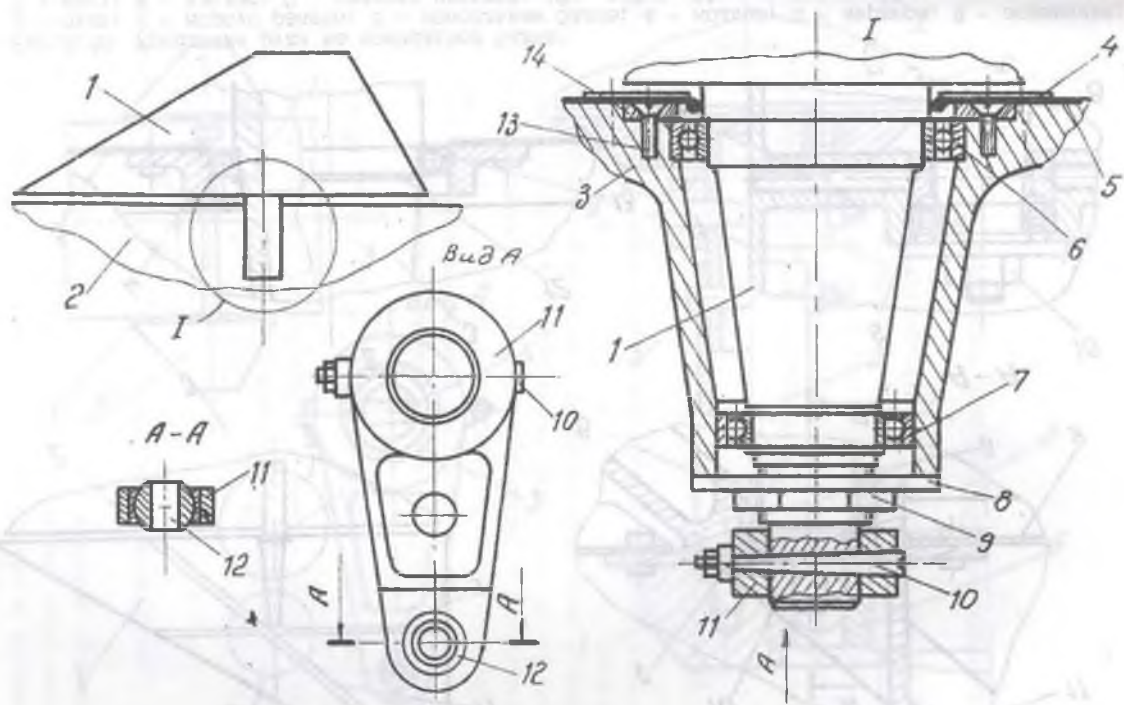


Рис. 3.9. Консольное крепление руля:

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 - царевой подшипник

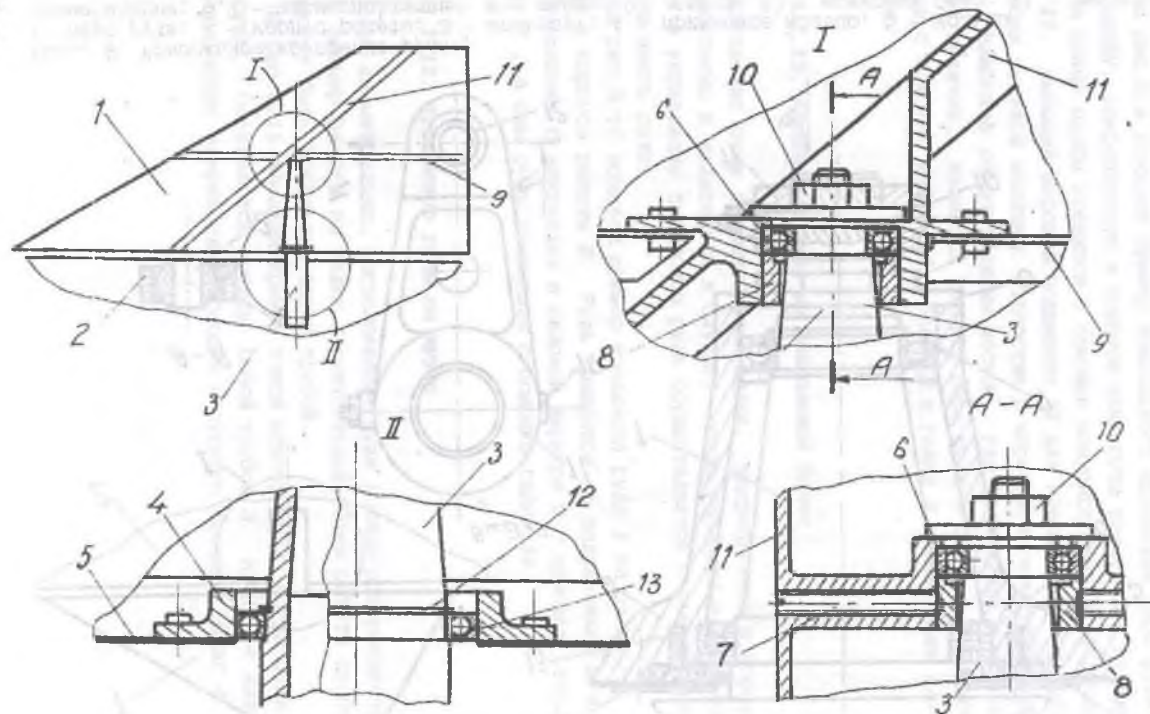


Рис. 3.10. Крепление руля на консольной балке:

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

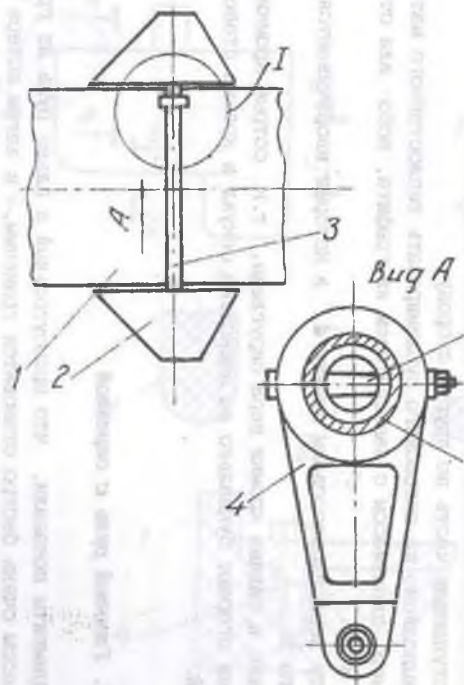
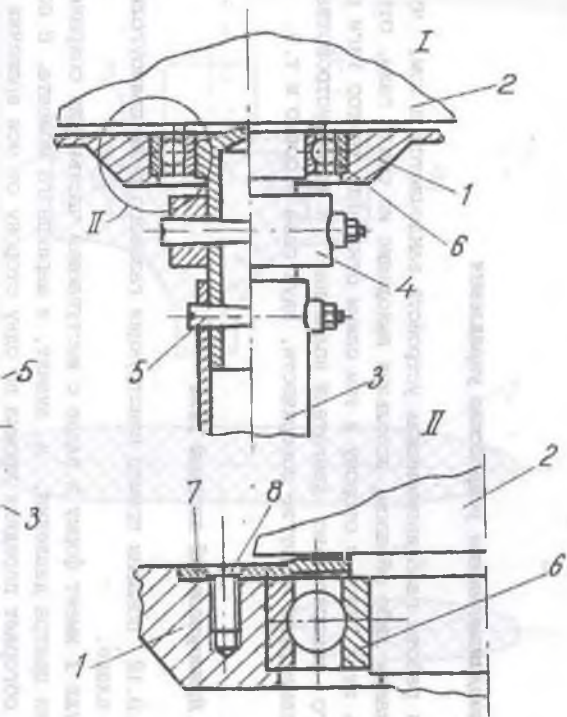


Рис. 3.11. Крепление руля на трубе:
 1 - корпус ракеты; 2 - руль; 3 - труба; 4 - крышка; 8 - винт



- рычаг; 5 - конусный болт; 6 - шарикоподшипник;

3.2. Газодинамические устройства управления

Принцип работы газодинамических устройств заключается в том, что необходимо каким-либо образом, используя выходящие из сопла газы, отклонить часть этих газов с сторону и тем самым отклонить вектор тяги от симметричного относительно двигателя положения. К таким устройствам относят газовые рули и другие поверхности, вдув газа в сопло и т.п.

3.2.1. Прямоугольный газовый руль

На рис. 3.12 показан пример конструкции газового руля прямоугольной формы в плане.

Перо руля **1** имеет форму в плане с выступающей частью для сохранения положения центра давления, а значит, и шарнирного момента. В потоке газов обгорает передняя кромка по одну сторону от оси вращения и стораёт выступающая часть по другую сторону.

Перо выполнено из способного сублимировать теплостойкого материала, например пластмассы с наполнителем из графита, асбо- или стекло-текстолита и пр.

В массу пера запрессованы втулки **4**, в которые вворачиваются крепежные болты **3**.

Передние и задние кромки пера скруглены, т.к. острые кромки бесполезны. Они сторают буквально за несколько секунд и кромка становится скругленной.

3.2.2. Газовый руль с огранкой

Эксперименты показали, что прямоугольный в плане руль из графитной пластмассы очень быстро становится граненым, и затем потеря массы резко сокращается и такой руль с огранкой может находиться в потоке газов, выходящих из ЖРД, сравнительно долго.

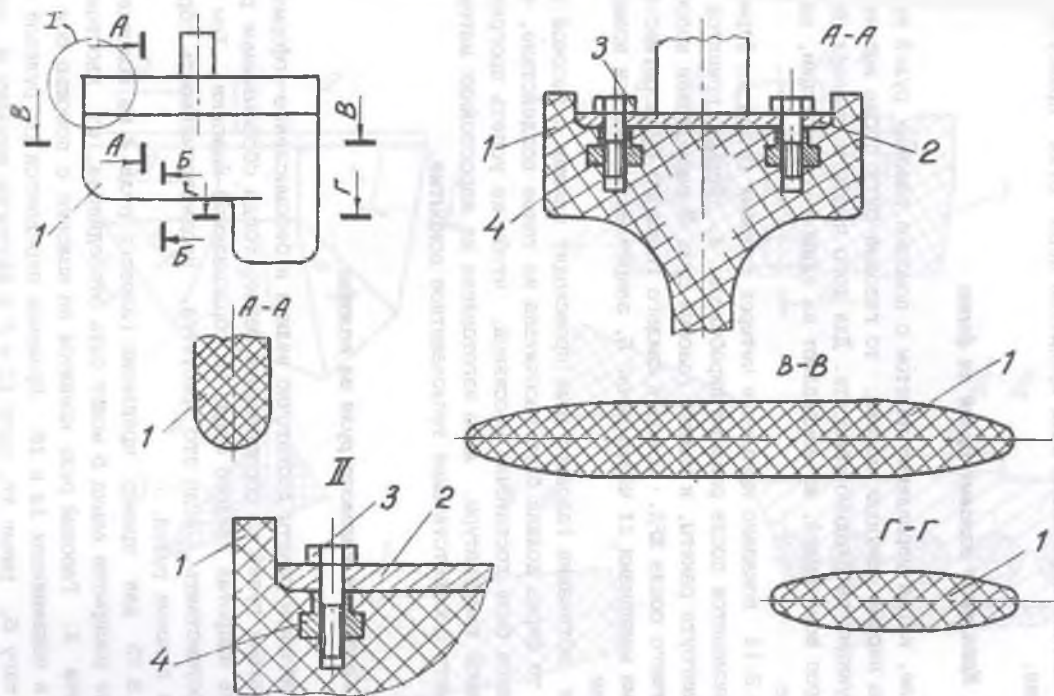


Рис. 3.12. Прямоугольный газовый руль;

1 - перо руля; 2 - пластика крепления; 3 - болт; 4 - втулка

На рис.3.13 показана конструкция газового руля с ограникой.

Форма пера **1** в плане, число и форма граней определены экспериментально. Крепление пера аналогично креплению пера руля прямоугольной формы в плане.

3.2.3. Крепление газовых рулей на ферме

В случае, когда управление полетом с помощью газовых рулей требуется лишь на первых секундах полета, то газовые рули после выполнения ими своих функций необходимо сбросить. Для того чтобы произошел одновременный сброс всех рулей, их закрепляют на единой конструкции, например на ферме.

На рис.3.14 показано крепление четырех газовых рулей на ферме **2**, которая сбрасывается после разрыва пироболтов **4**. Ферма крепится на торцевом шпангоуте ракеты, и каждый газовый руль **3** расположен напротив соответствующего сопла ЖРД. Поворот каждого газового руля осуществляется рулевыми машинками **11** через рычаг **5**, закрепленный на оси вращения газового руля.

Так как обтекание газового руля происходит газами с высокой температурой, то ферма должна быть рассчитана на такое воздействие, т.е. либо она должна быть достаточно массивной, чтобы не успеть прогреться до недопустимой температуры, либо изготовлена из жаростойких материалов, либо иметь соответствующее теплозащитное покрытие.

3.2.4. Крепление газового руля на колонке

Когда габариты ракеты достаточно велики и бессмысленно оформлять крепление газовых рулей на сбрасываемой ферме, тогда сбрасываемые рули можно крепить напротив каждого сопла на сбрасываемой колонке. Тем самым можно осуществить, если это требуется, неодновременность сброса отработавших газовых рулей.

На рис.3.15 дан пример крепления газового руля **4** на колонке **3**, которая после раскрытия замка **5** может быть отсоединена от хвостового отсека ракеты **1**. Газовый руль крепится на колонке с помощью оси **15**, вращающейся в подшипниках **14** и **16**. Вращение передается от рулевой машинки через тягу **6**, рычаг **17**, тяги **11** и **7** и двурогую качалку **8**, которая крепится на оси газового руля с помощью конусного болта **13**. Особенностью конструкции тяг является то, что они могут только толкать качалку **8**, а при сбросе выступ втулки **10** свободно выходит из отверстия

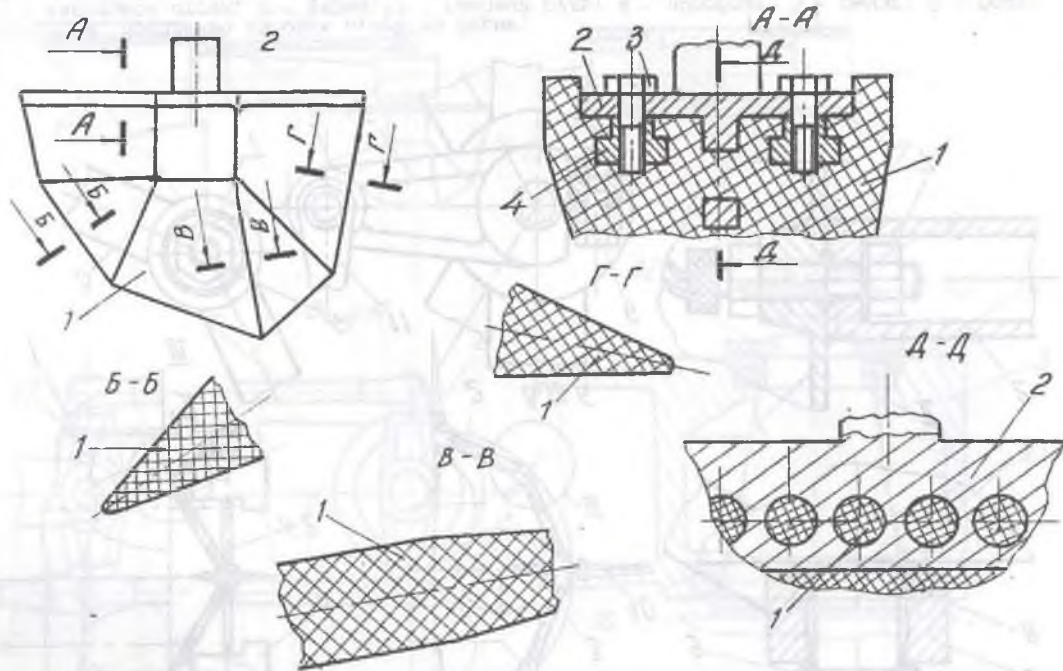


Рис. 3.13. Газовый руль с огранкой:

1 - перо руля; 2 - деталь крепления и поворота руля; 3 - болт; 4 - втулка

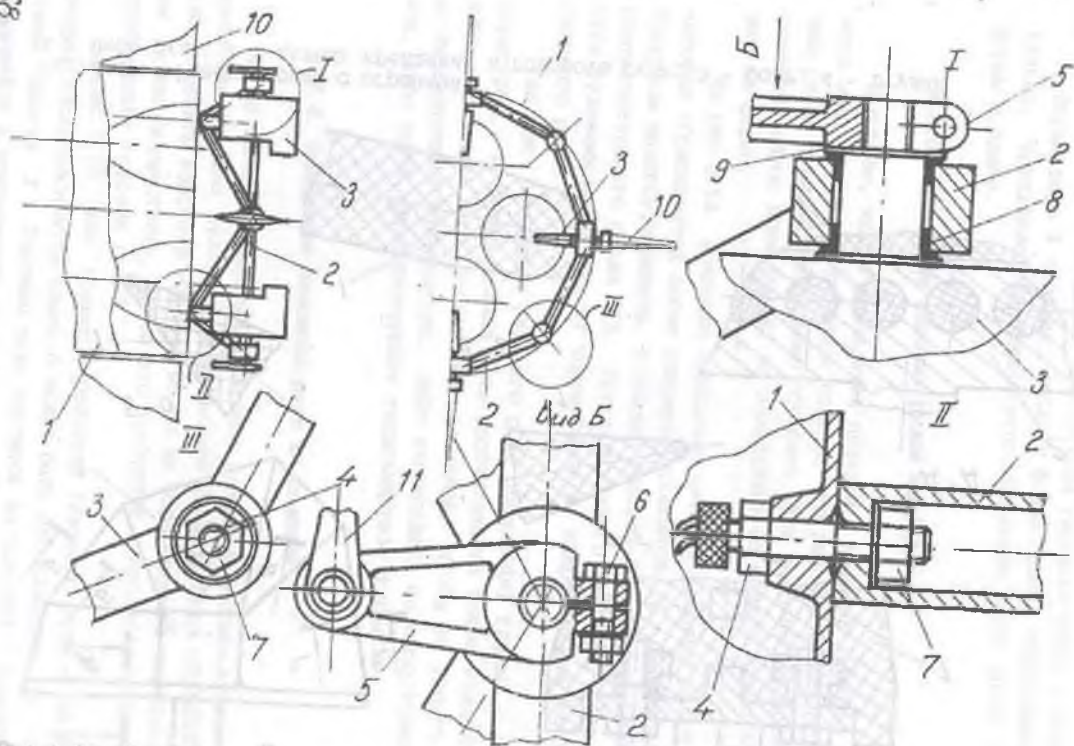


Рис. 3.14. Крепление газовых рулей на ферме:
 1 - хвостовой отсек; 2 - ферма; 3 - газовый руль; 4 - пироболт; 5 - рычаг; 6 - болт;
 7 - гайка; 8 - втулка; 9 - шайба; 10 - аэродинамический руль; 11 - рулевая машинка

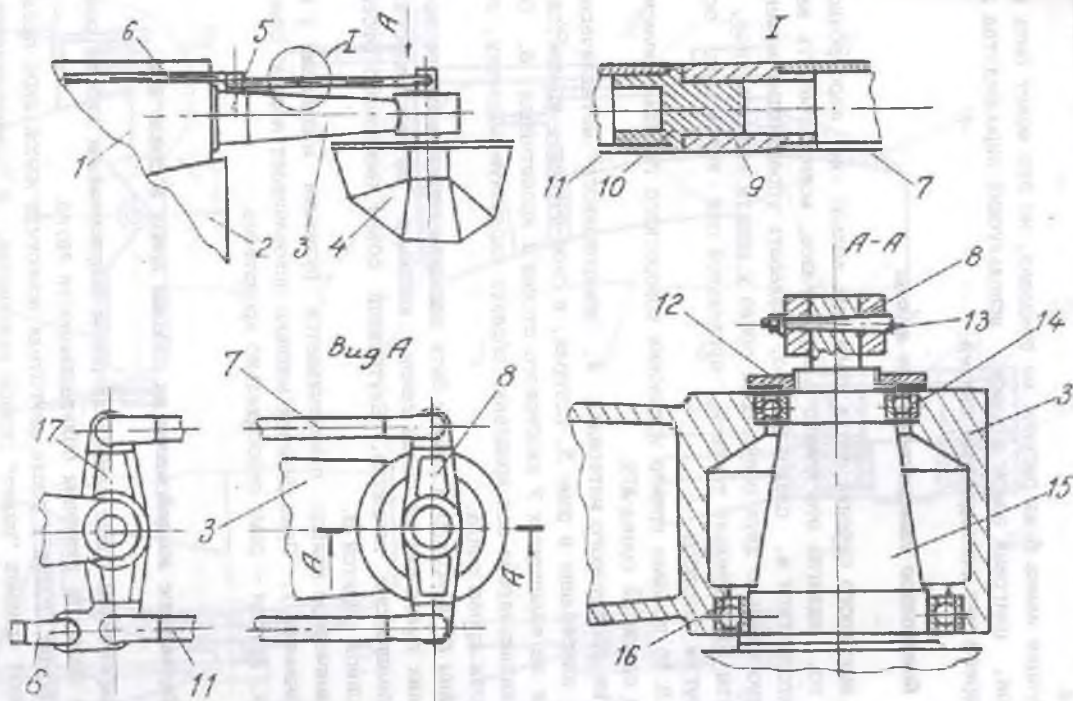


Рис. 3.15. Крепление газового руля на колонке:
 1 - хвостовой отсек; 2 - сопло ЖРД; 3 - колонка; 4 - газовый руль; 5 - замок; 6,7 - тяга;
 8 - двурогая качалка; 9,10 - втулка; 11 - тяга; 12 - гайка; 13 - конусный болт;
 14 - шарикоподшипник; 15 - ось вращения; 16 - шарикоподшипник; 17 - рычаг

штулки 9. Колонка 3 работает как консольная балка от усилий, создаваемых рудями 4.

Конструкция замка 5 на рисунке не показана, но это может быть шариковый замок, цанговый замок и замок, использующий пиросредства для разрыва, разреза или разъединения связей.

3.2.5. Поворотное газодинамическое кольцо

Если у выходного сечения сопла поместить кольцо из жаропрочного материала, то, вдвигая это кольцо в струю газов, можно изменять направление вектора тяги и, следовательно, создавать управляющий момент, но только относительно двух осей. Если сопло у ракеты единственное, то поворот ракеты относительно третьей, продольной оси необходимо осуществлять другим способом.

На рис. 3.16 показан пример установки поворотного газодинамического кольца на одном из сопел ЖРД.

Кольцо из графитового материала 4, армированного металлической арматурой 5, закреплено в раме 3, которая, в свою очередь, вращается в установленных на шпангоутах 7 хвостового отсека 1 кронштейнах 6. Обе взаимно перпендикулярные оси вращения, образуя карданную подвеску, лежат в плоскости среза сопла.

Кронштейны 6 и кольцо 3 должны быть защищены от длительного воздействия на них выходящих из сопла газов, например путем нанесения тонкого теплозащитного покрытия. Внутренний объем хвостового отсека защищается донной защитой 8.

Газодинамическое кольцо поворачивается рулевыми машинками (на рисунке не показаны). Одна рулевая машинка поворачивает кольцо относительно рамы, другая - раму относительно кронштейна.

3.2.6. Управление воздействием на газовой поток в сопле ЖРД

В профилированном сопле двигателя поток выбрасываемых газов осесимметричен и скорость движения больше скорости звука.

Если в поток газов в сопле двигателя поместить какой-либо предмет, то на этот предмет "сядет" скачок уплотнения, и симметричность движения газа будет нарушена. При этом за скачком уплотнения давление газа будет несколько выше, чем давление газа набегающего потока. Это превышение давления за скачком уплотнения нарушает симметричность распределения давления по сечению сопла. Эта несимметричность вызывает

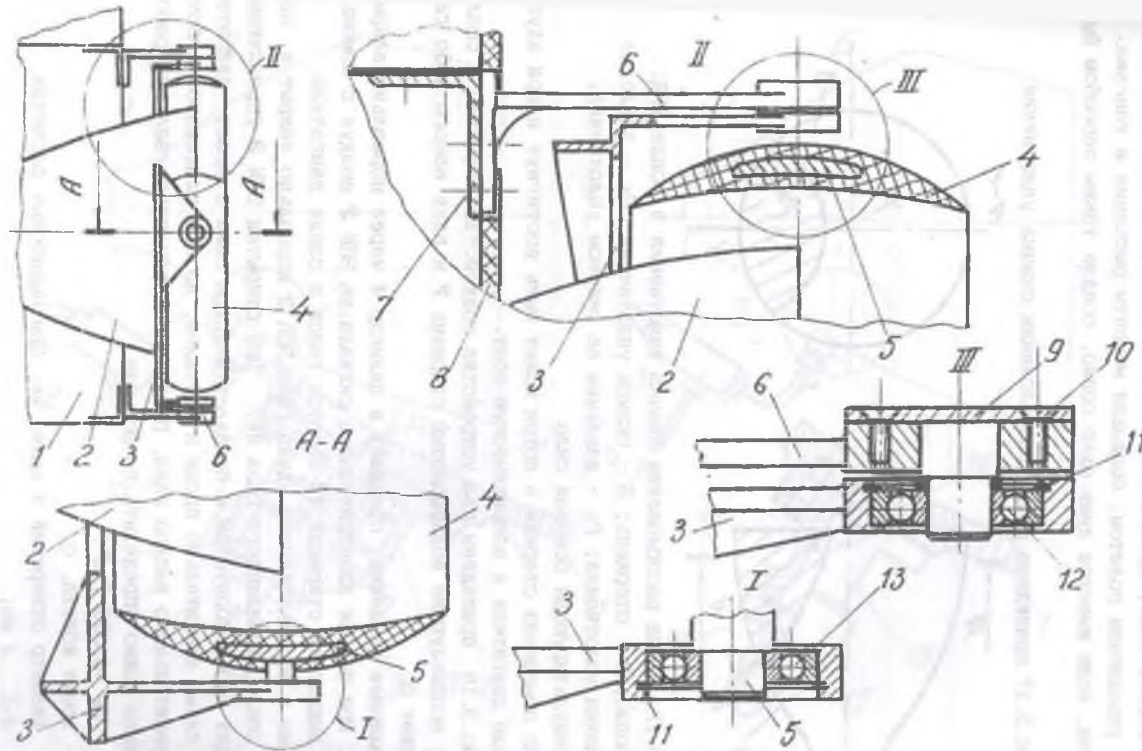


Рис. 3. 16. Поворотное газодинамическое кольцо:

1 - хвостовой отсек; 2 - сопло ЖРД; 3 - рама; 4 - газодинамическое кольцо; 5 - арматура; 6 - кронштейн; 7 - флангоут; 8 - донная защита; 9 - полуось; 10 - крепеж; 11 - стопорное кольцо; 12, 13 - шарикоподшипник

появление боковой силы, приложенной к соплу двигателя. Ее можно использовать для управления полетом, создавая моменты рыскания и тангажа. Момент крена, если имеется лишь одно сопло, создан таким способом быть не может.

На рис.3.17 приведена схема расположения скачка уплотнения.

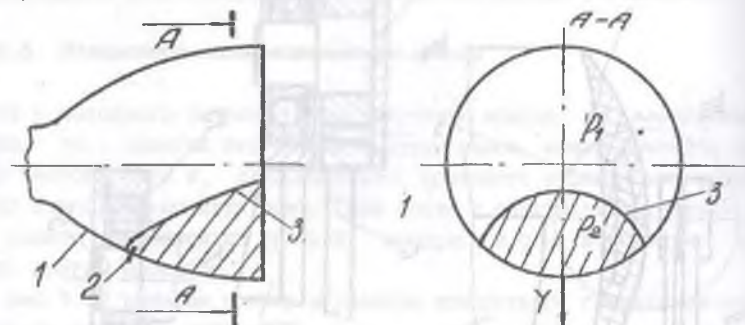


Рис.3.17. Схема расположения скачка уплотнения в сопле ЖРД:
1 - сопло; 2 - стержень; 3 - скачок уплотнения; P_1 - давление до скачка уплотнения; P_2 - давление за скачком уплотнения; Y - результирующая боковая сила

Эффект помещения стержня в поток может быть достигнут и при вдуве газа в сопло двигателя в закритическую зону.

На рис.3.18 приведены два устройства воздействия на газы в сопле двигателя, использующие вольфрамовый стержень 7 и вдув какого-либо газа через дюзку 5.

Управляющее давление попадает в цилиндр 4 через нормально закрытый ЭПК 2. При подаче электрического сигнала на ЭПК 2 воздух с помощью поршня 11 выдвигает стержень 14 в поток газов в сопле двигателя.

В схеме с использованием вдува газа ЭПК 3 нормально закрыт и попадания в сопло управляющего газа нет. При открытии ЭПК 3 управляющий газ проходит через корпус 19 и попадает в поток газа в сопле двигателя. Такая схема значительно проще и надежнее, но при длительной работе требует значительного запаса газа. Потребное количество газа для работы одной дозы можно определить по формуле

$$m_T = 0,009 T d^2,$$

где T - время полета, с;

d - диаметр отверстия в дюзке, мм. При оценочных расчетах

$$d = 2 \dots 4 \text{ мм};$$

m_T - масса газа, кг.

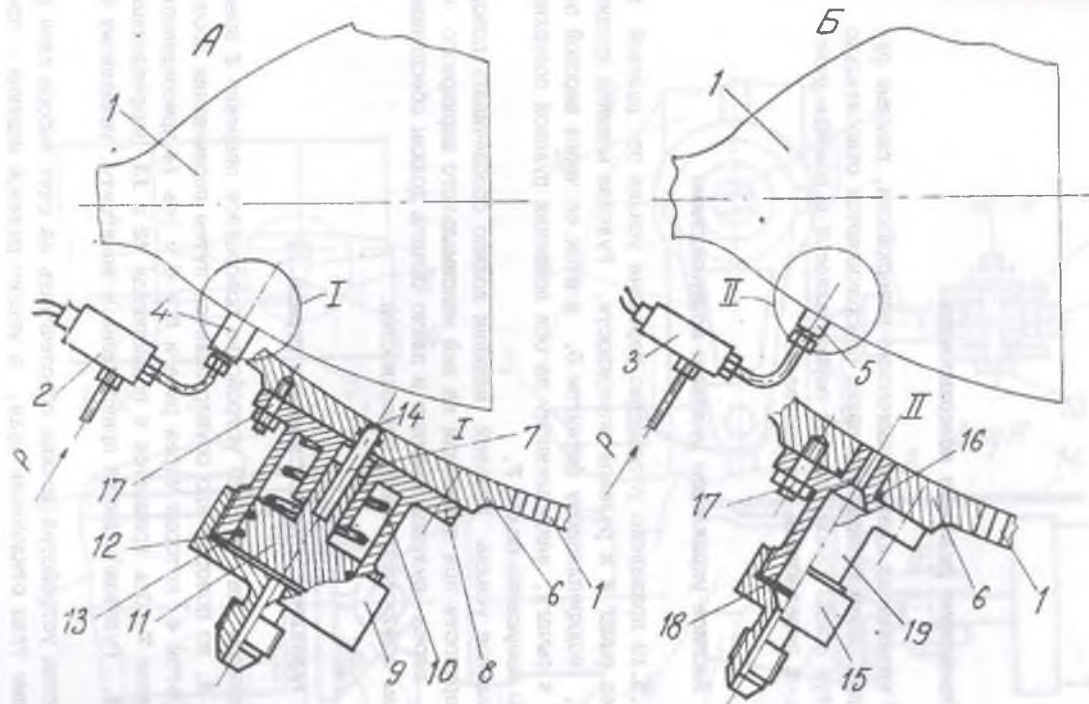


Рис. 3.18. Управление воздействием на газовый поток в сопле ЖРД:
 1 - сопло двигателя; 2,3 - ЭПК; 4 - цилиндр; 5 - дюза; 6 - фланец; 7 - стержень; 8 - корпус цилиндра; 9 - крышка; 10 - пружина; 11 - поршень; 12,13 - кольца герметизации; 14 - кольцо герметизации; 15 - крышка; 16 - кольцо герметизации; 17 - крепеж; 18 - прокладка; 19 - корпус

3.3. Управление рулевыми поверхностями

Органы управления (аэродинамические поверхности, газовые рули и т.п.) при своем функционировании поворачиваются относительно одной или двух осей. Такой поворот осуществляется с помощью рулевых машинок и передающих устройствами.

3.3.1. Местное управление рулевыми поверхностями

На рис.3.19 приведено устройство передачи усилия от рулевой машинки **3** через рычаг **4** к рулевой поверхности. Рулевая машинка крепится к шпангоуту, подкрепленному фитингом **5**, а шток ее через шаровой подшипник **12** - к рычагу, закрепленному на оси вращения рулевой поверхности с помощью конусного болта **7**.

Максимальное усилие рулевой машинки должно обеспечивать поворот рулевой поверхности при появлении на ней максимального шарнирного момента. Ход штока рулевой машинки и плечо рычага должны обеспечивать заданные углы поворота рулевых поверхностей.

3.3.2. Управление рулем с помощью серьги

В показанном на рис.3.20 устройстве поворотное оперение **2** вращается на оси **3**, но поворот его осуществляется путем перемещения носочка оперения серьгой **4**, которая через рычаги **5** и **6** и ось **14** присоединена к рулевой машинке **7**. Ось вращается в подшипниках **12** и **13**, закрепленных в шпангоуте **11**. Рулевая машинка прикреплена к шпангоуту, усиленному фитингом **9**.

Кинематика устройства должна обеспечивать за счет выбора плеч рычагов заданные углы отклонения руля, а усилие рулевой машинки - преодоление максимального шарнирного момента на оси руля.

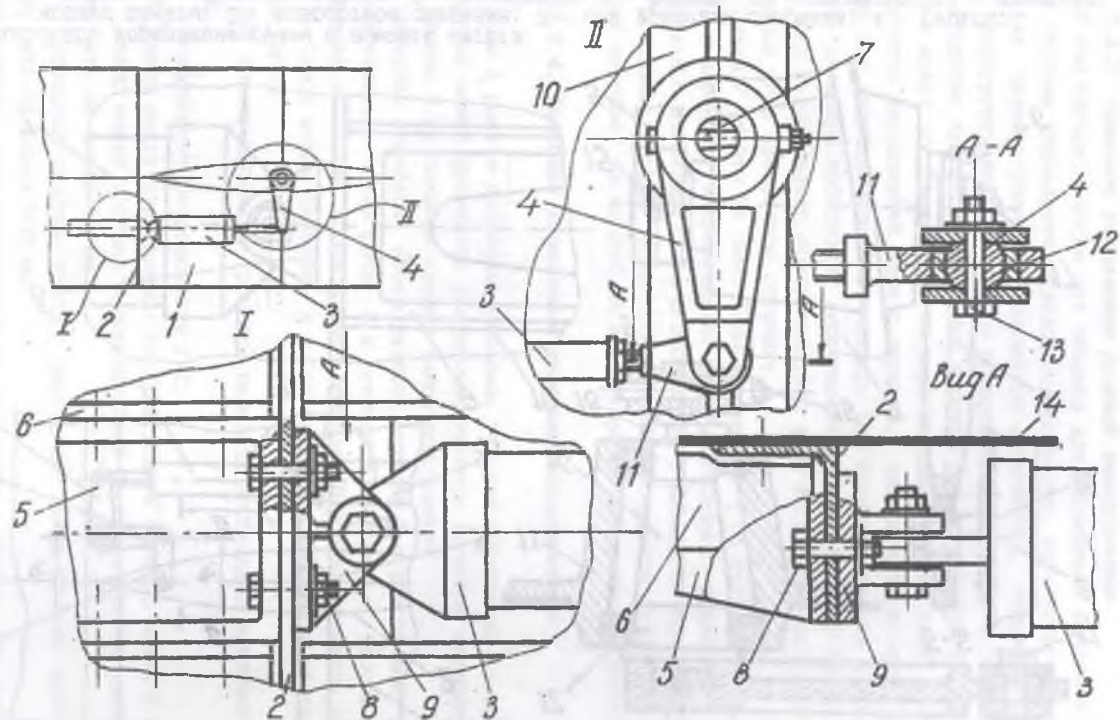


Рис. 3.19. Жесткое управление рулевыми поверхностями:
 1 - корпус ракеты; 2 - шпангоут; 3 - рулевая машинка; 4 - рычаг; 5 - фитинг; 6 - стрингер;
 7 - конусный болт; 8 - крепеж; 9 - кронштейн; 10 - шпангоут; 11 - ухо; 12 - шаровой
 подшипник; 13 - крепеж; 14 - обшивка

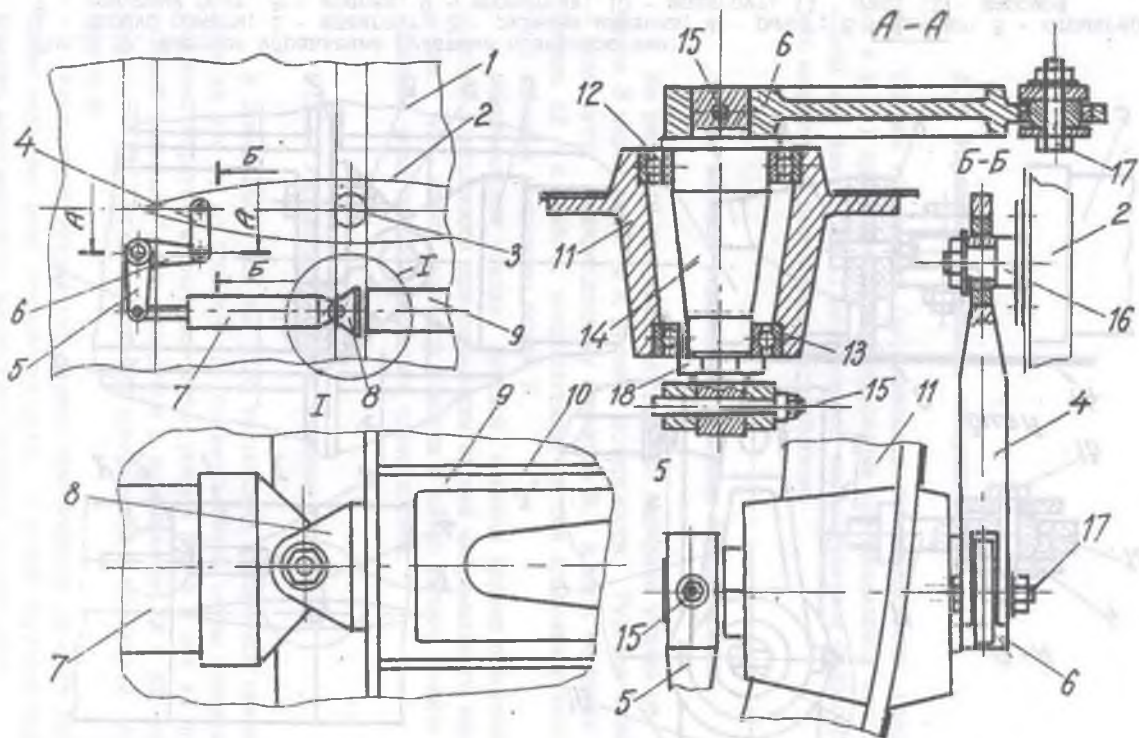


Рис. 3.20. Управление рулем с помощью серьги:

1 - корпус ракеты; 2 - поворотное оперение; 3 - ось вращения оперения; 4 - серьга;
 5, 6 - рычаг; 7 - рулевая машинка; 8 - кронштейн; 9 - фитинг; 10 - стрингер; 11 - шпангоут;
 12, 13 - шарикоподшипник; 14 - ось; 15 - конусный болт; 16 - кронштейн; 17 - крепеж;
 18 - гайка

3.3.3. Винтовое управление рулевой поверхностью

В том случае, когда нет объемов для размещения рычажной или тросовой системы управления рулевой поверхностью, есть возможность применять для целей управления компактные устройства, например винтовую пару, конструктивное выполнение которой показано на рис.3.21.

Оперение крепится с помощью корпуса 6 и кронштейна 15 на шпангоуте 3 и может поворачиваться на шарикоподшипниках 16 и 17. На корпусе 15 крепится неподвижный шток с поршнем, входящих в силовой (пневматический или гидравлический) цилиндр. При подаче давления в ту или иную полость цилиндра происходит перемещение корпуса гайки 8 вдоль корпуса 6 и гайка 7 заставляет поворачиваться винт 5, который отклоняет на необходимый угол поворотное оперение 1.

Гайка 7 почти не имеет самоторможения (за счет применения в зацеплении шариков) и превращение поступательного движения гайки во вращательное движение винта 5 происходит с малыми потерями на трение.

Основным силовым элементом в этой конструкции является корпус 6, который передает на корпус ЛА все усилия от поворотного оперения.

3.3.4. Тросовое управление рулевыми поверхностями

Если в ракете достаточно объема, то для управления рулевой поверхностью можно применить достаточно простое тросовое управление.

На рис.3.22 показан пример такой конструкции.

Передача движения штока рулевой машинки 5 к поворотному оперению 2 осуществляется через рычаг 3 и секторы 4 с помощью тросов 6. Для устранения выпадания троса на кронштейнах 10 устанавливаются ограничители 7. Зазор между сектором и ограничителем должен быть менее 1/3 диаметра троса.

При конструировании тросовой передачи необходимо выдерживать условия:

- коэффициент безопасности $f=2$;
- зазор между движущимися частями должен быть не менее 3 мм;
- зазор между тросами и конструкцией ракеты и тросами между собой должен быть не менее 10 мм;
- свободный участок троса (расстояние между точками крепления) должен быть не более 500 мм;
- диаметр троса выбирается по стандарту, исходя из действующих усилий, а размеры крепежных деталей - исходя из максимального усилия на разрыв самого троса.

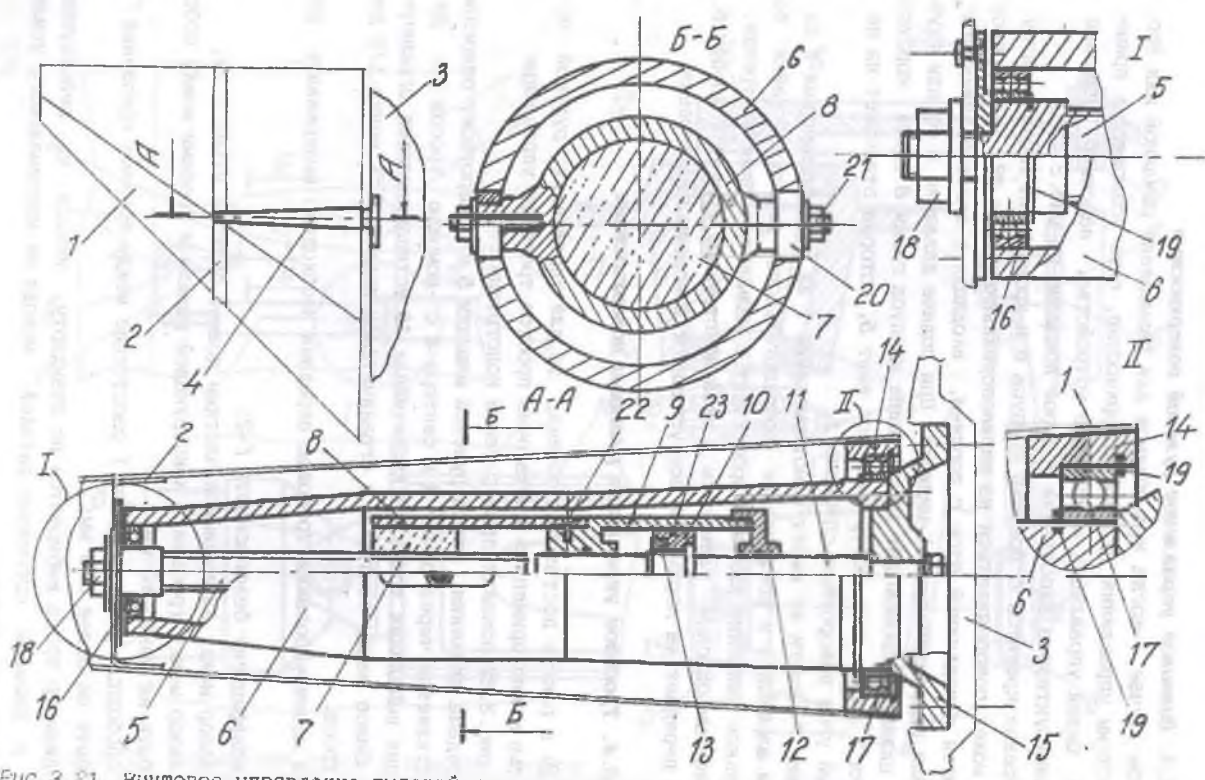


Рис. 3.21. Винтовое управление рулевой поверхностью:
 1 - поворотное оперение; 2 - силовая нервюра; 3 - шпангоут; 4 - ось вращения; 5 - винт;
 6 - корпус; 7 - гайка; 8 - корпус гайки; 9 - цилиндр; 10 - поршень; 11 - неподвижный шток;
 12 - крышка; 13 - гайка; 14 - бортовая нервюра; 15 - кронштейн; 16, 17 - шарикоподшипник;
 18 - гайка; 19 - стопорное кольцо; 20 - ролик; 21 - гайка; 22 - винт; 23 - герметизация

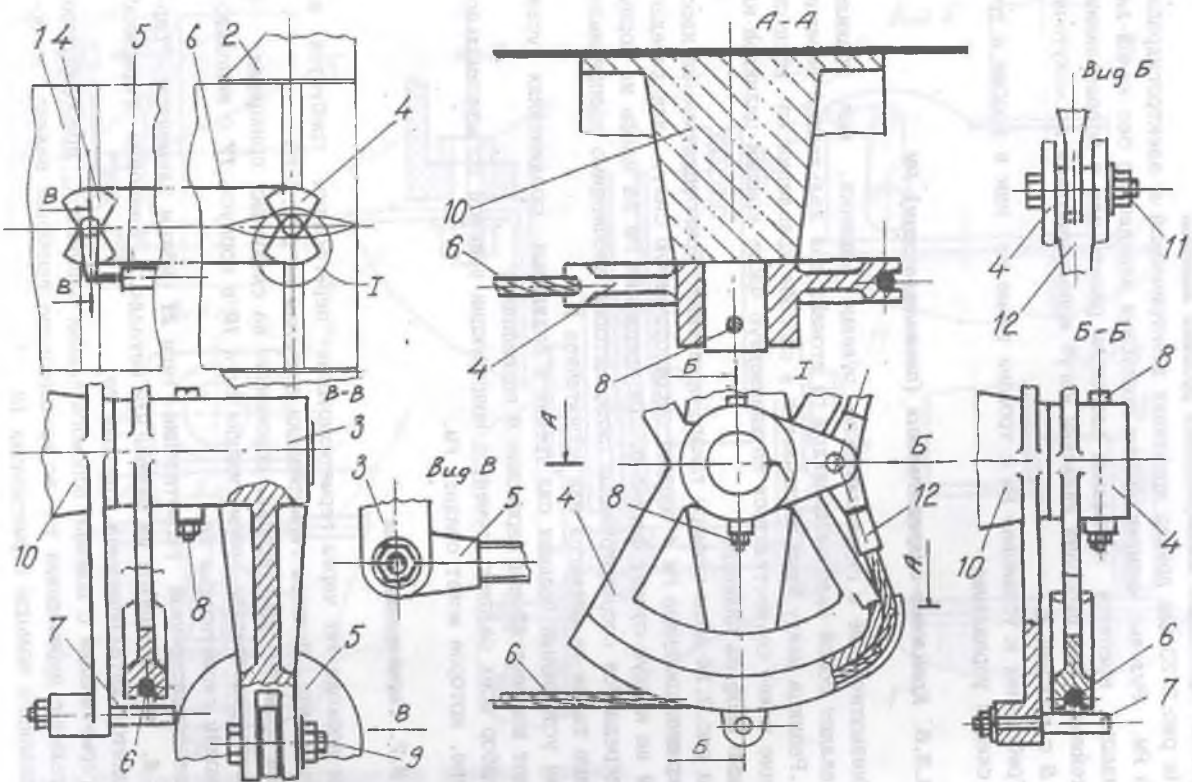


Рис. 3.22. Тросовое управление рулевой поверхностью:
 1 - корпус ракеты; 2 - поворотное оперение; 3 - рычаг; 4 - сектор; 5 - рулевая машинка;
 6 - трос; 7 - ограничитель; 8 - конусный болт; 9 - крележ; 10 - кронштейн; 11 - крележ;
 12 - ухо

3.3.5. Крепление электрических рулевых машинок

На рис. 3.23 дан пример крепления электрической и электрогидравлической РМ. Рулевые машинки своими корпусами неподвижно без какой-либо амортизации крепятся к силовым элементам ракеты или с использованием кронштейнов. Для передачи движения могут использоваться промежуточные шкивы 5 с тросами 4.

Требования к установке РМ с тросами такие же, как и вообще к тросовым схемам управления.

3.3.6. Крепление гидравлических (пневматических) РМ

Пневматические и гидравлические рулевые машинки, как правило, представляют собой силовые цилиндры со штоками для дальнейшей передачи усилий. Разница между ними заключается в способе крепления на корпусе. Крепление может осуществляться за удлиненную часть крышки цилиндра или с помощью цапф за цилиндр.

На рис. 3.24 даны примеры такого крепления. Прикрепляемые за хвостовик крышки цилиндра РМ 4 создают сосредоточенную силу, для передачи которой на корпус ставят фитинг 5. От крепления РМ за цапфы на корпус также передаются сосредоточенные силы, которые необходимо воспринимать с помощью таких же фитингов или кронштейнов 7.

Для устранения больших сил трения в подвижных соединениях устанавливают шаровые 13 или шариковые 9 подшипники.

Подбор всех силовых элементов конструкции ведется по максимальной нагрузке, которое может создать РМ.

3.3.7. Герметизация тяг

При проходе тяг через герметизирующие перегородки требуется их герметизировать. Примеры герметизации показаны на рис. 3.25.

Даны примеры герметизации, основанные на следующих принципах:

- непосредственная герметизация тяги 19 в корпусе 17 с использованием колец герметизации 18;

- непосредственная герметизация тяги 21 гибким элементом - "гармошкой" 4, изготовленной из резины или металла. Резиновая "гармошка" подкрепляется металлическими кольцами 20;

- герметизация с помощью вспомогательных элементов, преобразующих поступательные перемещения тяг во вращательное движение валика, загерметизированного кольцом герметизации 13.

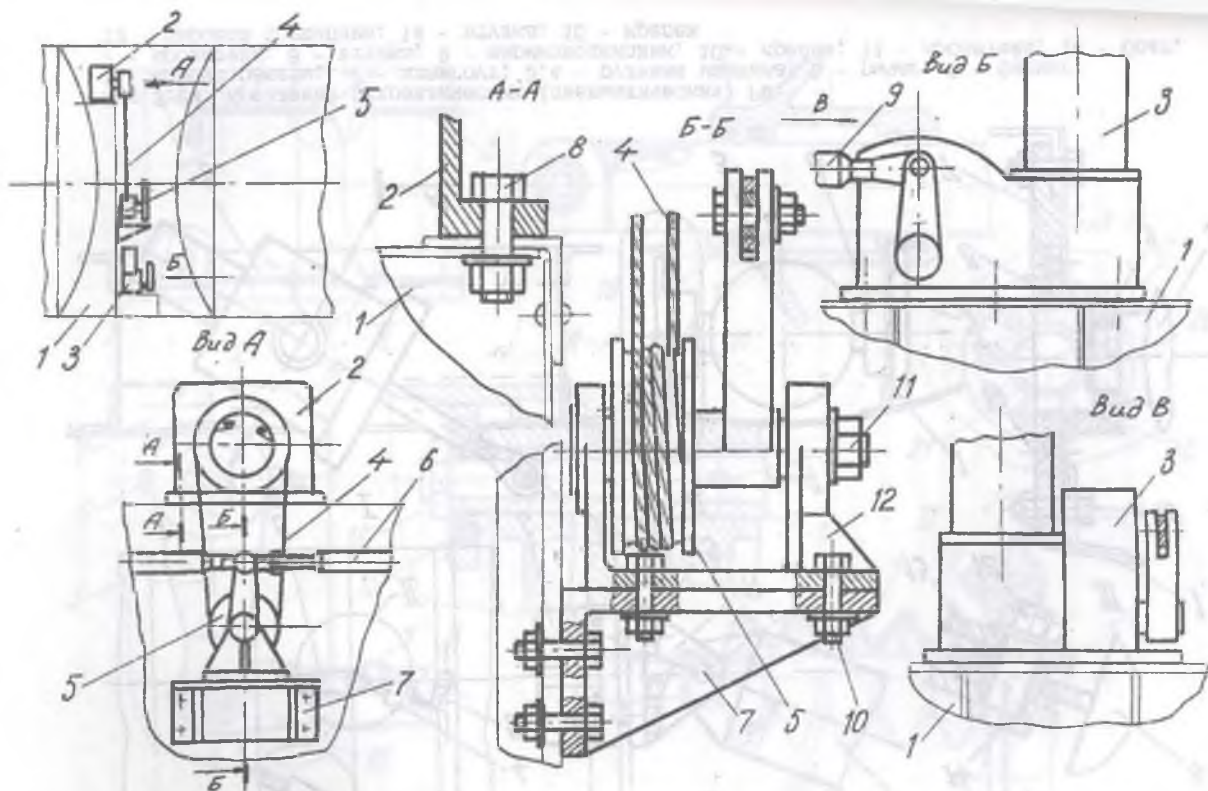


Рис. 3.23. Крепление электрических рулевых машинок:

1 - корпус ракеты; 2 - электрическая рулевая машинка; 3 - электрогидравлическая рулевая машинка; 4 - трос; 5 - шкив; 6 - тяга; 7 - кронштейн; 8 - крепеж; 9 - тяга; 10 - крепеж; 11 - гайка; 12 - кронштейн

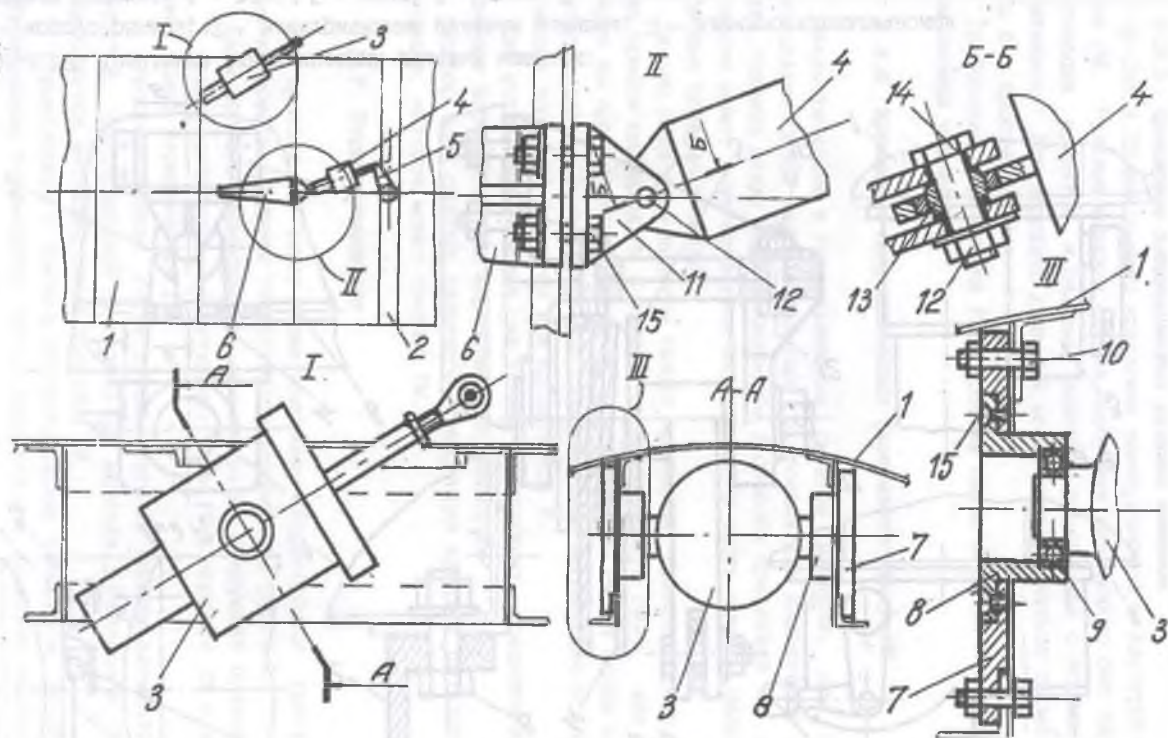


Рис. 3.24. Крепление гидравлических (пневматических) РМ:

1 - корпус ракеты; 2 - шлангоут; 3, 4 - рулевая машинка; 5 - рычаг; 6 - фитинг; 7 - кронштейн; 8 - втулка; 9 - шарикоподшипник; 10 - крепеж; 11 - кронштейн; 12 - болт; 13 - шаровой подшипник; 14 - втулка; 15 - крепеж

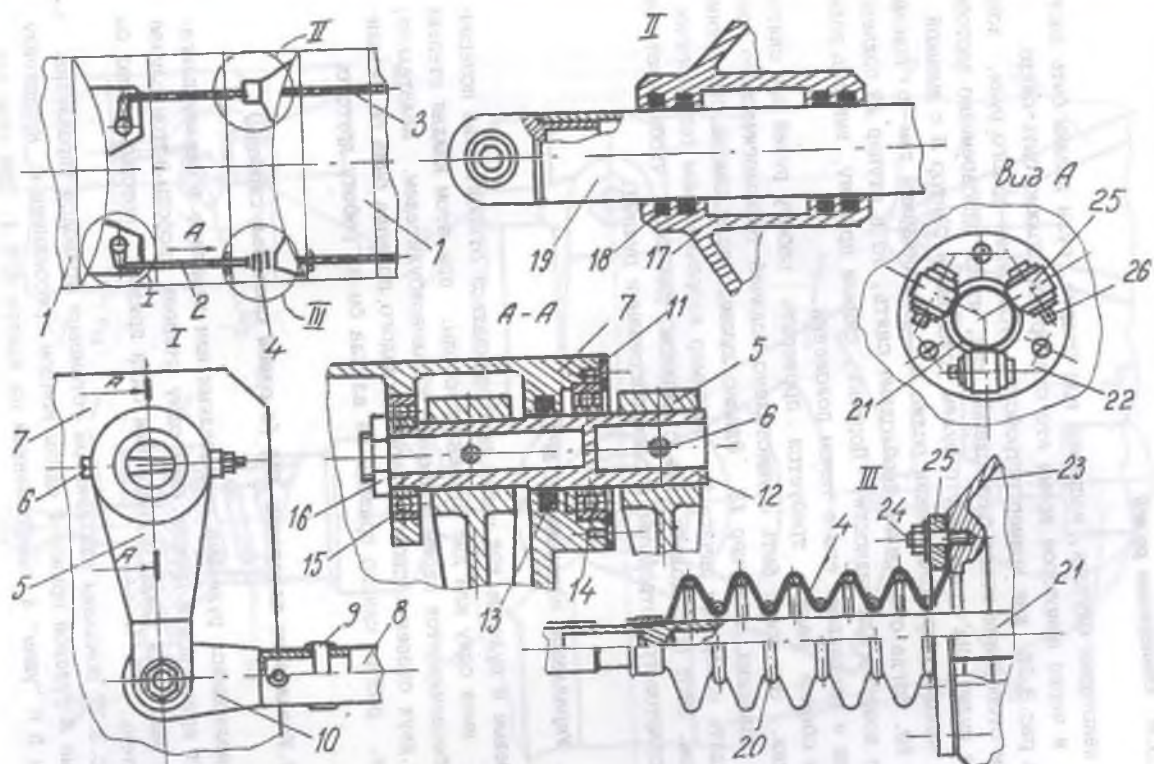


Рис. 3.25. Герметизация тяг:

1 - корпус ракеты; 2, 3 - тяга; 4 - "гармошка"; 5 - рычаг; 6 - конусный болт; 7 - корпус; 8 - тяга; 9 - трубчатая гайка; 10 - наконечник; 11 - крышка; 12 - ось; 13 - кольцо герметизации; 14, 15 - шарикоподшипник; 16 - гайка; 17 - корпус; 18 - кольцо герметизации; 19 - тяга; 20 - кольцо; 21 - тяга; 22 - корпус; 23 - корпус; 24 - крепеж; 25 - кольцо; 26 - ось

3.3.8. Стопорение рулей

В некоторых случаях, например при старте, рули должны быть застопорены и через некоторое время это стопорение должно быть снято.

На рис.3.26 дан пример устройства стопорения одного руля, хотя механизм стопорения может быть сделан так, чтобы одновременно застопорить все рули. На одном валу с рулем установлен сектор 5 с выемкой, в которую западает при стопорении ролик 6, удерживаемый там с помощью пружины 10. Когда стопорение необходимо снять, то в штуцер 13 подается давление воздуха или жидкости. Поршень, сжимая пружину, выводит ролик из выемки и удерживает его в таком положении.

При сборке ракеты требуется проверять работу рулей при снятом стопорении. Это может быть осуществлено подачей технологического воздушного давления в штуцер 13. Однако лучше, если снятие стопорения осуществлять поворотом рычага 9, например вворачиваемым технологическим болтом. Этот болт должен быть с флажком, для того чтобы ракета не ушла со стартового устройства с расстопоренными рулями.

3.4. Управление поворотными ЖРД

Маршевые и рулевые ЖРД могут поворачиваться относительно поперечных осей, имея одну или две степени свободы, при этом каждая степень свободы обеспечивается своим приводом - силовозбудителем. Желательно, чтобы при двух степенях свободы работа каждого привода была бы независимой, т.е. работа одного привода не влияла бы на работу другого.

3.4.1. Управление поворотом ЖРД (с одной степенью свободы)

ЖРД, являющиеся рулевыми двигателями или входящие в связку двигателей, могут вращаться в цапфах, имея одну степень свободы. В этом случае достаточно иметь для каждого двигателя один привод, который вращал бы этот двигатель.

На рис.3.27 показаны два примера установки приводов управления.

В схеме А рулевой привод 2 одним концом присоединен к кронштейну 3, а штоком 5 к "ушам" 4, закрепленным на камере ЖРД 1. При этом для

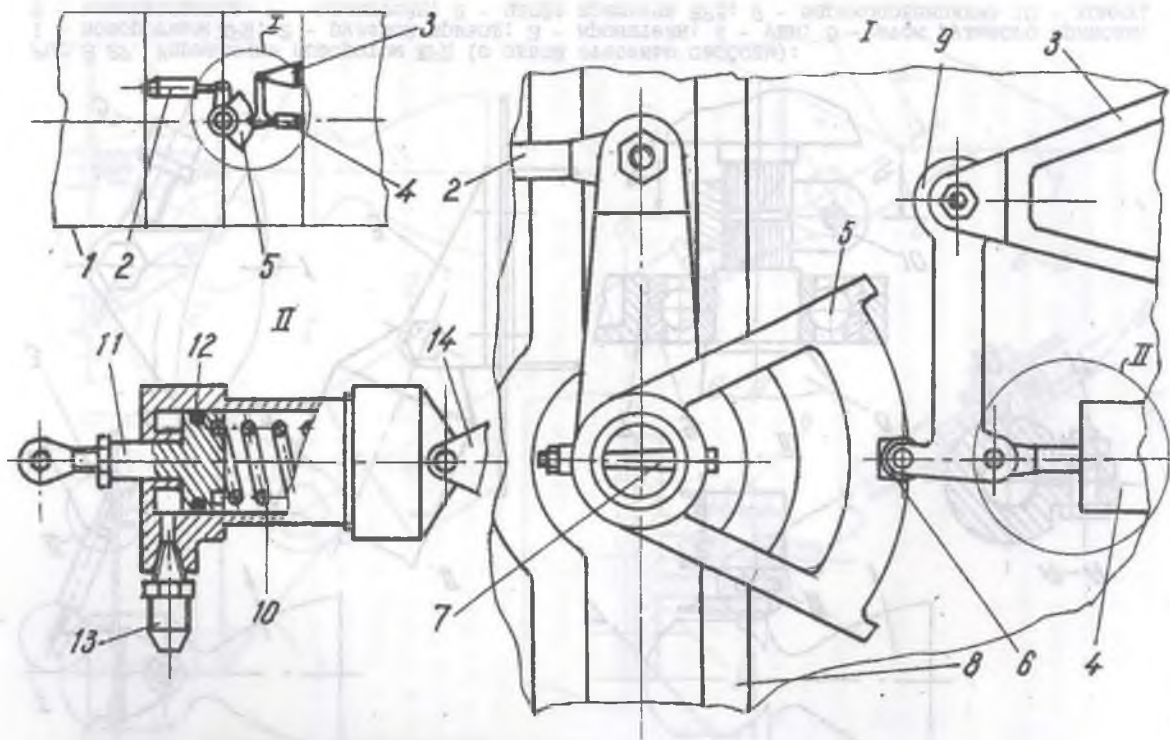


Fig. 3.26. Mechanism of rudder stop:

- 1 - rocket body; 2 - rudder drive; 3 - bracket; 4 - stop drive; 5 - sector;
 6 - roller; 7 - conical bolt; 8 - shackle of rudder attachment; 9 - lever; 10 - spring;
 11 - piston with rod; 12 - sealing ring; 13 - nozzle; 14 - bracket

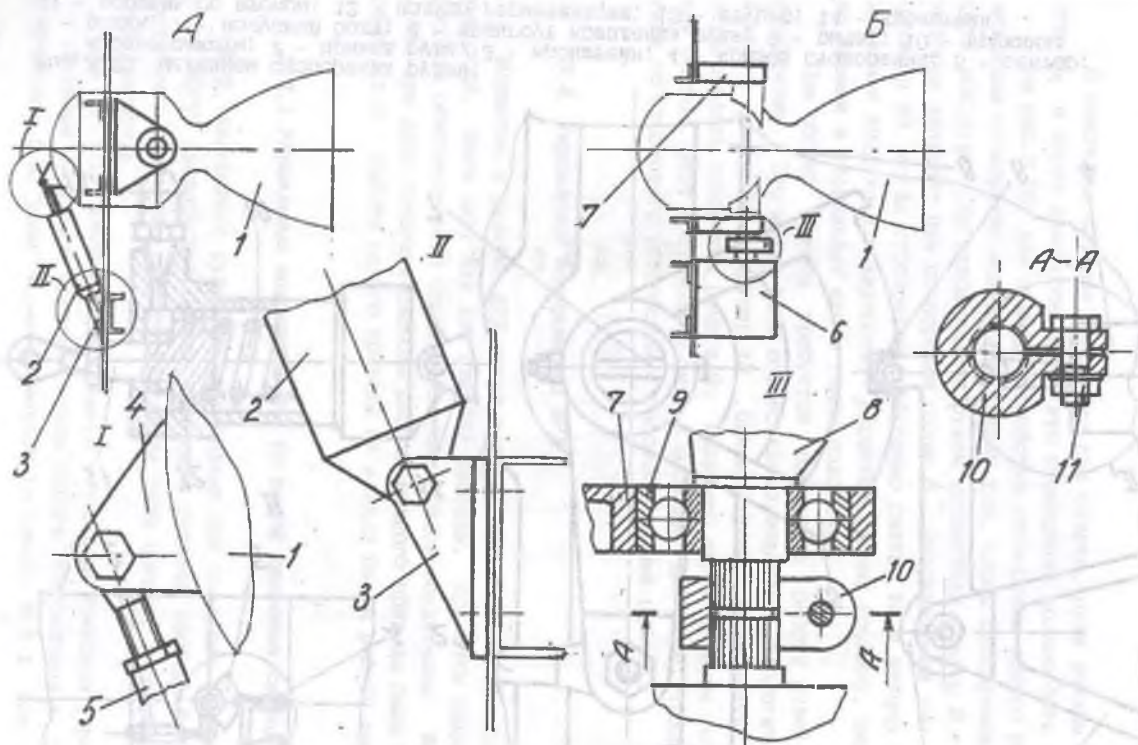


Рис. 3.27. Управление поворотом ЖРД (с одной степенью свободы):
 1 - поворотный ЖРД; 2 - рулевой привод; 3 - кронштейн; 4 - уши; 5 - шток рулевого привода;
 6 - электропривод; 7 - кронштейн; 8 - цапфа вращения ЖРД; 9 - шарикоподшипник; 10 - хомут;
 11 - валик

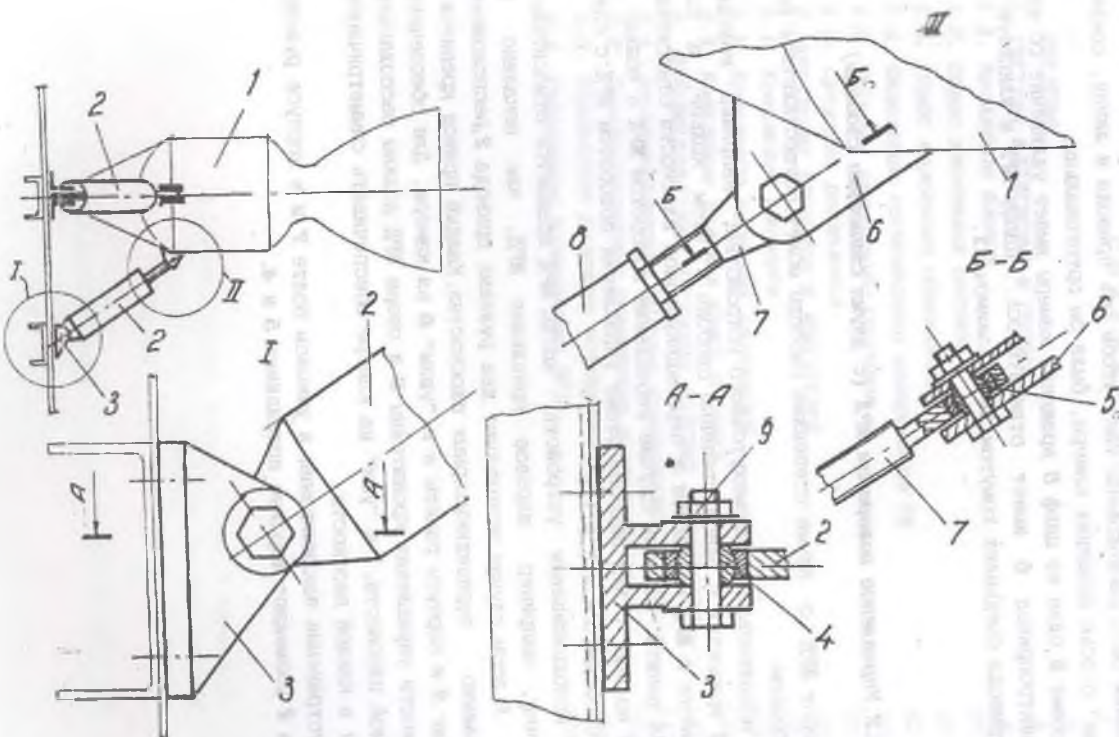


Рис. 3.28. Управление поворотом ЖРД (с двумя степенями свободы):
 1 - поворотный ЖРД; 2 - рулевой привод; 3 - кронштейн; 4,5 - шаровой подшипник;
 6 - "ухо"; 7 - ушковый болт; 8 - шток рулевого привода; 9 - крепеж

соблюдения симметричности отклонения камеры от нейтрального положения "уши" должны быть расположены так, чтобы ось привода и линия, соединяющая "уши" с осью вращения камеры, были бы ортогональны.

В схеме **Б** одна из цапф **8** вращения камеры имеет удлинение со шлицами. Электропривод **6** имеет ответную ось. Цапфу ЖРД и шлицевую ось электропривода соединяют хомутом **10** с зажимом **11**.

3.4.2. Управление поворотом ЖРД (с двумя степенями свободы)

Поворот ЖРД с двумя степенями свободы может осуществляться различным образом:

- с использованием промежуточного устройства, например кольца, когда ЖРД вращается с одной степенью свободы в этом кольце, а само кольцо вместе с ЖРД вращается в перпендикулярной плоскости относительно корпуса ракеты. В этом случае управление поворотом ЖРД в кольце и поворотом кольца с ЖРД подобно схеме управления поворотом ЖРД с одной степенью свободы (см. п. 3.4.1);

- с использованием устройств, когда ЖРД вращается относительно одной точки, например паровое крепление ЖРД, как показано на рис. 3.28. В этом случае используют два рулевых привода **2**, расположенных в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Каждый привод крепится в кронштейнах **3** к корпусу ракеты и к "ушам" **6** на камере. Для обеспечения симметричности управления кронштейны **3** и опора ЖРД должны располагаться в одной плоскости, а "уши" на камере обеспечивать симметричность управления в каждой плоскости.

Для устранения заклинивания в ушковом болте **7** и в корпусе рулевого привода **2** размещают паровые подшипники **5** и **4**.

ВВЕДЕНИЕ	3
1. СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ И СБРОСА	4
1.1. Крепление блоков	4
1.2. Сброс хвостовых отсеков	25
1.3. Сброс головного обтекателя	28
1.4. Отделение космического аппарата от РН	42
1.5. Системы аварийного спасения	53
1.6. Средства разделения	60
2. КРЕПЛЕНИЕ ПРИБОРОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ	82
2.1. Крепление приборов	82
2.2. Крепление маршевых двигателей	101
2.3. Крепление рулевых камер и сопел	131
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ГАЗОВЫЕ РУЛЕВЫЕ ПОВЕРХНОСТИ	147
3.1. Аэродинамические рулевые поверхности	147
3.2. Газодинамические устройства управления	164
3.3. Управление рулевыми поверхностями	174
3.4. Управление поворотными ЖРД	184