

Автор-составитель и исполнитель

иллюстраций - доц. Кмашев Л. П.

УДК 629.7

Головные обтекатели (Иллюстративный материал по курсу
"Конструкция и проектирование ЛА"): Методические указания/
Автор-сост. Л. П. Кмашев; Куйбыш. авиац. ин-т, Куйбышев, 1990, 38 с.

Приведется иллюстративный материал по конструкции головных обтекателей космических аппаратов и систем сброса створок. К каждой иллюстрации дается описание конструкции и простейшие зависимости для подбора сечений элементов конструкции.

Методические указания разработаны на кафедре летательных аппаратов и предназначены для использования их при выполнении курсовых работ и курсовых проектов по курсу "Конструкция и проектирование ЛА", а также при выполнении дипломного проекта.

Подписано в печать 28.09.90. Формат 60x84^{1/16}.

Бумага оберточная белая. Печать офсетная. Усл. п. л. 2,0

Уч.-изд. л. 2,0 Т. 50 экз. Заказ *№ 9 ДСП.*

Бесплатно

Уч.-к оперативной полиграфии Куйбышевского авиационного института. 443061 г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.

Предисловие

Ракеты-носители (РН) при выводе космических аппаратов (КА) на орбиту подвергаются воздействию внешней среды - аэродинамическому нагреву и аэродинамическим силам. Кроме того, на РН действуют большие перегрузки. Защитить КА от перегрузок невозможно, но освободить его от восприятия нагрева и аэродинамических сил можно, поместив его под головным обтекателем (ГО). Так как аэродинамические силы и нагрев действуют лишь на начальном этапе пуска, то ГО после прохождения плотных слоев атмосферы должен быть сброшен, для чего на ГО устанавливается система сброса. Эта система может сбросить так, что производится:

- отталкивание от ракеты створок предварительно расчлененного ГО;
- сброс ГО "чулком", когда обтекатель сдвигается вперед и уводится от ракеты;
- сброс обтекателя на участке полета с нулевой перегрузкой.

При аварийной ситуации для спасения экипажа или особо ценной аппаратуры предусмотрена система аварийного спасения (САС), которая имеет в своем составе ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). С помощью этого двигателя спасаемый отсек отрывается от ракеты и уводится от нее. При этом предварительно происходит разделение на части, как ГО так и КА.

Методические указания имеют 17 основных рисунков и являются четвертой частью иллюстративного материала по конструкции ракет и ракет-носителей.

Первая часть - "Головные части ракет"

Вторая часть - "Системы отделения головных частей и разделения блоков".

Третья часть - "Носовые отсеки".

1. Формы головных обтекателей (рис. I.1)

Форма и размеры ГО определяются размерами ракеты-носителя, конструкцией и другими особенностями КА. Так первый ИСЗ был закрыт простым конусным обтекателем (А). Если КА или его часть имеет достаточную защиту от аэродинамических сил и нагрева, то обтекателем (Б) закрывают лишь незащищенные участки поверхности. Большой частью форма ГО состоит из сочетания цилиндра и конуса (В). Особых удобств в выборе формы ГО не требуется, т.к. аэродинамические потери на активном участке полета составляет лишь 2...3% от гравитационных потерь. Основное требование к форме ГО - требование симметричности. Поэтому, если на КА имеется какой-либо выступ, не влияющий на размеры ГО, то последний делает в необходимом месте большего диаметра (Г). Однако, это решение не всегда приемлемо, т.к. приходится вносить много изменений в систему сброса ГО и САС. Лучшим решением является установка местного обтекателя на выступающую часть КА и симметрично расположить ложный обтекатель с теми же разме-

На ГО действуют нагрузки:

- при транспортировке. ГО закреплен на ракете конусом и испытывает поперечную перегрузку $n_y^2 = 2$;
- избыточное внутреннее давление. Этот предел давления появляется из-за того, что ГО герметичен (по крайней мере, племнезагерметизируемым) и имеющийся внутри ГО воздух за время пуска не успевает стравиться;
- в полете. Аэродинамические нагрузки, приложенные, в основном, к конусной части ГО вызывают появление перерезывающей силы

$$Q^2 = 3 \alpha_{max} q_{max} S$$

и изгибающего момента

$$M_{изг} = \left(\frac{H}{3} + L \right) Q^2$$

где α_{max} - максимальный угол атаки,
 q_{max} - максимальный скоростной напор,
 S - площадь миделя,
 L - длина цилиндрической части ГО.

ФОРМЫ ГОЛОВКИХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ

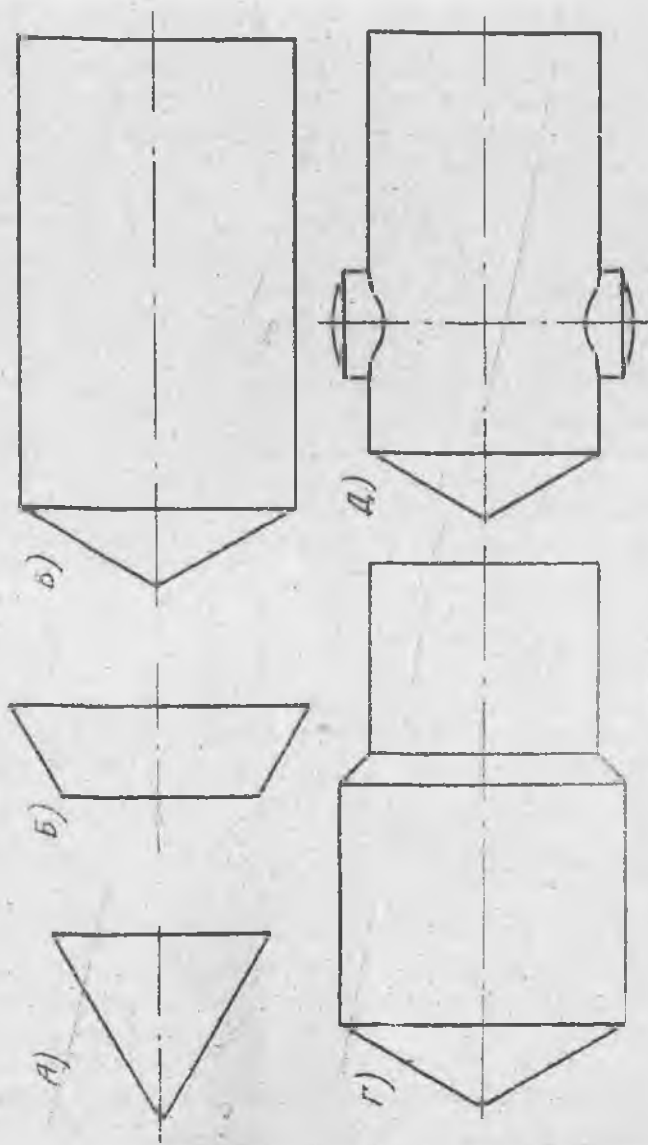


Рис. I, I

А) - конус, Б) - усеченный конус, В) - цилиндрический конус с цилиндрической головкой, Г) - усеченный конус с цилиндрической головкой.

2. Головной обтекатель клепанной конструкции (рис. 2.1)

Принципы проектирования и изготовления клепанного головного обтекателя заимствованы из самолетостроения. ГО имеет силовой набор, состоящий из стрингеров (8) и шпангоутов (10). К силовому набору приклепывается тонкая обшивка (3,7). Если ГО состоит из двух или более створок, то продольные стыки усиливаются профилями (14).

Конусная носовая часть ГО (1) воспринимает основную нагрузку от аэродинамических сил, которая вызывает в корпусе ГО нагрузки: изгиба и сжатия. Эти же силы вызывают касательные напряжения от перерезывающих сил.

Подбор сечений элементов конструкции ГО проводится так же, как для других сухих отсеков (см. "Носовые отсеки", раздел I). Наиболее нагруженным сечением ГО является сечение у нижнего стыкового шпангоута (15).

На продольном стыке расположены замки, нагруженные силами от избыточного давления в ГО

$$F_{зам}^p = \frac{P_{из} L D}{2 n_{зам}}$$

где $P_{из}$ - избыточное давление внутри ГО,
 D - диаметр цилиндрической части ГО.

$n_{зам}$ - число замков на каждом продольном стыке.

Для восприятия усилия сдвига от поперечной силы на продольных стыках имеются шпильки, которые работают на срез от усилия

$$F_{шп}^p = f \frac{Q^2}{n_{шп}}$$

где $n_{шп}$ - число шпилек.

3. Корпус ГО из композиционных материалов (рис. 3.1)

Для уменьшения массы ГО может быть изготовлен из композиционных материалов однослойной или трехслойной конструкции из стеклотекстолита или из материала на основе графита. Силовые элементы (окантовки, шпангоуты, вкладыши и т.п.) изготавливают из металла или из прочных композиционных материалов. Вкладыши из металла крепят с помощью болтов с потайной (4) или полукруглой (16) головками. Крепление болтами с полукруглой головкой пред-

Головной обтекатель клепанной конструкции

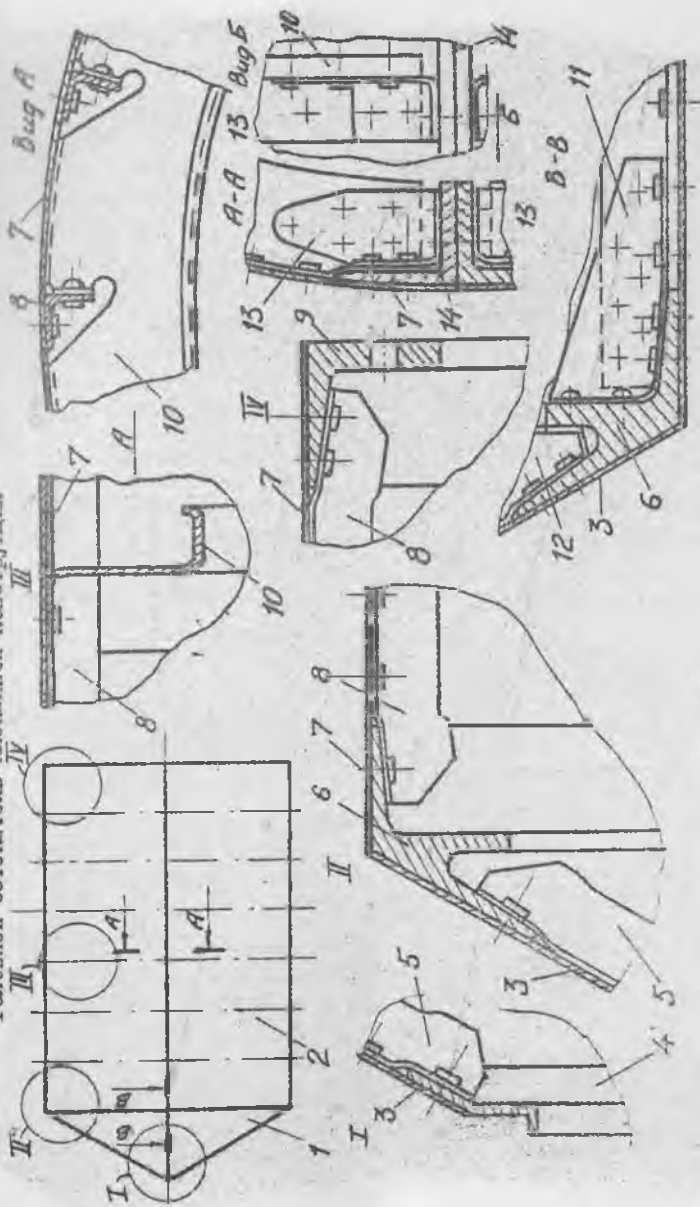


Рис. 2.1

1 - носовый конус, 2 - цилиндрическая часть, 3 - обшивка, 4 - носовой шпангоут, 5 - втулка, 6 - шпангоут, 7 - обшивка, 8 - отстрел, 9 - стыковой шпангоут, 10 - разовый шпангоут, 11 - фланг, 12 - фланг, 13 - фланг, 14 - усиливающий профиль

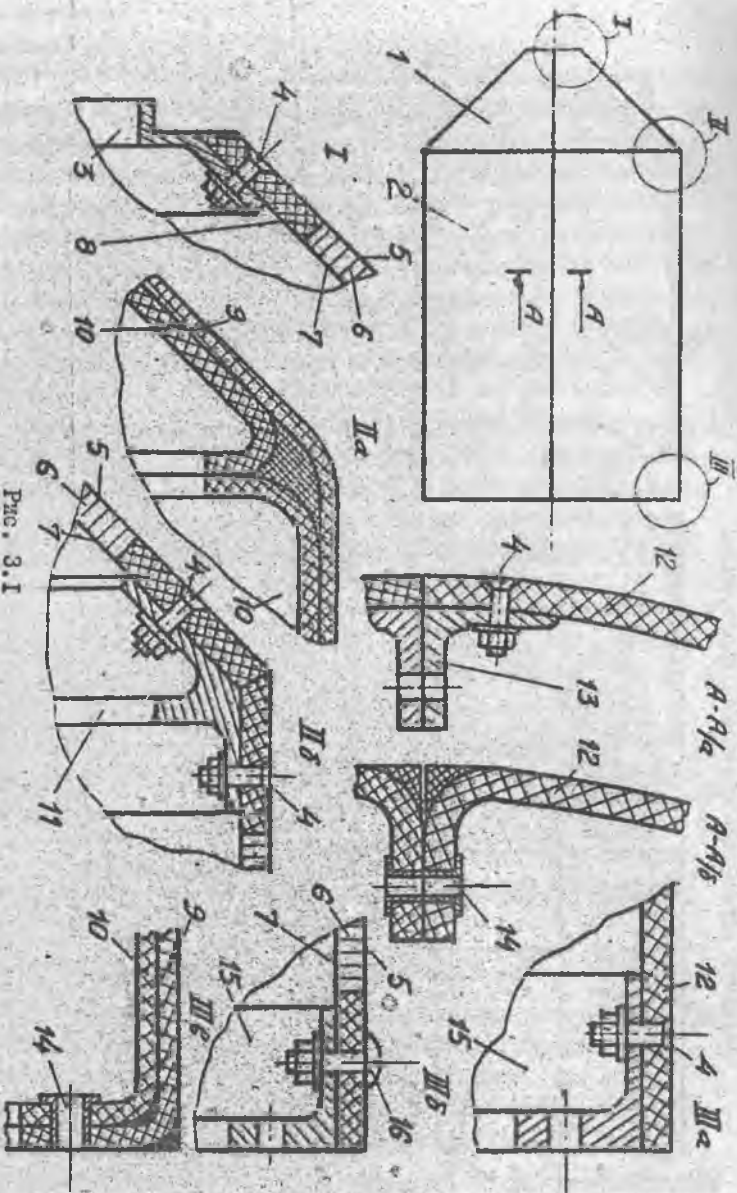


Рис. 3.1

- 1 - носовой конус, 2 - цилиндрическая часть, 3 - носовой шпангоут, 4 - крепеж,
 5 - наружный слой, 6 - заполнитель, 7 - внутренний слой, 8 - вкладыш, 9 - наружная
 оболочка, 10 - внутренняя оболочка, 11 - шпангоут, 12 - оболочка, 13 - профиль,
 14 - втулка, 15 - стыковой шпангоут, 16 - крепеж

выгоднее, т.к. из расклинивающих усилий от конуса пистолетной гильзы. Применение вкладышей из волокнистых композиционных материалов вызывает трудности в образовании в них отверстий, когда требуется большая, до 1000 м/с скорость резания. Такую скорость обработки возможно достичь, применяя магнитно-импульсный или взрывной способ подачи инструмента.

Особо легкие конструкции из композиционных материалов получают при изготовлении слоев обложки и усиления с плавными переходами, без подреза слоев.

Подбор сечений элементов конструкции ГО проводится так же, как и для других сухих отсеков (см. "Носовые части", раздел I).

4. Система сброса головного обтекателя с разделением на створки ("тупицанная" схема)

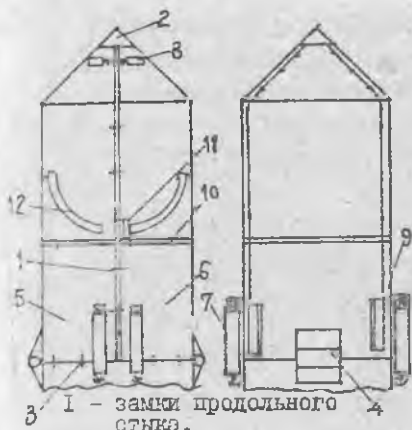
4.1 Схема работы системы

Головной обтекатель для осуществления сброса состоит из двух разделяющихся створок, которые до сброса соединены между собой и присоединены к корпусу ракеты с помощью замков продольного и поперечного стыков (рис.4.1). Разъединенные створки расталкиваются толкателями (7) или РДТТ (8).

Если сверху вместо наконечника установлен двигатель САС, то устанавливаются дополнительные приводы для раскрытия продольного (9) и поперечного (II) стыков и ложемента для захвата спасаемой части при аварийном отделении.

На рис.4.2 показана схема раскрытия и сброса створок ГО без системы аварийного спасения. Сброс осуществляется в следующей последовательности:

- А - отделение наконечника (3) от створок воздушным или пиротехническим приводом,
- Б - раскрытие замков продольного (4) и поперечного (7) стыков за счет перемещения наконечника (3) вверх,
- В - поворот створок (1 и 2) пружинными толкателями (5) вокруг оси (6),
- Г - достижение створками положения, когда сбрасывает замок крепления узла поворота створок (6),



- 1 - замки продольного стька,
 2 - наконечник,
 3,- замки поперечного стька,
 4 - узлы новорота,
 5 - створка,
 6 - створка,
 7 - Пружинные толкатели,
 8 - РДТТ,
 9 - Привод раскрытия замков продольного стька,
 10 - Замки поперечного стька при аварийной ситуации,
 11 - привод раскрытия поперечного стька,
 12 - элементы.

Рис. 4.1

- Д- отделение створок вместе с осями вращения от плиты на корпусе ракеты,
 Е - свободное задание створок.

4.2. Устройство продольного стька (рис.4.3)

На профиле продольного стька створок ГО крепятся замки, которые соединяют воедино обе створки. На внутреннем профиле (5) устанавливаются шариковые замки, открывающиеся с помощью тяг (3). Эти тяги закрывают много полезного пространства внутри ГО, что ликвидируется постановкой наружного продольного профиля. Для уменьшения габаритов тяги прижимают к корпусу ГО и шариковые замки(2) заменяют на рычажные (8). Замки продольного стька воспринимают усилия, которые появляются от избыточного давления воздуха внутри ГО при подъеме на активном участке полета. Для восприятия сдвига от поперечной силы на продольном стьке имеются короткие шпильки(7), препятствующие раскрытию створок.

О выборе диаметров шпилек см. раздел 2

4.3. Привод наконечника и продольного стька (рис.4.4)

Наконечник (8) крепит створки между собой и является связующим звеном, к которому присоединяются тяги (6), идущие к шариковым замкам продольного стька. Наконечник сверху покрыт слоем теплозащиты (3), т.к. в полета наконечник может нагреться до 800...1200⁰С. Продолжением этой теплозащиты является теплозащита конусной части ГО (2).

Схема раскрытия и сборки створок головного обтекателя

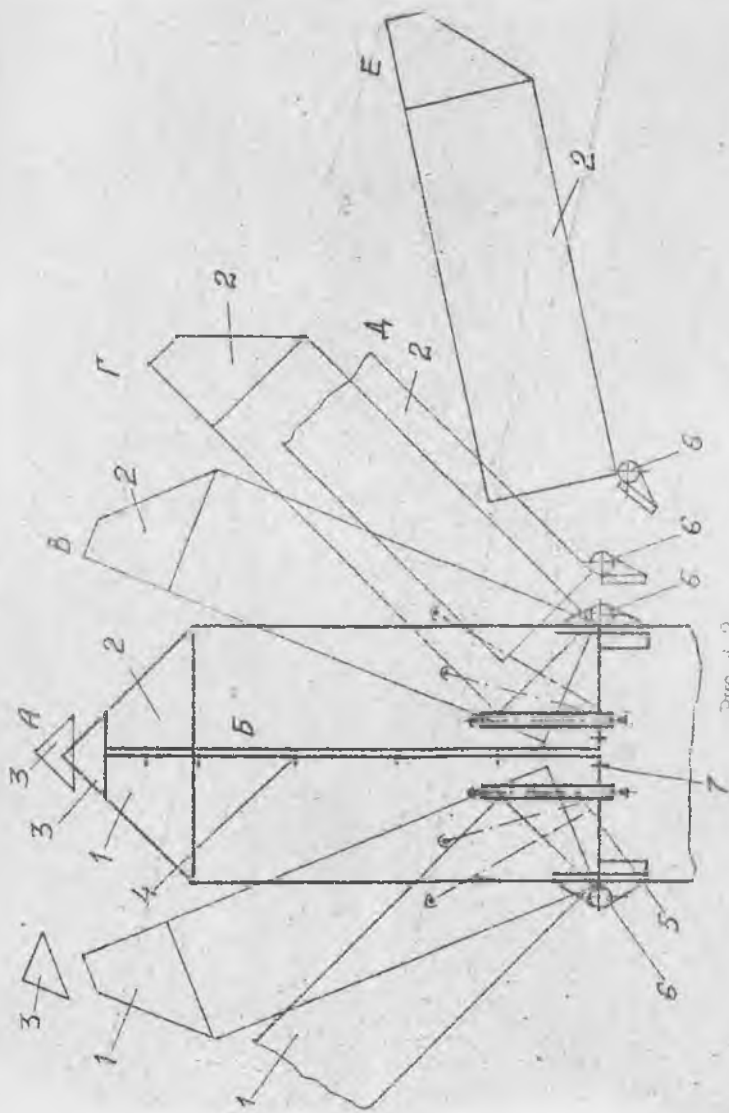


Рис. 4.2

1 - створка, 2 - створка, 3 - наконечник, 4 - замок продольного стержня, 5 - пружинный механизм, 6 - узел поворота створки, 7 - рама, 8 - продольный стержень

Устройство продольного стержня

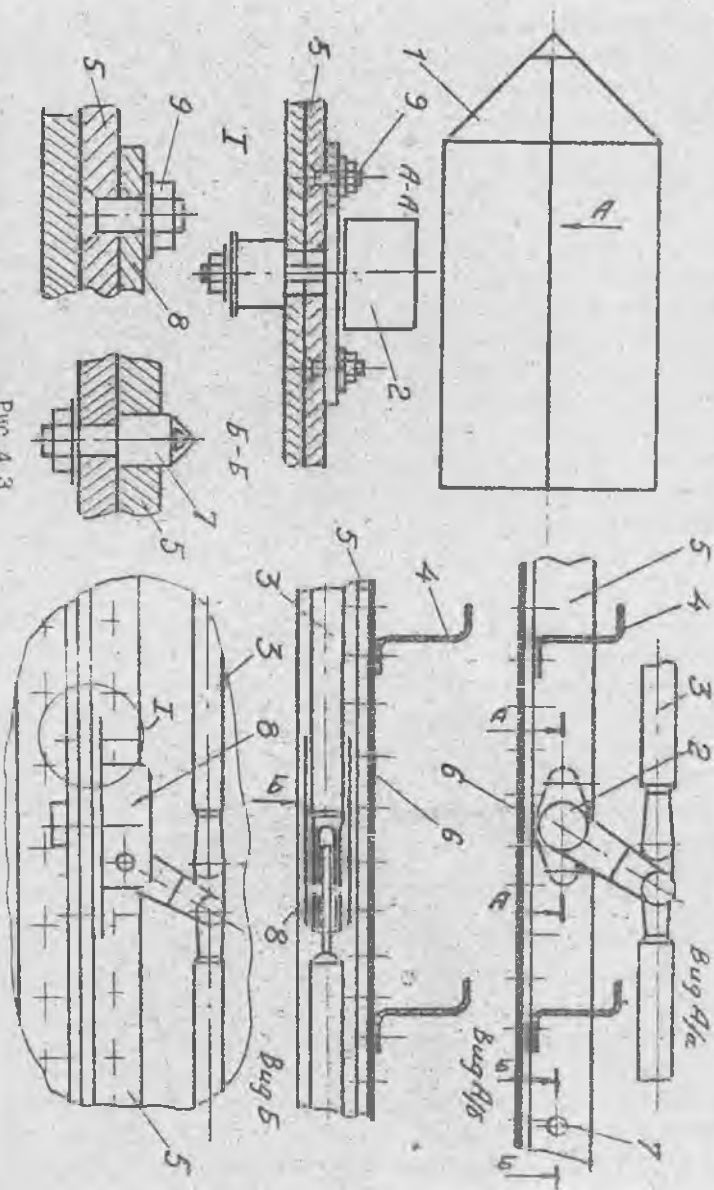


Рис. 4.3

1 - носовой конус, 2 - шариковый замок, 3 - гайка, 4 - шлангоут, 5 - продольный профиль, 6 - обшивка ГО, 7 - шпилька, 8 - дуговая заделка

Привод наконечника и продольного стержня

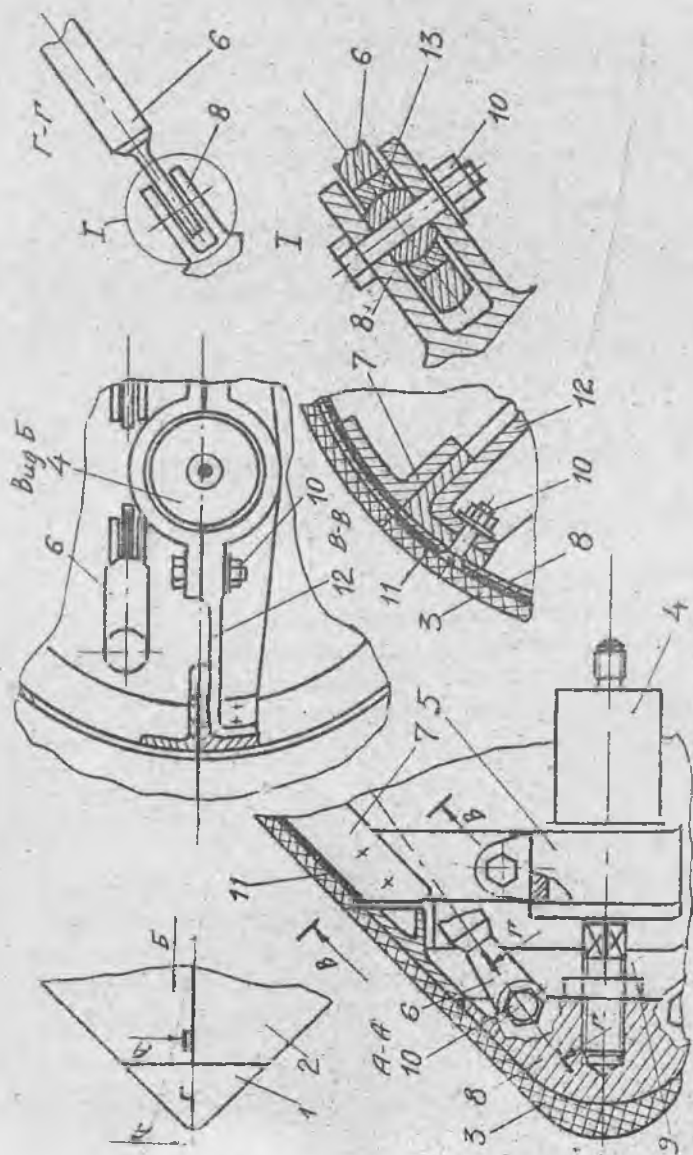


Рис. 4.4

1 - наконечник, 2 - конусная часть 10, 3 - теплозащита наконечника, 4 - толстатель, 5 - гайка, 6 - тяга, 7 - стержень, 8 - носок наконечника, 9 - кольцо, 10 - кольцо, 11 - обшивка, 12 - обшивка, 13 - сферический подшипник

Наконечник охватывает два торцевых полушпангоута. Приводом является воздушный цилиндр или гидрпривод, который крепится к кронштейну (12) на одной из створок Ю.

Датчик привода, срезая чеку, снимает наконечник с полушпангоутов и через тяги (6) открывает замки продольного стыка. Для уменьшения трения во всех сочленениях устанавливаются, завальцованные в рычагах шаровые подшипники (13).

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

$$Q_{\text{прив}}^2 = n_3 Q_3^2 \sqrt{2},$$

где n_3 - число замков,

Q_3 - усилие на рычаге замка, необходимое для раскрытия его.

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

$$\sigma_{\text{кр}}^p \leq \sigma_a.$$

где $\sigma_{\text{кр}}^p = \frac{M_{\text{изг}}^p}{W}$ - максимальные напряжения в кронштейне,

$M_{\text{изг}}^p = \frac{f Q_{\text{прив}}^2}{2}$ - изгибающий момент в середине кронштейна,

f - коэффициент безопасности,

W - момент сопротивления сечения кронштейна,

σ_a - временное сопротивление на разрыв материала кронштейна.

Все тяги, соединяющие привод с шариковыми замками, работают на растяжение и расчетным усилием для них является усилие

$$Q_{\text{тяги}} = f Q_{\text{прив}}^2.$$

4.4. Узел вращения створок (рис.4.5)

По достижении створкой отклонения на $40^\circ \dots 50^\circ$ необходимо нарушить крепление створки к корпусу ракеты, иначе при своем дальнейшем вращении створка может удариться о ракету. Для достижения этой цели служит устройство сброса узла вращения створки, один из вариантов которого показан на рис.4.5. Это устройство имеет нажимной шариковый замок и пружинные толкатели.

Узел вращения створки

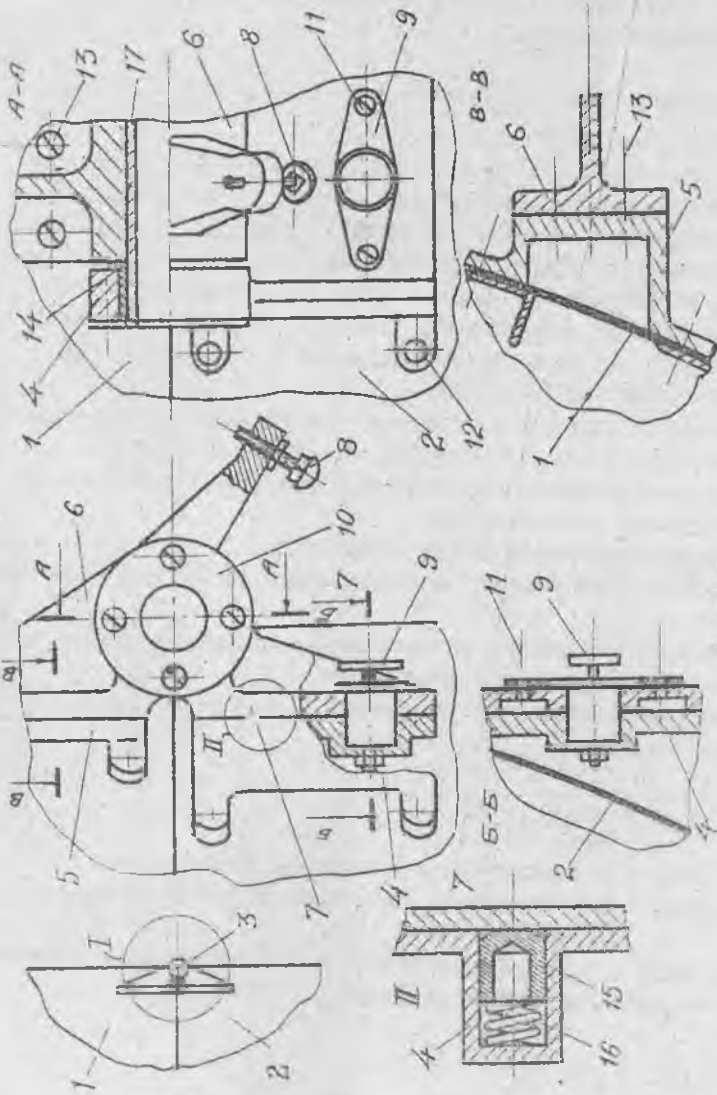


Рис. 4.5

2 - створка, 3 - корпус ракеты, 4 - плата на корпусе ракеты, 5 - корпус на створке, 6 - крыльчатый створка, 7 - отрывная плата с осью вращения, 8 - ось вращения, 9 - корпус, 10 - пружина, 11 - кронштейн, 12 - пружина, 13 - корпус, 14 - корпус, 15 - корпус, 16 - корпус, 17 - корпус.

Узел вращения створки

Кронштейн створки (6) вращается вместе со стаканом (17) в бронзовых втулках (14) до тех пор, пока нажимной болт (8) не нажмет на кнопку шарикового замка (9), который раскрывается. Стрельная плата (7) под действием пружин отбрасывается от платы на корпус ракеты (4). Синхронность срабатывания замков обеспечивается регулировкой нажимных болтов (8).

5. Система сброса Ю "чулком" (рис.5.1)

5.1. Установка двигателей сброса Ю.

В системе сброса Ю "чулком" без разделения его на створки устанавливаются в обтекателях РДТТ (2), включение которых после раскрытия шариковых замков (5) приводит к сдвигу обтекателя вперед по рельсам (4). Обтекатель сдвигается на роликах (8), закрепленных на кронштейне (7). После сброса обтекателя рельсы также могут быть сброшены. По окончании работы РДТТ включается двигатель увода (13) для того, чтобы движущаяся с ускорением ракета не сбросила сброшенный обтекатель.

Безымянные перемещения обтекателя и ракеты можно найти, решая дифференциальные уравнения движения обтекателя и ракеты.

При предварительных расчетах можно принять, считая процесс сброса обтекателя быстротекущим:

- массы обтекателя и ракеты - постоянны;
- значения тяги ракеты и системы сброса обтекателя - постоянны;
- известно расстояние, которое должен пройти обтекатель по ракете до включения двигателя увода.

Тогда время перемещения обтекателя по ракете на длину l можно найти по формуле

$$t_1 = \sqrt{\frac{2l}{\left(\frac{R_{обт}}{m_{обт}} - \frac{R_p}{m_p}\right)}}$$

где $R_p, R_{обт}$ - соответственно, тяги ракеты и обтекателя,
 $m_p, m_{обт}$ - соответственно, массы ракеты без обтекателя и масса обтекателя.

При сходе с рельсов двигателя сброса выключаются и подается команда на включение двигателя увода.

Система обрешки ГС "чулок"

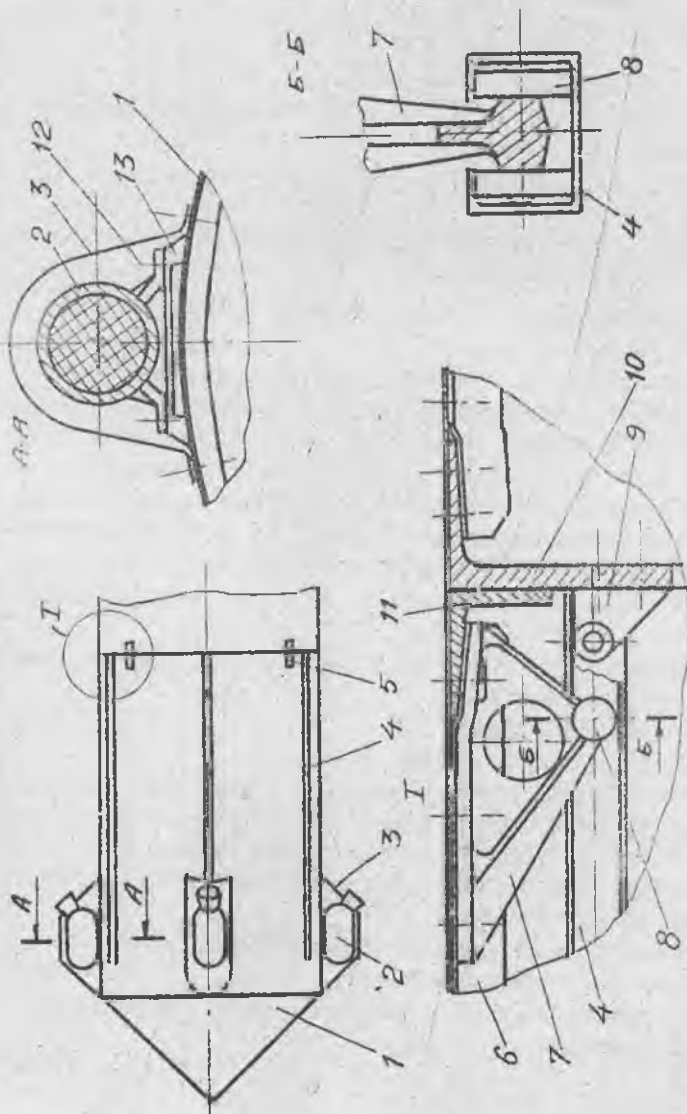


Рис. 5.1

1 - лага обрешетки, 2 - БДТ, 3 - обрешетка РДТ, 4 - рейка, 5 - замок поперечного лага, 6 - стрингер, 7 - крошитель, 8 - ролик, 9 - крошитель, 10 - шпатель, 11 - основной шпатель обрешетки, 12 - крепеж, 13 - крошитель

Тягу двигателя увода можно найти по формуле

$$R_{у\delta} = \frac{3D m_{обг}}{2t_1^2 (\bar{t} - 1)^2},$$

где D - диаметр ракеты,

$$\bar{t} = \frac{t_2}{t_1}, \quad \bar{t} = 1 + \sqrt{1 - \frac{R_p}{R_{у\delta}} \frac{m_{обг}}{m_p}}$$

t_2 - полное время работы системы.

Массу топлива в двигателях сброса и в двигателях увода можно определить из соотношений

$$m_{т.обг} = \frac{R_{обг}}{P_{у\delta.обг}} t_1, \quad m_{т.у\delta} = \frac{R_{у\delta}}{P_{у\delta.у\delta}} t_1 (\bar{t} - 1),$$

где $P_{у\delta.обг}, P_{у\delta.у\delta}$ - соответственно, удельные тяги двигателей сброса и двигателя увода.

5.2. Установка рельсов сброса ГО (рис.5.2)

После того, как обтекатель сошел с направляющих (3), рельсы становятся лишней массой и их желательно сбросить. На рис.5.2 изображена одна из возможных конструкций установки и сброса рельсов.

В исходном положении, когда обтекатель (1) находится в присоединенном к ракете положении, рельсы крепятся в нижнем кронштейне (10) и своими зубьями входят в створцы силового планшета (5). Сверху рельсы закрепляются узлом (2), который имеет заглушки, входящие в рельсы, и в таком положении контактирует пружинкой (4). Кронштейн (10) выталкивается по салазкам в кронштейне (7) пружиной (6).

Сброс рельсов осуществляется в следующей последовательности:

- открывается замок (11),
- включается РДТ сброса ГО,
- ГО по рельсам выкатывается вперед,
- ролики выбивают заглушку узла (2), срезая контровку (4),
- рельс начинает поворачиваться под действием усилия пружины (6) и из-за перегрузки, действующей на ракету,
- кронштейн (10) выталкивается из салазок кронштейна (7),
- рельс отходит от ракеты.

В этой конструкции соблюдено условие сброса створок ГО:

- вначале рельсы поворачиваются,
- затем нижние концы рельсов освобождаются от крепления и отталкиваются от ракеты.

Установка рельсов сборка ГО

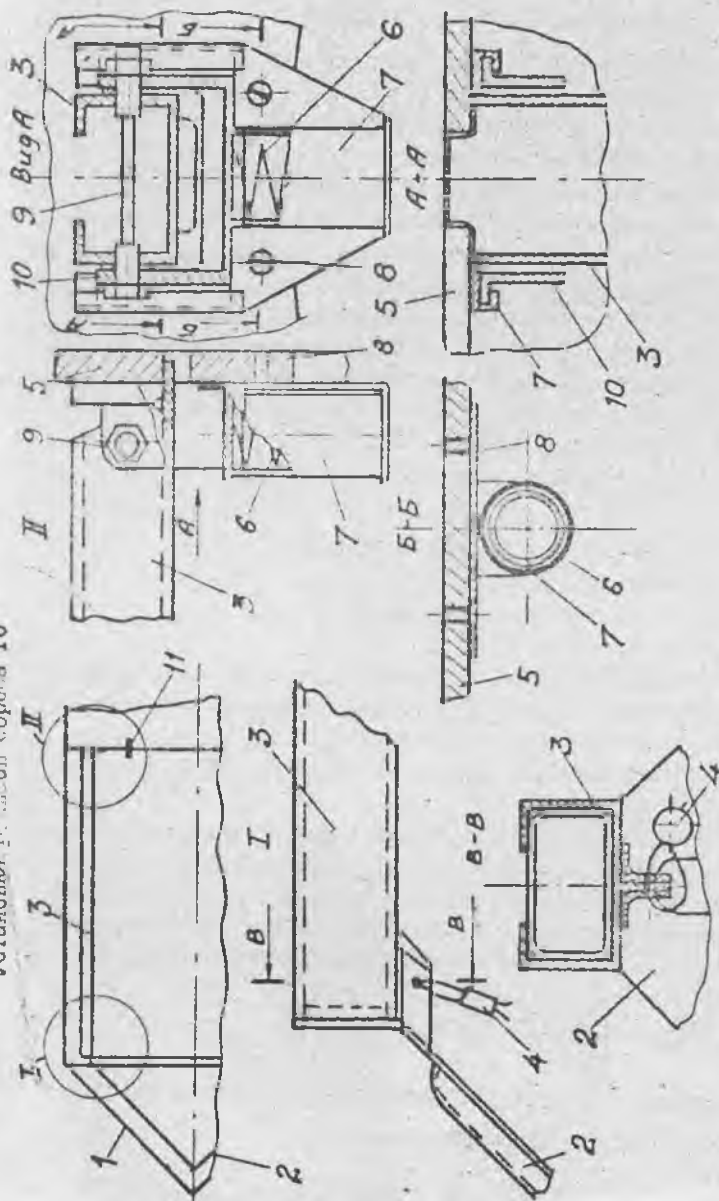


Рис. 5.2

I - обкладка, 2 - первый узел крепления рельсов, 3 - рельс, 4 - контрловка, 5 - стиковой шпунт, 6 - пружина, 7 - кромка, 8 - кромка, 9 - ось, 10 - кромка, II - замок поперечного стика

6. Шариковые замки сброса ГО (рис.6.1)

Шариковые замки сброса ГО можно разделить на две группы по способу фиксации шариков:

- с поступательным перемещением фиксирующего звена,
- с поворотом фиксирующего звена.

В схеме А) каретка для размещения шариков (5) находится в головке (3). Сепаратором служит стакан (4). При выдергивании штока (6) шарик западает внутрь, предоставляя свободу движения стакану. В собранном виде замок напоминает обычный болт и через отверстия в створках (1 и 2) осуществляет их крепление. Для регулировки на шток наворачивается серьга (7). Сигнализацией закрытого положения замка является выступание штыря штока (6) из головки (3). Усилие выдергивания штока зависит от усилия раскрытия створок (1 и 2) и может быть вычислено по формуле

$$F_{ш} = \frac{f p_n d_{ro} L_{ro}}{n_3},$$

где f - коэффициент трения ($f = 0,05 \dots 0,1$),
 p_n - давление внутри ГО,
 d_{ro}, L_{ro} - соответственно, диаметр и длина ГО,
 n_3 - число замков на ГО.

В схеме Б) шариковый замок соединяет платформу (9) с кронштейном (II) оси крепления створки. При нажиме на тарель (13) шток (14) утопает и освобождает крышку (12) от корпуса (10). Сигнализацией полного закрытия замка служит выступание из корпуса двух рисок на штоке (6).

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

$$M_{откр} = \frac{f p_n d_{ro} L_{ro} D}{2 n_3},$$

где D - диаметр тарели в обойме, в которую упираются шарики в закрытом положении замка.

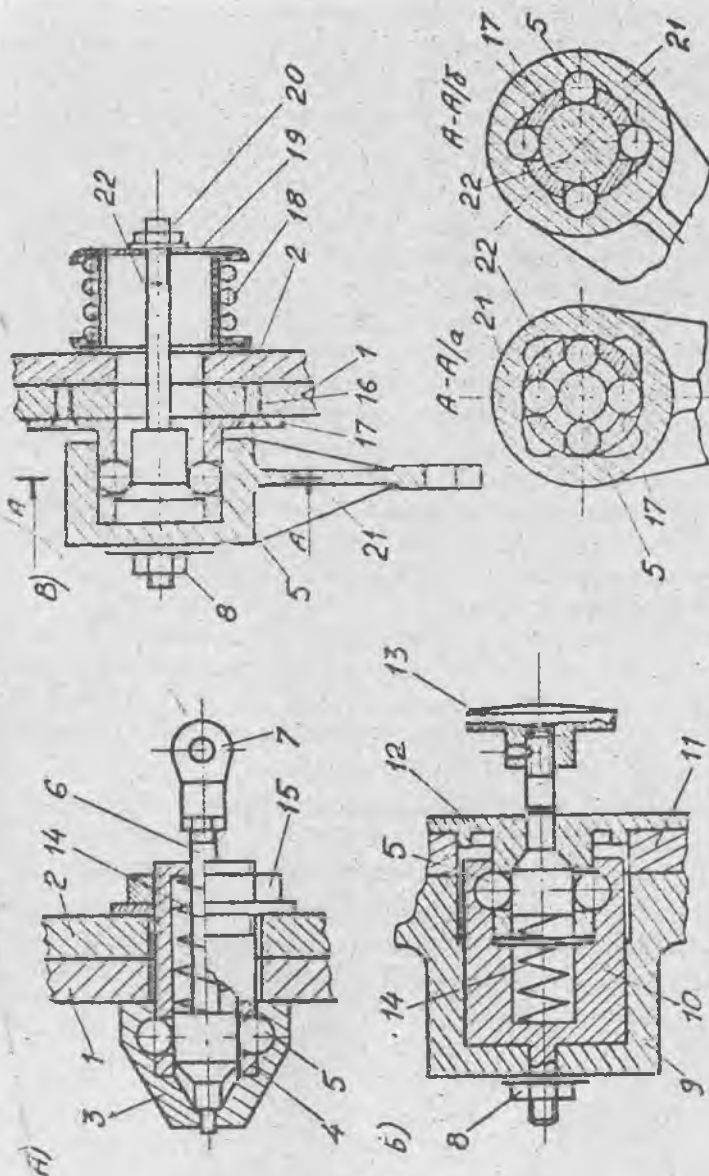


Рис. 6.1.

- 1 - створка, 2 - створка, 3 - головка, 4 - стержень, 5 - шпиль, 6 - шток, 7 - серьга, 8 - гайка, 9 - шпиль, 10 - корпус, 11 - кронштейн, 12 - клямка, 13 - заземль, 14 - пружина, 15 - гайка, 16 - шайба, 17 - шток, 18 - шпиль, 19 - клямка, 20 - гайка, 21 - шпиль, 22 - шток

7. Рычажные замки системы сброса Ю (рис. 7.1)

Конструкция рычажных замков сброса Ю основывается на удерживании в рычажном захвате болта с уступом или с резьбой. Болт (7) стягивает соединяемые отсеки. При освобождении головки болт выдвигается из пакета пружиной (13). Для улучшения работы пружины усилие затяжки воспринимает втулка (18).

В схеме I, болт (7) уступом опирается 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 (II), 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 (II) имеет эксцентриситет относительно оси вращения рычага. Это необходимо для того, чтобы усилие затяжки болта (7) и вибрации не приводили к самопроизвольному раскрытию замка. Усилие на раскрытие замка может быть определено, зная усилие, приходящее на болт (7), передаточное отношение, величину эксцентриситета стопорящего плеча рычага (II) и коэффициент трения.

В схеме II, стопорящим устройством является валик (4) с лыской, 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 ролики изготовлены из бронзы.

Усилие затяжки гайки (20) контролируется тарировочным гаечным ключом. Это необходимо для того, чтобы обеспечить нормальную работу замка. Если усилие слишком мало, то будет раскрытие стыка при его нагружении, если слишком велико, то - слишком большое усилие на раскрытие замка.

Варианты замки системы сороса ГО

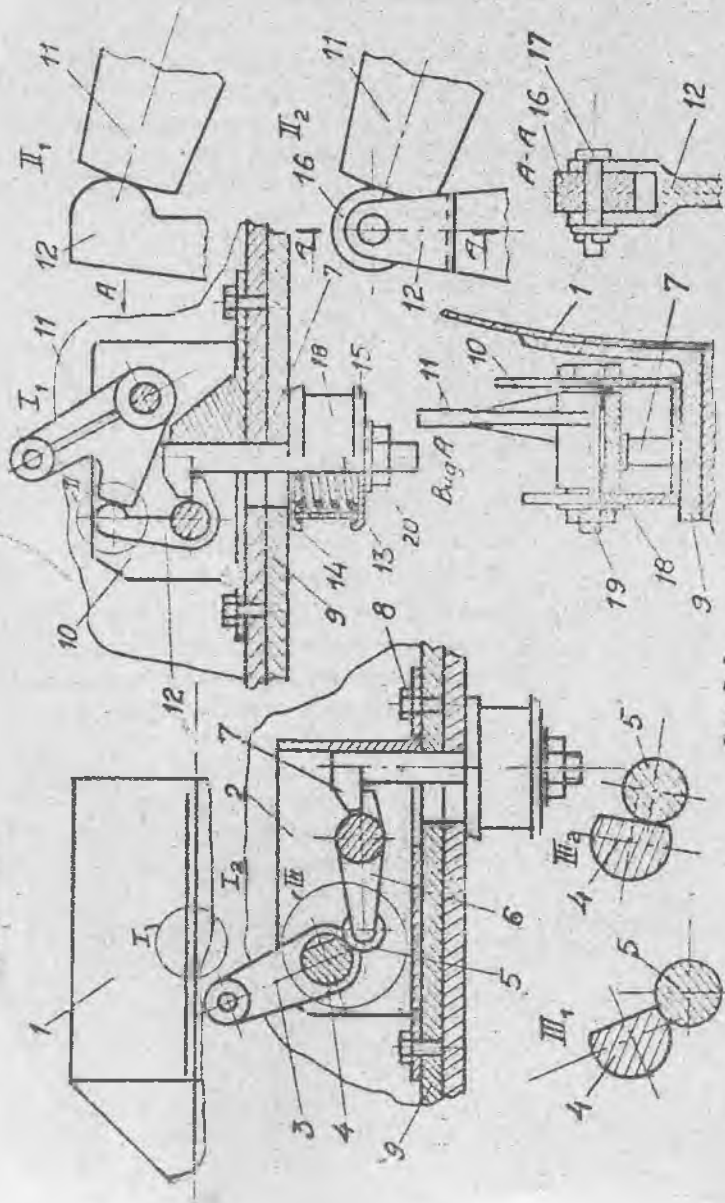


Рис. 7.1

1 - створка 10, 2 - крестовина, 3 - рычаг, 4 - валик с пружиной, 5 - ролик, 6 - рычаг, 7 - болт, 8 - пружина, 9 - предохранитель створки, 10 - крестовина, 11 - рычаг, 12 - ролик, 13 - пружина, 14 - штифт, 15 - штифт, 16 - ролик, 17 - валик, 18 - втулка, 19 - ось, 20 - гайка

8. Установка толкателей створок (рис.8.1)

Пружинные толкатели (2) предназначены для открытия створок (1) перед их сбросом. Один конец толкателя крепится шарнирно на створке, а другой конец упирается шаровым пальцем в гнездо на корпусе ракеты. Это сделано для того, чтобы толкатель улетал вместе со сброшенной створкой. Ухо верхней крышки толкателя крепится с помощью шарового подшипника (9) в вилке крайштейна (6), который, в свою очередь, в своих чертах крепится к профилю (8) створки. Шток толкателя (3) со шаровым пальцем упирается в крайштейн на корпусе ракеты.

Параметры пружинного толкателя выбирает из условия, что при статическом нагружении (рис.8.2)

$$M_{\text{пруж}} > M_{\text{ст}},$$

$M_{\text{пруж}} = F_{\text{пр}} \cdot h_{\text{пр}}$ - момент от пружины на раскрытие,

$F_{\text{пр}} = F_0 - z \cdot x$ - усилие пружины,

F_0 - начальное усилие в пружине,

z - жесткость пружины,

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

$M_{\text{ст}} = g \cdot m_{\text{ств}} \cdot n_x \cdot y_{\text{пр}}$ - момент силы на закрытие створки от продольной перегрузки,

$m_{\text{ств}}$ - масса створки,

n_x - максимальная продольная перегрузка

$y_{\text{пр}}$ - расстояние вдоль оси OY между центром масс створки и осью вращения.

При максимальном ходе пружины $M_{\text{ст}} < 0$, т.е. момент силы от продольной перегрузки должен действовать на открытие створки.

В динамике створки проходят "мертвую точку" и при невыполнении этого условия.

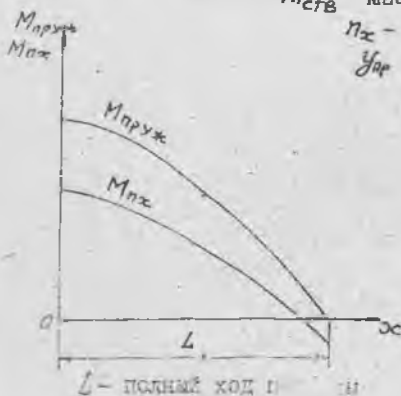


рис.8.2

4-шпунковый толкатель створок

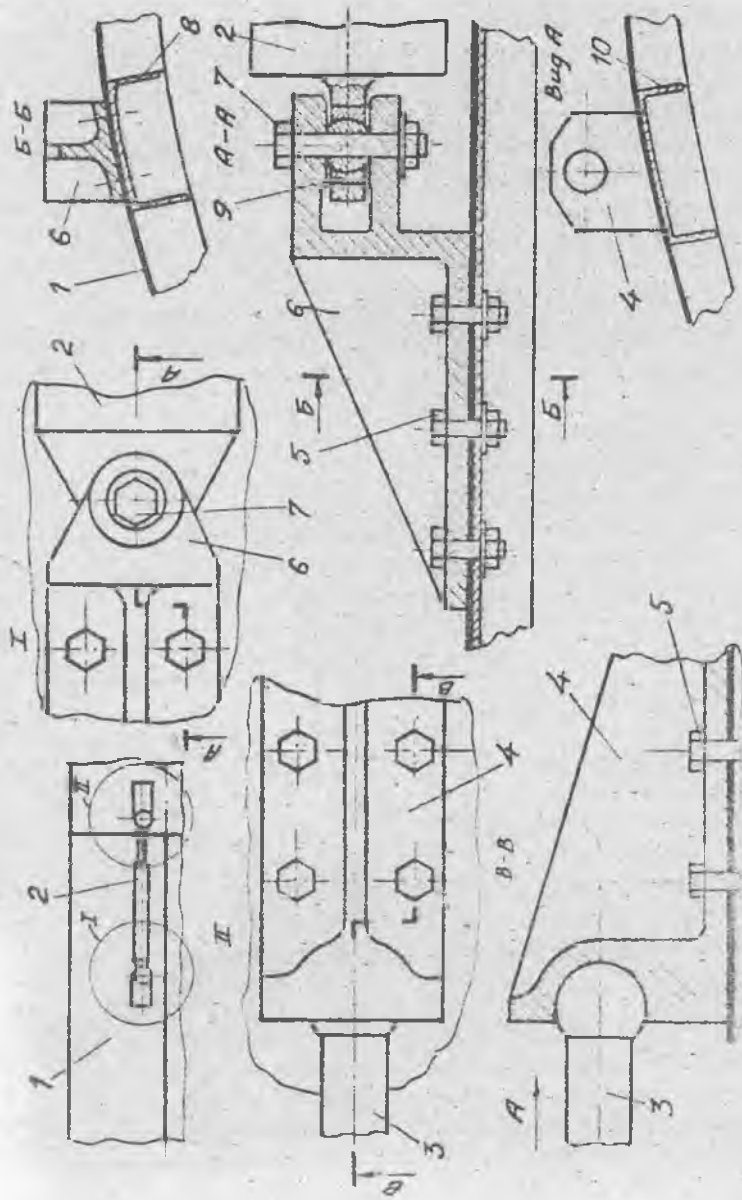


Рис. 6.1

1 - створка, 2 - ручка толкателя, 3 - шток толкателя, 4 - корпус, 5 - корпус, 6 - корпус, 7 - корпус, 8 - корпус, 9 - шаровый толкатель, 10 - пружина

9. Системы аварийного спасения (САС).

Системы аварийного спасения (САС) предназначены для спасения экипажа или особо ценных приборов при аварийной ситуации. САС готова к работе с момента подачи команды на включение двигателей. Снимается готовность либо при достижении безопасной высоты (при креплении двигателя САС непосредственно к КА), либо перед сбросом обтекателя.

Увеличе РДТТ САС и время его работы выбирается из следующих условий:

- осевая перегрузка на спасаемые части должна быть больше перегрузки ракеты с работающими двигателями, но без спасаемых частей, т.е.

$$\frac{R_{\text{САС}}}{g m_{\text{отг}}} > \frac{R_p}{g(m_p - m_{\text{отг}})}$$

где $R_{\text{САС}}$ - тяга двигателя САС,

R_p - тяга двигателя ракеты,

$m_{\text{отг}}$ - масса отделяемых частей,

m_p - масса ракеты в момент срабатывания САС;

- время работы двигателя САС должно быть таково, чтобы при срабатывании на старте отделяемая часть достигла безопасной высоты (например, 1000м). При этом масса топлива в двигателе САС можно определить из формулы

$$m_{\text{тСАС}} = m_{\text{отг}} \left(1 - e^{-\frac{v_{\text{отг}} H}{R_{\text{САС}}}} \right),$$

где $R_{\text{уд}}$ - удельная тяга двигателя САС,

H - безопасная высота,

g - ускорение силы тяжести.

САС может быть выключено:

- с наземного комплекса, когда ракета еще не отделилась от стартового устройства,
- автоматически при появлении аварийной ситуации,
- членами экипажа.

9.1 Схема САС на головном обтекателе (рис.9.1)

Если КА расположен под головным обтекателем, то приходится для аварийного спасения его отрывать от ракеты не только КА, но и часть обтекателя, а также отсеки и грузы, находящиеся над КА.

СХЕМА САС НА ПЕРЛОБИИМ ЭТУДИКЕГЕЛО

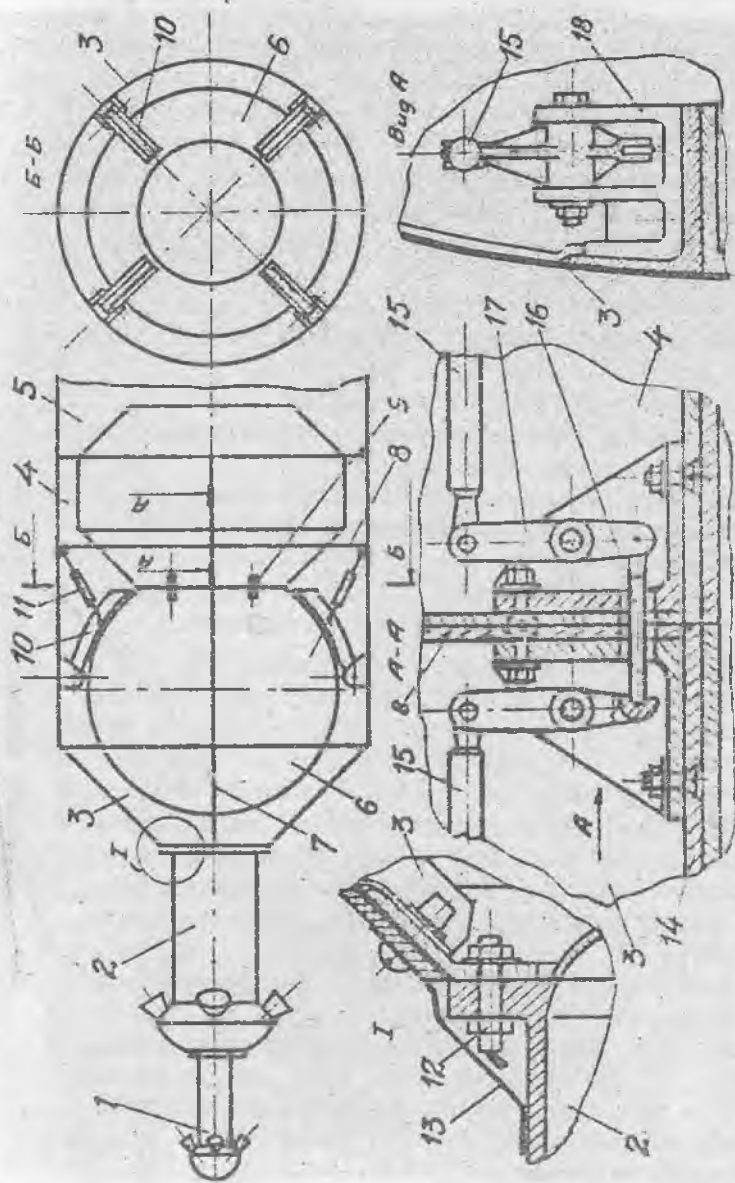


Рис. 9.1

1 - вспомогательные РДТ, 2 - основная РДТ, 3 - верхняя часть створки, 4 - нижняя часть створки, 5 - корпус ручки, 6 - отверстие для ручки, 7 - продольный стержень, 8 - поперечный стержень, 9 - шток, 10 - корпус, 11 - элемент, 12 - шарик, 13 - корпус, 14 - профиль створки, 15 - штифт, 16 - толкатель, 17 - пружина, 18 - пружинный элемент.

После подачи команды на спускные работы САС идет в следующей последовательности:

- срабатывание привода (II) для захвата спускаемого аппарата документами (10);
- раскрытие поперечного стыка (8) и открытие замков (9) освобождения спускаемого аппарата с приборным отсеком КА;
- включение основного двигателя САС. Отделяемые части достигают безопасной высоты;
- открываются ложементы захвата КА;
- срабатывание вспомогательного РДТТ. Спасенная часть Ю отделяется с КА;
- спуск спускаемого аппарата штатным образом.

Сброс обтекателя при отсутствии аварийной ситуации происходит при выполнении последовательности команд:

- разрыв пироболтов (12) крепления РДТТ САС к обтекателю,
- включение вспомогательного двигателя САС. РДТТ САС отделяется от обтекателя,
- раскрытие продольного стыка (7).

Далее отделение створок происходит обычным порядком.

9.2. Крепление двигателя САС к КА (рис.9.2)

Если спускаемая часть КА не закрывается головным обтекателем и является ввинным отсеком, то удобно РДТТ САС (2) крепить с последующим отделением на самом спускаемом аппарате. Для предотвращения повреждения горячими газами поверхности спускаемого аппарата (4) РДТТ САС ввинчен 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 толщина стенки труб, выбирает по двум случаям нагружения:

- срабатывание основного двигателя САС. В этом случае трубы и пироболты работают на растяжение;
- транспортировка. Боковые перегрузки вызывают изгиб фермы. Часть труб работает на сжатие, другая часть - на растяжение.

При достижении на активном участке безопасной высоты срабатывают пироболты и вспомогательный РДТТ (1) вводит РДТТ (2) и ферму вперед и в сторону от ракеты.

Крепление двигателя САС к комбинированному аппарату

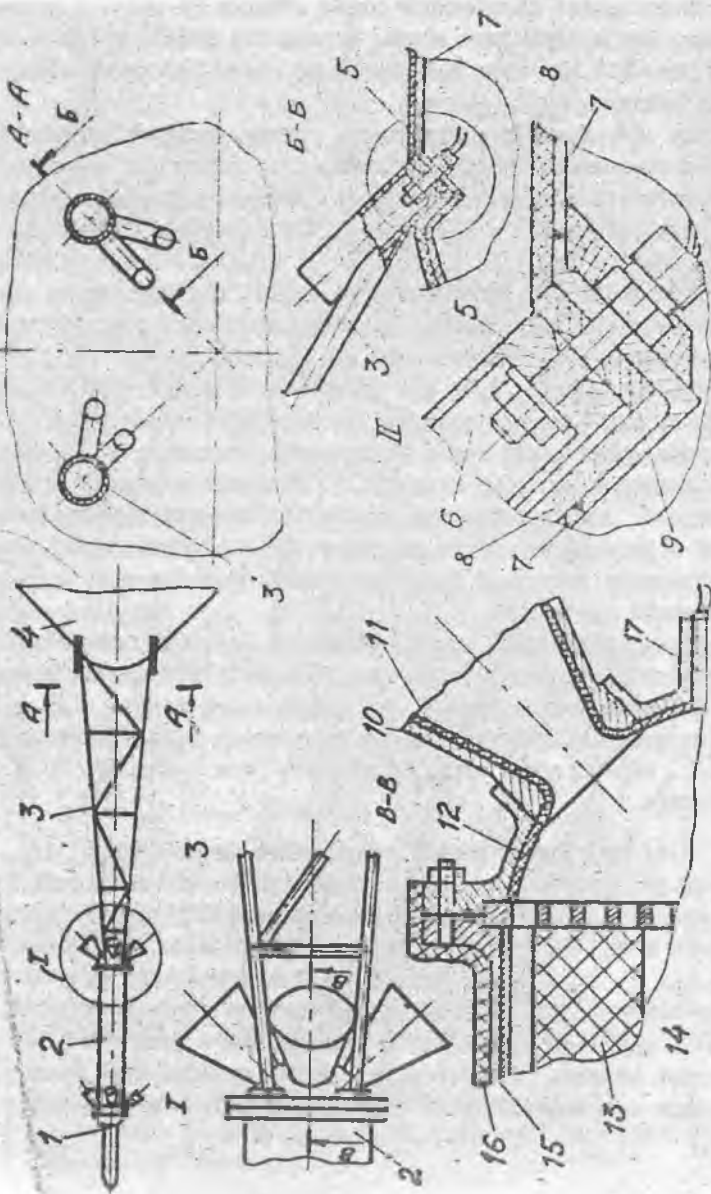


Рис. 9.2

I - вспомогательный РДТГ, 2 - основной РДТГ, 3 - камера, 4 - турбомашинный аппарат, 5 - широболт, 6 - стакан, 7 - корпус СА, 8 - теплозащита IА, 9 - теплозащита IIА, 10 - теплозащита IIБ, 11 - теплозащита IБ, 12 - теплозащита IIБ, 13 - корпус РДТГ, 14 - корпус РДТГ, 15 - теплозащита, 16 - теплозащита, 17 - теплозащита

17 - теплозащита

9.3. Система раскрытия поперечного стыка (рис.9.3)

Систем раскрытия поперечного стыка створок Ю имеется достаточно много. Это и шариковые замки, и рычажные замки, и УКЗ и ДУР и т.п. На рис. 9.3 показаны две ленточные схемы раскрытия поперечного стыка створок.

В схеме *A/1* имеется неподвижная, прикрепленная к шпангоуту, лента (6) с помещенными на ней роликами (7), в которой перемещается стальная лента (4). Подвижная лента (6) входит в проточки штырей (5), скрепляя отсеки (1) и (2). Привод (3) с помощью пневматики или пирозаряда выводит ленту из зацепления со штырями. Штыри освобождаются и происходит разъем поперечного стыка. Для уменьшения трения при перемещении ленты ролики изготавливаются из фторопласта и делают фторопластовое покрытие на неподвижной ленте.

В схеме *A/2* имеются один или несколько бандажей (12) из пружинной стали, охватывающих шпангоуты поперечного стыка (1) и (2). Бандажи соединяются между собой какими-либо замками (9). На каждом бандаже закреплены короткие штыри (II), входящие в отверстия стыковых шпангоутов. При срабатывании замков (9) бандажи-пружины распрямляются и вытаскивают штыри из отверстий в стыковых шпангоутах.

Недостатками ленточных схем соединений являются люфт в стыке и недостаточная прочность.

Расчетным случаем для таких соединений является случай транспортировки, когда в поперечном стыке возникает изгибающий момент, вызывающий смятие и срез штырей (5), лент (4) и штырей (II). В полете на активном участке эти конструктивные элементы не нагружаются, т.к. перегрузка и аэродинамические силы прижимают Ю к корпусу ракеты.

9.4. Пиропривод замков продольного стыка (рис.9.4)

Привод (2) замков продольного стыка створок Ю необходим для открытия замков после того, как сброшен основной РДТТ САС. Привод представляет собой оловяный цилиндр, включенный в систему, как сокращающийся по длине тяга. При подаче электрического напряжения на контакт разрыв (12) срабатывает пиропатрон и пороховые газы по каналу в крышке (8) попадают в цилиндр (10). Газы под давлением сдвигают поршень (9) и шток (3). Длина привода-тяги уменьшается, замки продольного стыка открываются и открывается шар-

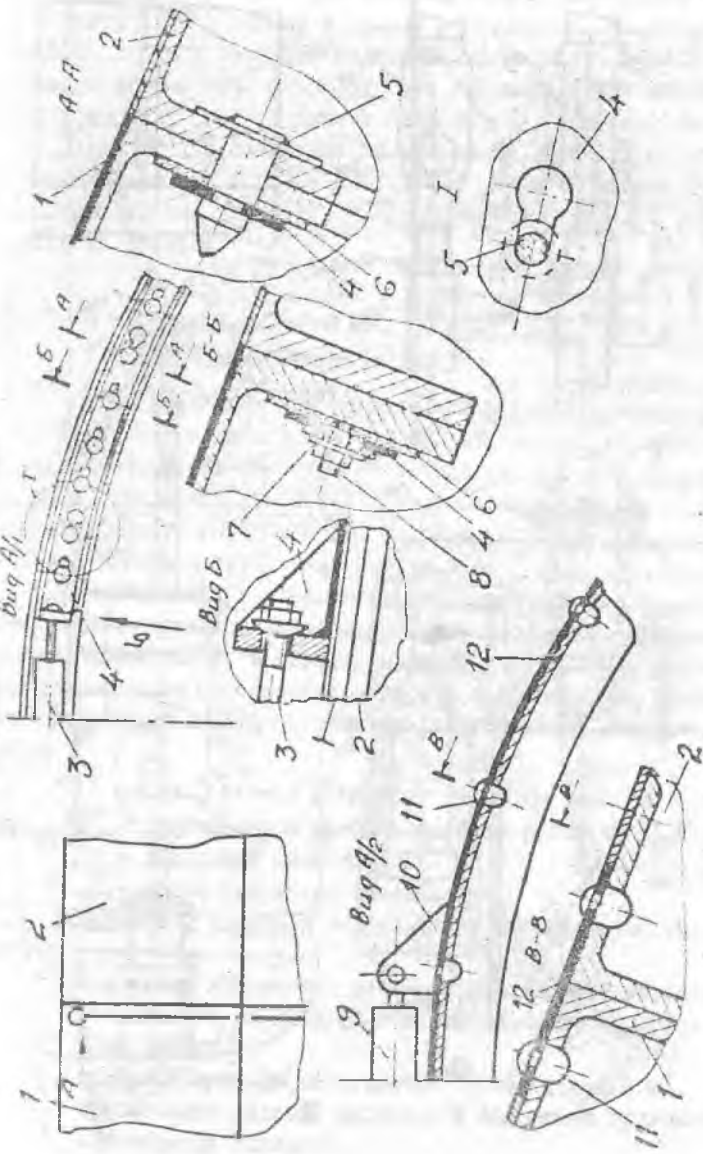


Рис. 9.3

1 - стани, 2 - отсек, 3 - правый лент, 4 - подвальный лент, 5 - штырь, 6 - искользившая
 сь лента, 7 - ролик, 8 - пластина, 9 - замок, 10 - кронштейн, 11 - штырь, 12 - сайдаж

Иллюстрация замков полуторного стержня

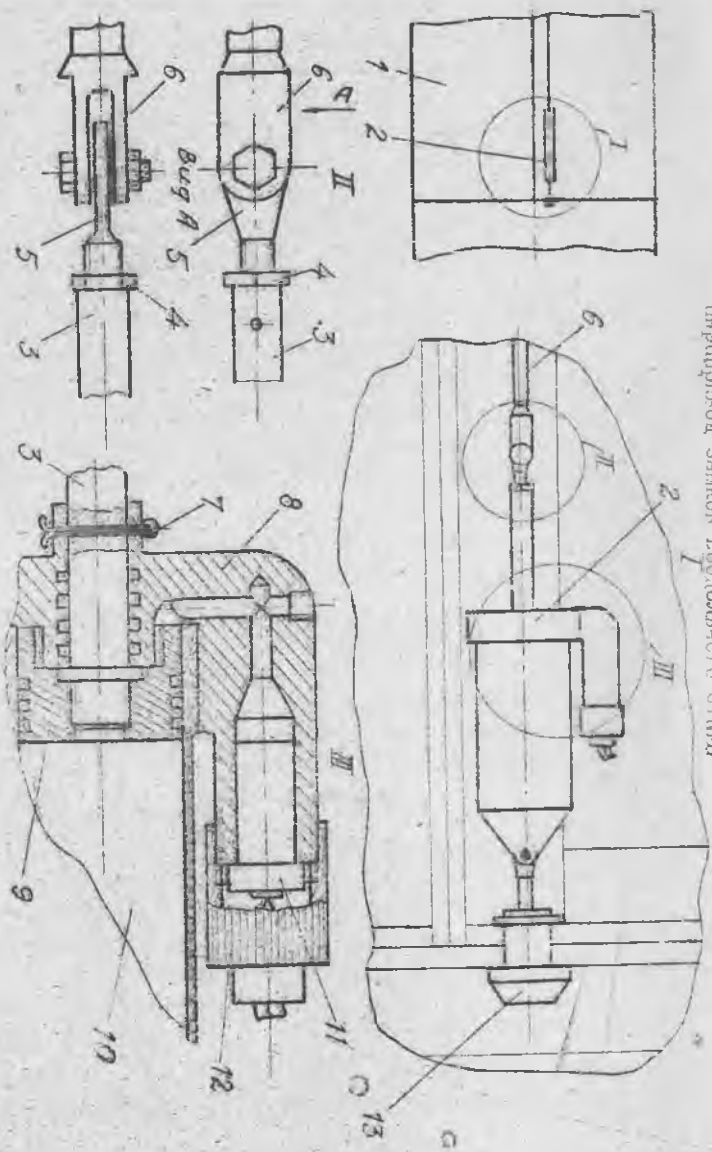


Рис. 9.4

1 - корпус, 2 - ключница, 3 - болт, 4 - цилиндр, 5 - корпус цилиндра, 6 - крышка, 7 - винт, 8 - корпус цилиндра, 9 - прокладка, 10 - корпус, 11 - корпус, 12 - разъем, 13 - корпусная часть цилиндра

ковши замок поперечного стыка (13). Так как процесс раскрытия замков происходит сравнительно быстро, то для уменьшения трения кольца герметизиции в поршне и крышке не ставятся, но делается проточка, выполняющая роль газового лабиринта. Для предотвращения самопроизвольного перемещения штока за счет вибрации и при действии продольного ускорения шток фиксируется шплинтом (7) или штифтом.

Давление, создаваемое шприцатроном, зависит от навески пороха в шприцатроне. В обозначении ШП-М - М - навеска пороха в граммах. Длительное давление, создаваемое шприцатроном, можно определить по формуле

$$P_n = 20 \frac{m_n}{V}, \text{ МПа.}$$

где m_n - навеска пороха, г,

V - объем рабочей полости, см³.

9.5. Крепление спускаемого аппарата при работе САС (рис.9.5)

Перед включением двигателя САС спускаемый аппарат закрепляется в отдельной части Ю. Один из методов крепления показан на рис.9.5, когда докменты (4) с помощью силового цилиндра (5) захватывают спускаемый аппарат в Ю. Силовые цилиндры работают от пневмосистемы, схема которой дана на рис.9.6.

В докментах не клеваются резиновые прокладки для более равномерного охвата спускаемого аппарата. Ход штока цилиндра определяется кинематикой, а диаметр цилиндра - усилиями, необходимыми для удерживания спускаемого аппарата в докментах, предполагая, что спускаемый аппарат стремится "выскользнуть" из докментов с силой

$$F_{СА} = P_{ХСАС}^2 g m_{гр.к.л.}$$

где $P_{ХСАС}$ - максимальная продольная перегрузка от РДТТ САС,

g - ускорение силы тяжести,

$m_{гр.к.л.}$ - масса спасательной части КА.

Докменты в убранном положении не препятствуют выходу КА из Ю.

Пневмосистема докментов работает в следующей последовательности:

- открываются замки крепления спускаемого аппарата к приборному отсеку.
- подается команда на открытие ЭПМ КА (4, рис.9.6).
- срабатывают силовые цилиндры и докменты прижимаются к спускаемому аппарату,

Кинематическое устройство аппарата для работы САД

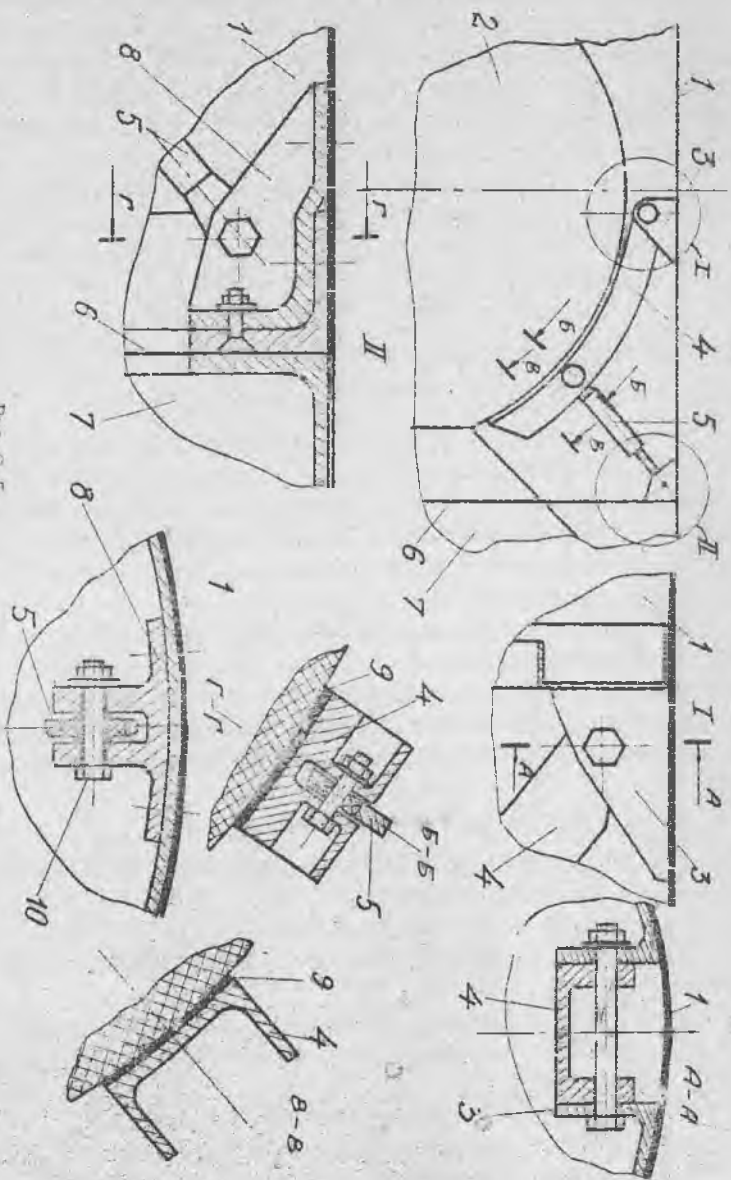
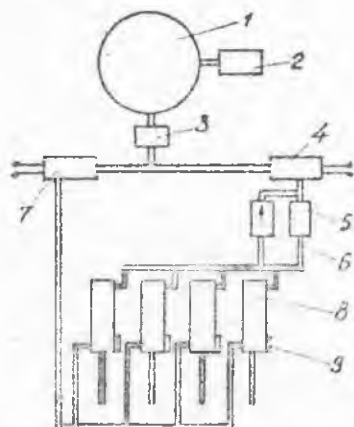


Рис. 9.5

1 - положение аппарата, 2 - цилиндрический аппарат, 3 - пружинный, 4 - дожиматель, 5 - стальной элемент, 6 - передняя часть, 7 - цилиндрический элемент, 8 - пружинный, 9 - резиновый элемент, 10 - крепеж

- после срабатывания всех, соединенных последовательно датчиков положения ложемента, подается команда на запуск основного РДТТ САС,
- для освобождения спускаемого аппарата от захвата ложементами электропневмоклапан обесточивается и подается команда на срабатывание электропневмоклапана № 2 - цилиндры убирают ложемента.
- включается вспомогательный РДТТ САС. ПО снижается с КА,
- спуск штатным образом, т.е. с выдувом парашютов и срабатыванием системы мягкой посадки.



- 1 - баллон сжатого газа,
- 2 - клапан заправки,
- 3 - редуктор давления,
- 4 - электропневмоклапан № 1,
- 5 - дроссель,
- 6 - обратный клапан,
- 7 - электропневмоклапан № 2,
- 8 - силовой цилиндр ложемента,
- 9 - датчик положения ложемента.

Рис.9.6

СО Д Е Р Ж А Н И Е

Предисловие.....	3
I. Формы головных обтекателей.....	4
2. Головной обтекатель клепанной конструкции	6
3. Корпус ГО из композиционных материалов...	6
4. Система сброса головного обтекателя с разделением на створки ("тальманная" схема	9
4.1 Схема работы системы.....	9
4.2 Устройство продольного стыка.....	10
4.3 Привод наконечника и продольного стыка.....	10
4.4 Узел вращения створок.....	14
5. Система сброса ГО "чулком".....	16
5.1 Установка двигателей сброса ГО.....	16
5.2 Установка рельсов сброса ГО.....	18
6. Шарнирные замки сброса ГО.....	20
7. Рычажные замки системы сброса ГО.....	22
8. Установка толкателей створок.....	24
9. Система аварийного спасения.....	26
9.1 Схема САС на головном обтекателе.....	26
9.2 Крепление двигателя САС к КА.....	28
9.3 Система раскрытия поперечного стыка..	30
9.4. Пиропривод замков продольного стыка..	30
9.5 Крепление спускаемого аппарата при работе САС.....	33