

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

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

А. И. ШУЛЕПОВ, М. А. ПЕТРОВИЧЕВ, А. А. ПАНКОВ

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА РАКЕТ

Электронное учебное пособие

САМАРА

2012

Авторы: **Шулепов Александр Иванович,**
Петровичев Михаил Александрович,
Панков Александр Александрович

Редакторская обработка А.И. Шулепов
Компьютерная вёрстка А. И. Шулепов
Довёрстка А. А. Панков

Шулепов, А. И. Основы устройства ракет [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. И. Шулепов, М. А. Петровичев, А. А. Панков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (49,6 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Материал данного электронного учебного пособия изучается студентами в рамках дисциплины «Основы устройства ракет», рассчитанной на два семестра.

Электронный курс учебного пособия «Основы устройства ракет» предназначен для изучения устройства и элементов конструкции ракет и ракет-носителей.

В рамках указанного курса лекций студенты знакомятся с основами технических устройств в ракетно-космической технике и их конструирования. Вместе с общими сведениями об устройстве и полёте ракет приводятся простейшие схемы и расчетные зависимости, необходимые для квалифицированного выбора материалов, форм, размеров отсеков, отдельных узлов и элементов конструкций.

При отсутствии или при малом опыте конструирования трудно назначить рациональную конструкцию и, тем более, проработать множество вариантов устройств и выбрать среди них наилучший.

В разделах курса рассматриваются:

- общие сведения об устройстве ракет и ракет-носителей;
- требования, предъявляемые к ракетам и ракетам-носителям;
- компоновочные схемы одноступенчатых и составных ракет и ракет-носителей;
- системы аварийного спасения, системы управления и системы разделения;
- вопросы выбора устройств отсеков ракет в зависимости от конструктивно-баллистических требований;
- системы опорожнения топливных баков, принцип действия, структурная схема системы и её блочный состав;

- выбор конструктивных решений при разработке узлов и отсеков ракет и ракет-носителей;
- простейшие расчетные зависимости, необходимые для квалифицированного выбора материалов, форм и размеров.

В данном разделе пособия основное внимание уделено устройствам баков ракет с ЖРД.

В конце пособия приведен библиографический список источников, который был использован при работе над текстом и рисунками и который дает возможность расширить познания в области конструирования отсеков корпуса и узлов ракет-носителей.

Материал пособия собран из многих источников, поэтому отсутствуют подробные ссылки на использованную литературу.

Электронный вариант пособия, содержащий трехмерные геометрические модели различных узлов баков ракет-носителей, позволяет использовать типовые конструкторские решения в собственных разработках. При этом параметрическое задание основных размеров элементов значительно расширяет возможности создания собственных трехмерных моделей.

Учебное пособие предназначено студентам, изучающим в шестом, седьмом семестрах дисциплину «Основы устройства» по направлению подготовки (специальности) 160400.65 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (квалификация (степень) "специалист") специализации «Ракетные транспортные системы» 160400.1.65.

Пособие подготовлено на кафедре летательных аппаратов СГАУ, может быть полезно студентам по направлению подготовки 160400.68 «Ракетные комплексы и космонавтика» (квалификация (степень) «магистр»), а также молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1 Общие сведения о ракетной технике	6
1.1 Классификация ракет и требования, предъявляемые к ракетной технике.....	6
1.1.1Классификация ракет	6
1.1.2 Требования, предъявляемые к ракетам	9
1.1.5 Система аварийного спасения.....	14
1.1.6 Система управления РН.....	17
2. Расчет и конструирование баков.....	23
2.1 Формы баков	25
2.2 Обечайки баков.....	28
2.3 Днища баков.....	30
2.4 Совмещенные днища баков без теплоизоляции.....	31
2.5 Совмещенные днища с теплоизоляцией	34
2.6 Крепление несущего бака	35
2.7 Крепление торового бака.....	38
2.8 Стыковые шпангоуты баков.....	40
2.9 Рядовые шпангоуты баков.....	42
2.10 Шпангоуты сферических баков	44
2.11 Шпангоуты торовых баков	45
2.12 Шпангоуты кольцевых баков	47
2.13 Юбки баков	48
2.14 Арматура баков ракет.....	50
2.15 Тоннельные трубы.....	51
2.16 Люки – лазы	53
2.17 Герметизация люков-лазов	54
2.18 Фланцы на днищах	56
2.19 Донные заборные устройства с воронкогасителем.....	58
2.20 Заборное устройство возле тоннельной трубы.....	59
2.21 Заборные устройства торовых и кольцевых баков.....	60
2.22 Силовые элементы кольцевого бака.....	61
2.23 Диафрагмы и сетки.....	63
2.24 Успокоительные стенки и шпангоуты	65
2.25 Крепление датчика уровня	66
2.26 Крепление датчика наполнения	68
2.27 Распылители системы наддува.....	69
2.28 Труба наддува и сброса давления	70
2.29 Стыки и соединения	71
2.30 Стыки гладких листов.....	71
2.31 Стыки стрингеров.....	73
2.32 Стыки шпангоутов.....	74
2.33 Стыки металлических панелей.....	75
2.34 Стыки неметаллических панелей.....	77
2.35 Стыки отсеков малого диаметра	78
2.36 Стыки отсеков большого диаметра	80
2.37 Стыки магистралей неподвижные, разъемные.....	81
2.38 Стыки магистральные подвижные.....	83
3. СИСТЕМЫ ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ	87
3.1 Принцип действия, структурная схема системы и ее блочный состав	87
Библиографический список	91

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование и конструирование современных ракет-носителей, предназначенных для вывода полезной нагрузки (космические аппараты, орбитальные станции, разгонные блоки и т.п.) на орбиту Земли, является сложным творческим процессом. Составляющие ракету-носитель блоки принято разделять на отсеки (сухие отсеки, обтекатели, топливные баки с арматурой и т.п.). В зависимости от назначения, целевых характеристик, расчетных случаев эксплуатации и других условий возможны различные варианты конструкторских решений как отдельных элементов, так ракеты-носителя в целом. На разнообразие конструкций влияют:

- способ размещения разгонного блока на ракете. От того, какова схема соединения блоков - последовательная («тандемная») или параллельная («пакетная»);
- характеристики размещаемых в блоке компонентов топлива;
- тип разделения блоков (горячее или холодное разделение);
- вид крепления блоков между собой;
- наличие в промышленности необходимых конструкционных материалов;
- развитие технологических служб, позволяющих обеспечить создание предлагаемой конструкции;
- квалификация проектировщиков и конструкторов, способных создавать рациональные конструкции, отвечающие требованиям достижения минимума массы конструкции при высокой технологичности, экономичной эксплуатации, минимуме срока разработки и изготовления и т.п.

При отсутствии или при очень малом опыте конструирования бывает затруднительно назначить рациональную конструкцию и, тем более, проработать множество вариантов устройств и выбрать среди них наилучший.

Данное учебное пособие написано для тех, кто изучает устройства ракетной техники и учится конструировать. Пособие содержит материал для выбора конструктивных решений узлов и отсеков ракет ракет-носителей, в частности, ее баков.

Приводятся простейшие расчетные зависимости, необходимые для квалифицированного выбора материалов, форм и размеров. В конце пособия приведен библиографический список источников, который был использован при работе над текстом и рисунками и который дает возможность расширить познания в области технических устройств и в частности конструирования отсеков корпуса и узлов ракет-носителей.

Электронный вариант пособия, содержащий трехмерные геометрические модели различных узлов баков ракет-носителей, позволяет использовать типовые конструкторские решения в собственных разработках. При этом параметрическое задание основных размеров элементов значительно расширяет возможности создания собственных трехмерных моделей.

Учебное пособие может быть использовано как при подготовке специалистов по направлению «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» специальности «Ракетостроение», «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» и направлению магистерской подготовки «Ракетные комплексы и космонавтика», так и при выполнении курсовых и дипломных проектов.

1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

1.1 Классификация ракет и требования, предъявляемые к ракетной технике

1.1.1 Классификация ракет

Эпоху девятнадцатого века можно с уверенностью назвать эпохой века реактивной техники. Ни одна отрасль техники так стремительно не развивалась, как реактивная. Этот успех не является случайным. Потребовалось много веков упорного труда и исканий в самых различных областях человеческой деятельности.

Быстрое развитие ракетной техники привлекло внимание широких кругов к вопросам, связанным с техническим применением ракетной техники. Это в свою очередь дало толчок к стремительному развитию теории реактивного движения и конструирования ракет. Особенно это относится к вопросам динамики полёта ракет, расчёту и конструированию а также проектированию управляемых баллистических ракет и ракет - носителей.

В настоящее время создано большое количество различных видов ракетной техники. Чтобы установить определённую терминологию их классифицируют по ряду признаков. Так управляемые баллистические ракеты предназначены для поражения объектов противника и их, как правило, относят к ракетам класса «земля – земля», «земля – корабль», «корабль – земля» и «корабль - корабль». Управляемые баллистические ракеты бывают тактические, оперативно – тактические и стратегические. К тактическим относят ракеты с дальностью пуска в несколько десятков километров, оперативно-тактическим - в несколько сотен километров, а стратегические в зависимости от дальности пуска:

- на стратегические ракеты средней дальности;
- на межконтинентальные (рис.1.1).

Как показано на рис.1 управляемые баллистические ракеты классифицируют и по ряду других признаков.

Другой тип ракетной техники, который в начале создавался на базе баллистических ракет, а затем стал создаваться как отдельная техническая система, являются ракеты-носители. Ракета-носитель является составной частью более сложной системы – ракетно-космического комплекса. Ракетно-космический комплекс - это совокупность ракеты космического назначения и космодрома, обеспечивающего предстартовую подготовку и пуск ракеты космического назначения, траекторные измерения выдачу команд, приём и обработку телеметрической информации. Общие сведения о ракетно-космическом комплексе и классификации ракет-носителей подробно приведены в работах (рис. 1.2) [24,25,39,42]

Авторы настоящего пособия поставили перед собой задачу ознакомить читателя с основами устройства ракетной техники.



Рис. 1.1. - Классификация ракет

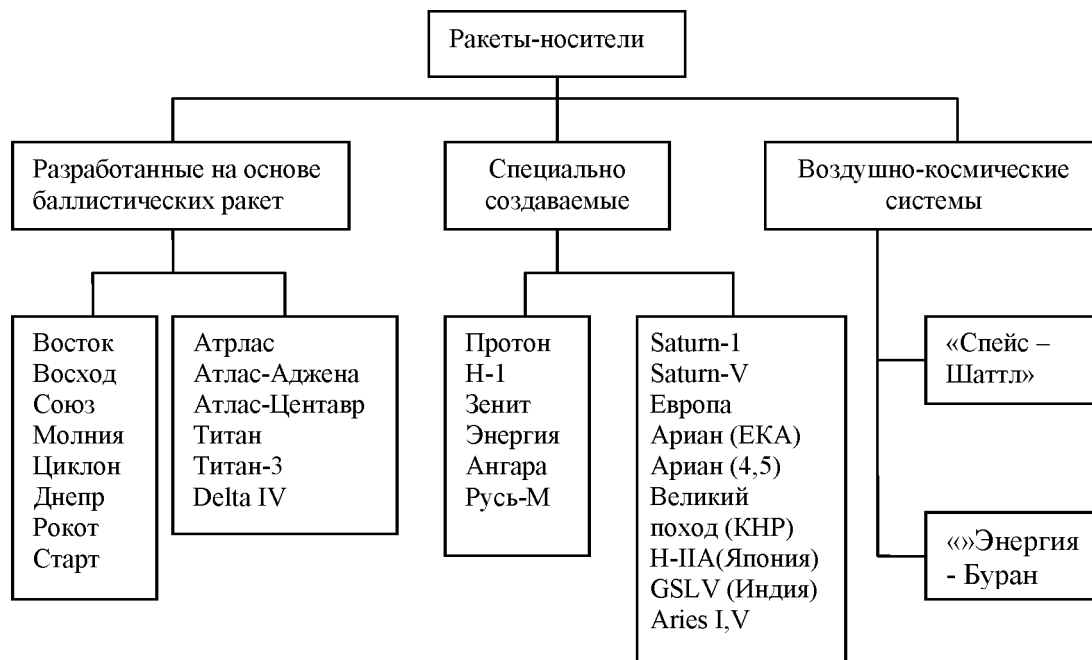


Рис 1.2. - Классификация ракет-носителей

Следуя содержанию настоящего учебного пособия по основам устройства ракетной техники, рассмотрим компоновочные схемы ракет и ракет носителей.

По числу ступеней ракеты бывают одноступенчатые и составные, состоящие из нескольких ступеней. Ступень ракеты состоит из баков с топливом, расходуемым в полёте двигателем данной ступени до её отделения, двигателей, арматуры и приборов управления, из оболочки отсеков и несущей силовой конструкции. Ступени в определённом порядке отбрасываются в полёте. Составные ракеты могут быть двух, трёхступенчатыми и т.д.

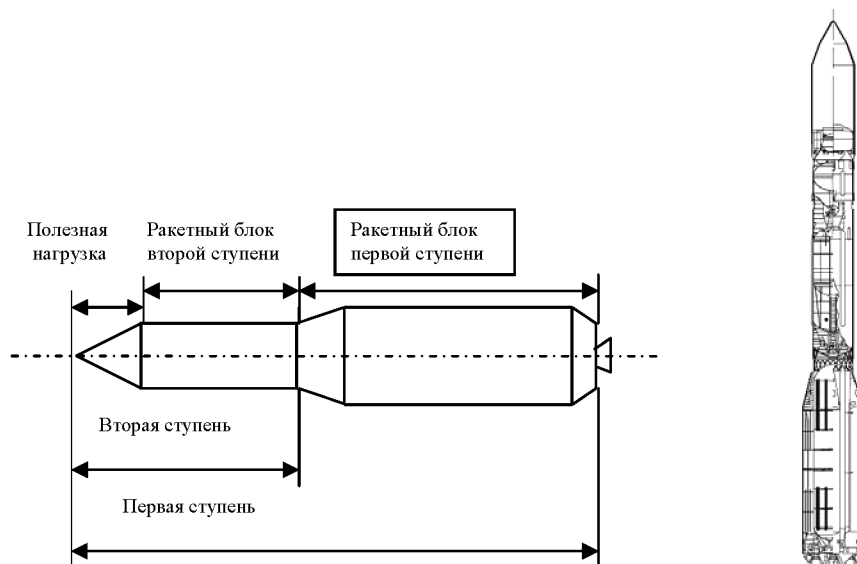


Рис. 1.3 - Ракета с последовательным соединением ракетных блоков

По способу соединения ступеней ракета может быть выполнена по схеме с последовательным, параллельным (пакет) или комбинированным

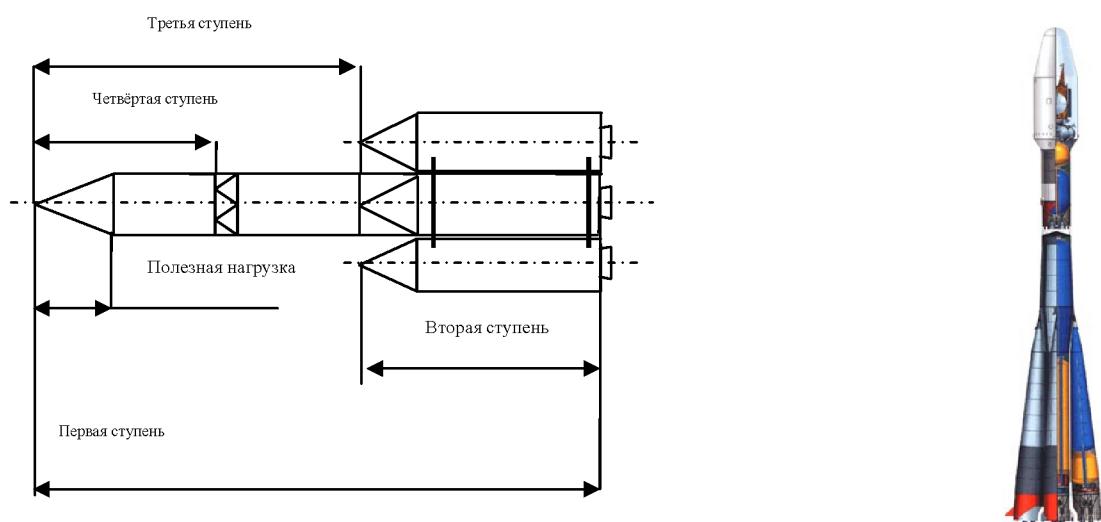


Рис. 1.4 - Схема ракеты с комбинированным соединением ступеней

соединением ступеней. Составные и многоступенчатые ракеты рассматриваются как совокупность нескольких ступеней (рис. 1.3, 1.4).

В первом случае отдельные ступени последовательно включаются и разгоняют ракету до определённой скорости. После выработки топлива в ступени она отделяется от

ракеты. Благодаря этому последующие ступени разгоняют систему меньшей массы, что позволяет получить необходимую скорость на конце активного участка полёта при сравнительно небольшом стартовом весе. В качестве основного преимущества таких схем можно назвать малое лобовое сопротивление и величину дестабилизирующих моментов. В качестве недостатка – увеличение длины ракеты и пользование при запуске двигателей нижней ступени, что увеличивает их вес.

Во втором случае блоки, входящие в пакет, разгоняют ракету, и двигатели включаются одновременно с двигателями ступени. Рядом указанных недостатков ракет с последовательным соединением ступеней эти схемы не имеют.

1.1.2 Требования, предъявляемые к ракетам

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

Ракетный комплекс – это совокупность ракеты, пусковых устройств, наземной аппаратуры управления, испытательного, заправочного и подъёмно-транспортного оборудования. Процесс создания ракетной техники многогранен и сложен. Он начинается с разработки тактико-технических требований к ракете и всему ракетному комплексу. При этом тактико-технические требования основываются на анализе применения проектируемой ракеты и должны учитывать накопленный опыт создания аналогичных ракет, а также технические возможности. Конечной целью разработки ракеты является достижение максимальной эффективности её как боевого средства, в случае военного назначения [42], и максимальной эффективности как средства доставки полезного груза в случае ракеты-носителя [39].

Среди основных требований, которые приводятся в тактико-техническом задании на разработку управляемых баллистических ракет, можно назвать:

- дальность пуска, минимальная и максимальная;
- могущество у цели, определяемое поражающими факторами, тесно увязываемое с оценкой поражения объекта;
- надёжность ракеты и ракетного комплекса, определяемая выполнением боевой задачи;
- эксплуатационные требования, включающие время на подготовку к пуску, виды пуска, условия на транспортировку, условия хранения, ремонтпригодность и проведение технического обслуживания, метеорологические условия применения;
- производственно-экономические требования [24,25] .

Основные требования к ракетам-носителям (РН), также приводятся в тактико-техническом задании на разработку ракеты-носителя.

Среди основных требований можно назвать:

- требования по назначению (назначение РН, грузоподъёмность, параметры орбиты, точность выведения);
- требования к стартовым устройствам (наземные стартовые комплексы, надводные или другие);
- надёжность, показатели характеристики которой должны быть не ниже показателей надёжности прототипов;
- требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению;
- требования к транспортабельности к космодрому и в его пределах;
- требования по безопасности и жизнедеятельности;
- требования по экологии;
- требования к стандартизации и унификации, технологичности;
- конструктивные требования;
- технико-экономические и другие [24,25].

1.1.3 Общие сведения об устройстве и полете ракет

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

Под конструктивно-компоновочной схемой ракеты понимается совокупность агрегатов, систем, отсеков и ступеней определяющих возможности, условия эксплуатации и технологию производства ракеты. В каждом конкретном случае, в зависимости от назначения ракет вида топлива, типа двигателей и других факторов, конструктивные формы составных частей (агрегатов, отсеков, систем и т.д.) будут иметь свои особенности. Рассмотрим основные составные части на примере одноступенчатой ракеты с ЖРД (рис. 1.5). Основными частями такой ракеты являются: Обтекатель, полезная нагрузка (в случае УБР это головная часть), корпус, двигатель, бортовая аппаратура системы управления и органы управления (рис 1.5).

Корпус ракеты состоит из топливных баков, приборного и хвостового отсеков. Топливные баки предназначены для компонентов топлива. Как правило, их изготавливают по несущей схеме, т.е. одновременно они являются силовыми элементами корпуса и воспринимают все нагрузки. Приборный отсек служит для размещения большей части приборов системы управления. Он может располагаться в межбаковом отсеке или выполнен отдельно.

Учитывая специфику работы приборов приборный отсек желательно размещать в центре масс ракеты или ближе к нему. Хвостовой отсек предназначен для размещения двигательной установки и части приборов системы управления (например, приборов контроля работы двигателя и другие).

Кроме того, хвостовой отсек является силовым элементом при установке ракеты на пусковое устройство.

Двигатель является важнейшей составной частью ракеты. Он создаёт силу тяги, обеспечивающую движение ракеты. Двигатель состоит из ряда агрегатов и систем (камеры сгорания, в зависимости от системы подачи топлива турбонасосный агрегат, систему газогенерации или вытеснительную систему в случае отсутствия газогенератора и др.).

Исполнительные органы системы управления служат для создания управляющих сил и моментов с целью удержания ракеты во время полёта на активном участке на требуемой траектории. В качестве органов управления используются газоструйные рули, специальные рулевые двигатели, поворотные камеры сгорания основных двигателей и другие.

В составных ракетах с ЖРД каждая из ступеней содержит рассмотренные выше составные части.

В ракетах с последовательным соединением ступеней (рис. 1.3) сначала работает двигатель первой ступени. При достижении ракетой определённой скорости происходит отделение первой ступени и включается двигатель второй ступени и т.д. При достижении ракетой заданной скорости происходит выключение двигателя последней ступени и отделение головной части (или полезной нагрузки при достижении заданной скорости и высоты).



Рис. 1.5. - Конструктивно-компоновочная схема одноступенчатой ракеты

В ракетах с параллельным соединением ступеней первая ступень представляет собой пакет ракет, имеющих автономные двигатели, топливные баки и необходимые приборы управления. Последовательность включения и выключения двигателей и отделение ступеней ракет пакетной схемы может быть самым различным. Она определяется конкретной конструктивной схемой ракеты. Следует отметить, что ракеты с параллельным соединением обладают рядом недостатков по сравнению с ракетами, имеющими последовательное соединение ступеней. К ним в первую очередь относятся трудности транспортировки, большая масса конструкции, сложное и громоздкое пусковое оборудование.

1.1.4 Траектория движения баллистической ракеты

Траекторию движения ракеты можно разделить на два участка: активный ОК и пассивный КВС (рис. 1.6) .

На активном участке ракета движется с работающими двигателями, а система управления обеспечивает заданные параметры её движения. В точке К выключается двигатель и система управления, боевая часть (полезная нагрузка в случае ракеты - носителя) отделяется от корпуса. Отметим, что активный участок составной ракеты складывается из активных участков отдельных ступеней. На

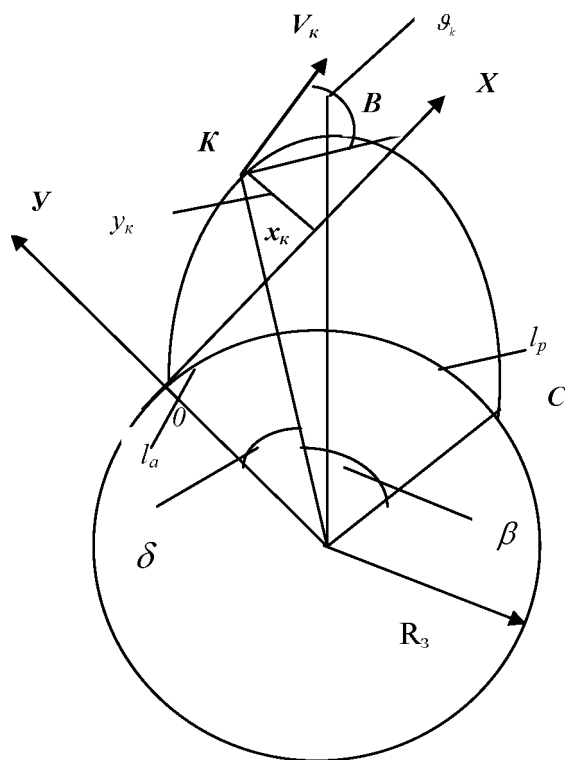


Рис. 1.6. - Траектория движения ракеты

пассивном участке КБС, боевая часть (полезная нагрузка), получив в точке К скорость V_K , движется по эллиптической траектории как свободно брошенное тело под воздействием притяжения Земли. На рисунке 6 видно, что дальность полёта определяется суммой $C = l_a + l_p$, где l_a и l_p дальности, соответствующие активному и эллиптическому участкам полёта. Дальность активного участка может быть определена по формуле $l_a = R \times \delta$; δ находим из выражения

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{\tilde{o}_\varepsilon}{R + \acute{o}_\varepsilon}.$$

Где $\tilde{o}_\varepsilon$ и $\acute{o}_\varepsilon$ - координаты, которые определяются в результате расчёта активного участка траектории;

R – средний радиус Земли, равный 6371 км.

Эллиптическая дальность $l_p = R \times \beta$ из эллиптической теории определится выражением

$$l_p = 2 \cdot R \cdot \operatorname{arctg} \frac{V_k^2 \cdot (R + h_k)}{2 \cdot \chi \cdot \operatorname{tg} g_k}.$$

Где χ - гравитационный параметр Земли;

g_k - угол между вектором скорости и местным горизонтом.

Рассматривая приведенные выше зависимости, можно сделать вывод, что

$$l = l(V_k; g_k; \tilde{o}_\varepsilon; \acute{o}_\varepsilon).$$

Таким образом, дальность полёта ракеты зависит от скорости V_k в конце активного участка, от угла ϑ_k . Для каждой скорости соответствует определённое значение угла, при котором получается максимальное значение дальности. С увеличением дальности (скорости) угол ϑ_k должен уменьшаться. Поэтому при выбранной программе движения ракеты на активном участке траектории дальность пуска определяется значением скорости V_k .

Чтобы определить приближённое значение скорости ракеты в конце активного участка при полном израсходовании топлива, можно воспользоваться формулой К.Э. Циолковского при условии постоянства силы тяги и без учёта аэродинамического сопротивления и гравитационных потерь:

$$V_k = g_0 P_{\text{уд}} \ln \frac{1}{(1 - \mu_{ki})},$$

Где $\mu_{ki} = \frac{m_{oi}}{M_i}$ коэффициент наполнения топливом i - ступени, M_i , масса i - ступени ракеты;

g_0 - ускорение силы тяжести у поверхности Земли;

M_i - стартовая масса i - ступени;

m_{oi} - масса топлива i - ступени;

$P_{\text{уд}}$ - значение удельной тяги у поверхности Земли. Отношение тяги двигателя к секундному расходу веса топлива. (В системе СИ удельный импульс - отношение тяги двигателя к массовому секундному расходу топлива двигателя).

Казалось бы, увеличивая число ступеней, можно беспредельно увеличивать скорость в конце активного участка, а следовательно полезную нагрузку носителя или дальность баллистической составной ракеты определённой стартовой массы. Однако увеличение скорости при неизменной стартовой массе ограничено. С увеличением числа ступеней уменьшается коэффициент наполнения топливом μ_{ki} , так как для всех ступеней, начиная с первой, все последующие являются пассивной массой.

При проектировании ракет состав топлива, масса полезной нагрузки высота орбиты или дальность в случае баллистической ракеты, определяются тактико-техническим заданием. В этих условиях, чтобы определить необходимое число ступеней, необходимо оценить влияние числа ступеней на основные характеристики ракеты: массу и размеры, надёжность, эксплуатационные свойства, трудоёмкость отработки и изготовление, стоимость ракеты и ракетного комплекса в целом.

Следует отметить, что с увеличением ступеней заметно снижается надёжность ракет, возрастают трудности их отработки, объём регламентных работ и предстартовых испытаний. С увеличением числа ступеней может заметно возрасти и стоимость ракеты.

Анализ показателей надёжности, эксплуатационных и экономических данных показывает, что наивыгоднейшее число ступеней в ракете может отличаться от числа ступеней, при котором ракета имеет наименьшую стартовую массу. Поэтому число их берётся обычно на одну меньше по сравнению с тем их числом, которое было определено из условия минимума стартовой массы.

При заданной полезной нагрузке и заданной высоте орбиты (дальности в случае баллистической ракеты) параметры ракеты, так же как и число ступеней, зависят от распределения масс по ступеням. В каждом конкретном случае существует такое распределение масс, которое является наивыгоднейшим.

Определяя размеры корпуса ракеты с ЖРД, вводятся следующие понятия:

- $\bar{l}_i = \frac{l_i}{d_i}$ - относительная длина ступени (ракеты), где l_i - длина ступени (ракеты), d_i - диаметр ступени (ракеты).

- $P_{Mi} = \frac{4M_{0i}}{\pi d_i^2}$ - удельная нагрузка на поперечное сечение ступени (ракеты), где M_{0i} - масса ступени (ракеты).

Относительные длины и диаметры ступеней ракет влияют на конструктивно-баллистические свойства самой ракеты. При заданной полезной массе коэффициент μ_{ki} тем больше, чем меньше масса конструкции (в том числе и конструкция баков):

$$\mu_{ki} = \frac{m_o}{m_{ii} + m_e + m_o}.$$

1.1.5 Система аварийного спасения

Ракета-носитель (РН), предназначенная для запуска космического аппарата (КА) с экипажем, оснащается системой аварийного спасения (САС), обеспечивающей отделение и увод КА от РН и спасение экипажа при аварийных ситуациях в любой точке участка выведения — от старта до отделения КА от последней ступени РН.

Система САС одноразовых кораблей состоит из системы разделения отсеков КА, ДУ (обычно твердотопливной), обеспечивающей быстрый увод КА от аварийной РН, и автоматики системы. Схема работы такой САС для корабля "Союз" приведена на рис. 1.7.

Можно выделить следующие участки работы САС при выведении одноразового КА на орбиту:

1 участок — при аварии РН производится отделение КА от РН и увод жилых отсеков КА с помощью двигателей САС на высоту, достаточную для раскрытия парашютной системы спускаемого аппарата КА. 1 участок начинается с момента запуска двигателей РН на старте и завершается отделением ДУ САС от РН. Сброс ДУ САС производится на высоте, когда, уже гарантируется отделение КА от РН и ввод парашютной системы без дополнительного воздействия двигателей САС.

2 участок — при аварии РН производится отделение КА от РН, затем разделение его отсеков, вход спускаемого аппарата КА в атмосферу и спуск его на парашюте. Завершается 2 участок работы САС в той точке траектории полета РН, когда набранной высоты и скорости достаточно для выведения КА на низкую орбиту

3 участок — авария РН происходит в конце работы ее последней ступени, где набранной высоты и скорости полета уже достаточно для выхода КА на низкую орбиту со временем существования на ней не менее трех витков. На этом участке отделение КА от РН производится без последующего срочного спуска на Землю. При обнаружении выведения на низкую орбиту должен осуществляться маневр срочного подъема орбиты.

Параметры срочного маневра рассчитываются заранее, и соответствующая КПП готовится для

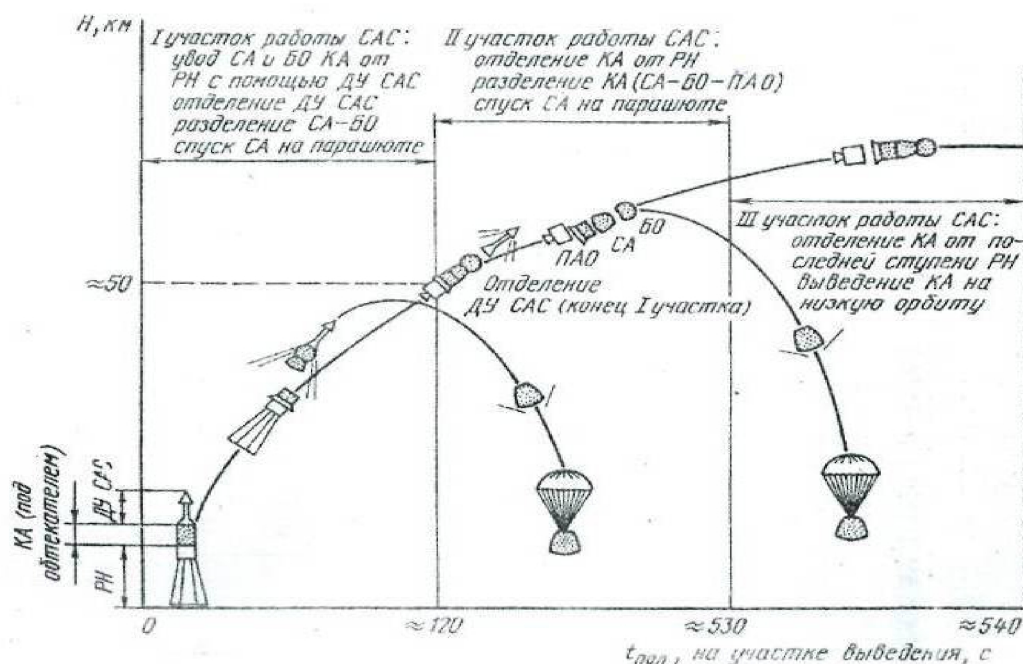


Рис. 1.7. - Схема работы САС корабля «Союз»

передачи на борт либо по командной радиолинии, либо по радиосвязи — для выполнения срочного маневра подъема орбиты экипажем. В этой связи одной из важных задач ЦУПа является быстрый расчет фактической траектории полета КА после выведения и определения минимального времени существования КА на ОИСЗ. Маневр срочного подъема орбиты должен осуществляться при времени существования КА на ОИСЗ менее суток, что соответственно означает фактическую высоту выведения 170...180 км.

Управление системой САС на всех участках осуществляется автоматически. В качестве аварийных параметров РН, инициирующих работу САС, могут служить, например, недопустимые угловые отклонения ракеты от заданных по "опорной" траектории или нерасчетное время возникновения невесомости. Может быть предусмотрено включение системы САС с Земли по командной радиолинии, например по сообщению экипажа о пожаре в жилых отсеках КА. В этом случае выдается только обобщенная команда на включение САС, а автоматика системы, получив эту команду, уже сама производит требуемые операции по отделению и уводу КА от РН.

Система САС КК "Союз" дважды показала свою эффективность на практике, обеспечив спасение экипажа при авариях РН: в 1975 г. при аварии на участке выведения на орбиту (экипаж в составе В.Г. Лазарева и О.Г. Макарова) и в 198,3 г. при аварии на старте (экипаж в составе В.Г. Титова и Г.М. Стрекалова). При этом в первом случае система САС сработала автоматически на участке ее функционирования, а во втором случае САС была запущена из стартового командного пункта.

Для многоразовых кораблей ("Буран", "Спейс шаттл") при авариях РН на участке выведения осуществляется либо так называемый "маневр возврата" ОК на основной аэродром посадки, расположенный вблизи стартового комплекса, либо посадка ОК на аэродромы аварийной посадки, расположенные вдоль трассы полета на участке выведения на орбиту. Управление всеми процессами отделения ОК от аварийной РН и выбор варианта посадки осуществляется автоматически с помощью БЦВК РН и ОК. На первых пилотируемых полетах многоразовых кораблей (с экипажем из двух человек) помимо такой

схемы применяется катапультирование экипажа от аварийной системы РН—ОК. Катапультирование осуществляется по инициативе экипажа. Схема полета многоразовой системы "Энергия" — "Буран" при авариях на участке выведения на орбиту показана на рис. 1.8.

На протяжении всего участка выведения ЦУП отслеживает реальную траекторию полета РН и готов прогнозировать точку посадки спускаемого аппарата КА в случае срабатывания САС. Для многоразового корабля прогнозируется его место посадки либо место приземления экипажа после катапультирования. Эти данные сразу же должны быть переданы в службу поисково-спасательного комплекса для организации поиска и эвакуации экипажа с места аварийного приземления.

Помимо параметров системы САС и параметров РН и КА, инициирующих ее работу, особому контролю на участке выведения подлежат те параметры пилотируемого КА, нештатное поведение которых хотя и не требует использования САС для обеспечения безопасности экипажа, но может заставить осуществить срочную посадку сразу же, после выведения КА на орбиту. Для каждого типа пилотируемого КА должен быть проведен анализ возможных нештатных ситуаций по выявлению полного перечня параметров такого рода. К подобным параметрам КА могут, например, относиться: герметичность его жилых отсеков, герметичность баков основной ДУ, герметичность баков микродвигателей системы управления спуском и т.д. При разрушении герметичности перечисленных отсеков и агрегатов возникает опасность для экипажа КА. При разгерметизации жилых отсеков деятельность экипажа обеспечивается автономной системой жизнеобеспечения скафандров с ограниченным ресурсом работы и посадка на Землю должна быть осуществлена до выработки этого ресурса. При разгерметизации баков ДУ возникает опасность незапуска двигателя КА для схода с орбиты — запуск тормозного двигателя должен быть осуществлен до достижения критических значений давления в баках. При разгерметизации баков микродвигателей системы управления спуском спускаемый аппарат КА не будет должным образом ориентироваться при входе в плотные слои атмосферы.

При неаварийной, но нештатной работе систем РН возможно выведение КА на низкую начальную орбиту, на которой время его существования до входа в плотные слои атмосферы меньше, чем интервал времени до первого штатной) маневра. В этих случаях также требуется проведение маневра срочного подъема орбиты.

Важнейшей задачей ЦУПа и его группы анализа работы бортовых систем является быстрое и надежное выявление аварийных ситуаций, угрожающих безопасности экипажа или препятствующих выполнению основных задач полета КА, прогнозирование времени, которым располагают ЦУП и экипаж для выхода из аварийной ситуации.

Естественно, что решения на срочный спуск с орбиты после выведения или ее срочный подъем должны быть надежно подтверждены совокупностью данных траекторных, телеметрических измерений и сообщениями экипажа.

Параметры КА, состояние которых сказывается на безопасности экипажа, контролируются, конечно, на протяжении всего полета, однако на участке выведения им должно уделяться особое внимание, так как здесь вероятность разгерметизации баков и отсеков КА или отказов в работе приборов увеличивается из-за воздействия перегрузок и вибраций от работы ДУ РН, от воздействия ударных нагрузок, например, от срабатывания пирозамков при отделении КА от РН.

Специальное внимание должно быть уделено и самому факту отделения КА от последней ступени РН, так как при неотделении КА штатное продолжение полета невозможно.

Отделение осуществляется автоматически, но если оно не проходит, экипаж КА должен

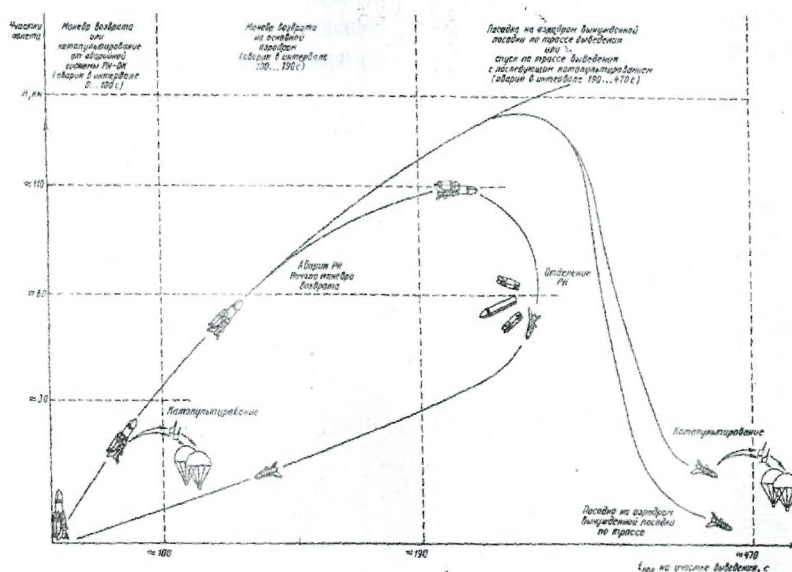


Рис. 1.8. - Схема полета многоразовой системы "Энергия" — "Буран"

немедленно вручную дублировать команду на пирозамки отделение от РН.

1.1.6 Система управления РН

Система управления ракеты — [система управления](#) (СУ), неотъемлемая часть [ракеты](#), наряду с [двигателем](#), баками компонентов и несущей конструкцией. Ракета не может выполнять своих функций без системы управления.

Вообще РН неустойчива, т.е. без системы управления даже незначительное возмущение (отклонение) не будет устранено и ракета, скорее всего, упадет на землю

Функции системы управления

В процессе полета ракеты Система управления решает три основных задачи:

полета — учёт внешних (ветер и т. п.) и внутренних (резонансные явления и т. п.) возмущений и компенсация их с учетом предельно допустимых значений, допустимых для данной ракеты. Подсистема (автомат) стабилизации обеспечивает устойчивый полет ракеты, неразрушение ее конструкции. Качество реализации автомата стабилизации непосредственно влияет на предельные габариты полезной нагрузки, а также на возможности оптимизации конструкции ракеты с целью снижения ее массы.

Наведение на цель (навигация) — обеспечение полёта ракеты согласно траектории, указанной в полётном задании. Подсистема (автомат) наведения должна учитывать реальное и программное положение ракеты и корректировать с помощью двигателей и рулей отклонения ракеты от указанного курса, возникающие вследствие возмущений (ветровых, разброса параметров двигателей и т. п.). В качестве основного источника положения ракеты (координат и вектора скорости) обычно используются

[гиростабилизированная платформа](#) или бесплатформенная инерциальная навигационная система. В дополнение к ним, для компенсации ошибок используется [спутниковая система навигации](#) и [астровизирование](#). Качество реализации автомата наведения непосредственно влияет на точность выведения полезной нагрузки в заданную точку.

Управление расходом топлива — обеспечение максимально эффективного расхода топлива и полного выгорания компонентов (горючего и окислителя). При использовании ракеты пакетной схемы (одновременная работа нескольких ракетных блоков, обычно центрального и нескольких боковых) система управления расходом топлива (СУРТ) также обеспечивает полное выгорание компонентов во всех блоках ракеты одновременно к моменту разделения. Эффективно работающая СУРТ обеспечивает повышение полезной нагрузки, вследствие снижения требований к гарантийным запасам топлива, вместо которых берётся полезный груз. Работа СУРТ вызывает возмущения в работе автомата наведения и автомата стабилизации.

Все вышеуказанные подсистемы в настоящее время обычно являются [программными](#) подсистемами, не имеющими физического (приборного) воплощения.

В процессе предполетной подготовки система управления также обеспечивает автоматизацию проверок узлов ракеты и пусковых операций.

Состав системы управления

Система управления ракеты обычно состоит из:

- бортовой аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на всех стадиях (завод изготовитель, монтажно-испытательный комплекс и стартовый комплекс), пуска и полета ракеты
- наземной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на стартовом комплексе и пуска.
- контрольно-испытательной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на заводе изготовителе и в монтажно-испытательном (техническом) комплексе.

Развитие ракетно-космических систем и их составных систем.

Ракета-носитель "Союз-2" (рис. 1.9)

Ракета-носитель среднего класса 11А511У ("Союз-У") разработана на базе РН 11А511 на основании Решения Комиссии Президиума СМ [СССР](#) по военно-промышленным вопросам N 31 от 10.02.1971 г.

В настоящее время в эксплуатации, кроме РН 11А511У и её модификаций (11А511У-2, 11А511У-ПВБ), находится также комплекс ракеты-носителя "Молния" (8К78М). До недавнего времени использовалась ещё одна модификация ракет-носителей семейства Р-7А - 8А92М.



Рис. 1.9 - Ракета-носитель "Союз-2" с пилотируемым КК

Решением совместного НТС ВКС МО РФ, РКА и Госкомоборонпром РФ по вопросу "Рассмотрение эскизного проекта на модернизацию комплекса РН типа [P-7A](#) и определение порядка дальнейших работ по ОКР "Русь" от 14.12.1993 г. предусмотрена модернизация в объёме, предусматривающем создание новой системы управления с БЦВМ, а также повышение энергетических характеристик и высокочастотной устойчивости ДУ 1 и 2 ступеней за счёт применения форсуночных головок с улучшенным смесеобразованием.

В дальнейшем, согласно решению МО РФ и Госкомоборонпрома от 12.4.1994 г. о порядке создания космических систем и комплексов связи, навигации и геодезии, было признано необходимым проводить разработку ряда космических комплексов с учетом выведения КА с помощью РН "Союз-2" и РБ "Фрегат". Для обеспечения необходимого уровня энергетических характеристик РН предусмотрено создание блока "И" (3-й ступени РН) с двигателем 11Д451М разработки КБХА. Целями модернизации комплекса РН 11А511У являются:- продление жизненного цикла КРН и расширение номенклатуры

запускаемых КА с полигона "Плесецк"; - снижение потребностей в использовании космодрома "Байконур"; - последовательное снижение потребностей в использовании РН на высокотоксичных компонентах топлива; - сокращение номенклатуры изготавливаемых ракетных блоков. На совместном совещании РКА и ВКС от 17.03.1995 г. было принято решение о поэтапном проведении работ в рамках ОКР "Русь" с соответствующей динамикой наращивания энергетических возможностей РН, а именно:

- совершенствование конструкции ДУ I-й и II-й ступеней на основе создания новой форсуночной головки с целью исключения горючего "циклин"; - создание СУ на современной отечественной элементной базе, новой цифровой радиотелеметрической системы (этап 1а) - оснащение 3-й ступени новым двигателем с более высокими удельными характеристиками (этап 1б); - глубокая модернизация РН путём замены двигателей I-й и II-й ступеней на модифицированный вариант двигателя 11Д123 (этап 2). При этом принято решение о проведении ЛИ РН "Союз-2" этапа 1а в 1997 году. Начало ЛИ РН "Союз-2" этапа 1б уточняется по результатам работ 1995 года, а порядок создания РН "Союз-2" 2 этапа определяется по результатам рассмотрения технических предложений ЦСКБ в IV квартале 1995 года. Проведение указанной модернизации, по материалам эскизного проекта, позволит: - полностью расширить задачи обеспечения запусков требуемой номенклатуры существующих и перспективных КА с космодрома "Плесецк"; - увеличить массу выводимого полезного груза на 1150-1250 кг, включая 850...950 кг за счёт нового блока "И" (III ступень), и создать условия для перевода запусков пилотируемых и грузовых кораблей "Союз" и "Прогресс" с космодрома "Байконур" на космодром "Плесецк" с одновременным переходом на орбиты с наклоном до 64,8 и с увеличением массы этих кораблей до 7760 и 8020 кг соответственно; - увеличить габариты выводимых КА за счёт применения головного обтекателя диаметром 3,7 м. - организовать изготовление РН "Союз-2" на заводе "Прогресс" (г. Самара) в технологическом процессе производства РН типа Р-7А с минимальными объёмами дооснащения. В общем виде ракета-носитель "Союз-2" представляется как унифицированная трёхступенчатая для выведения на рабочие орбиты низко- и среднеорбитальных КА, а также на промежуточные орбиты космических головных частей с разгонным блоком "Фрегат" разработки НПО им. С.А. Лавочкина, обеспечивающего дальнейшее выведение КА на высокие орбиты или отлётные траектории. Основные характеристики эксплуатируемой РН "Союз" и РН "Союз-2" представлены в табл. 2.28.1.

На первой и второй ступенях РН "Союз-2" используются модернизированные двигатели 11Д511М и 11Д512М разработки КБ НПО "Энергомаш". На двигателях применяется новая смесительная головка с однокомпонентными форсунками окислителя и горючего (вместо двухкомпонентных) с дополнительными конструктивными мероприятиями по обеспечению устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания. Применение новой смесительной головки позволит, по оценке разработчика, увеличить удельный импульс тяги двигательных установок центрального и боковых блоков на 4 и 5 соответственно, а также увеличить тягу приблизительно на 2%.

На третьей ступени (см. иллюстрацию слева вверху) используется новый двигатель 11Д451М представляет собой четырёхкамерный ЖРД, выполненный по схеме с дожиганием окислительного газогенераторного газа и с качающимися камерами сгорания для управления вектором тяги. В настоящее время двигателям 11Д511М: 11Д512М и 11Д451М присвоены индексы 14Д21: 14Д22 и 14Д23 соответственно.

Таблица 2.28.1.

Основные характеристики модернизируемой РН типа Р-7А

N п/п	Характеристики	РН "Союз"	РН "Союз-2" (этапа 1б)
1	Количество ступеней	3	3
2	Стартовая масса, т	309,7 (в составе комплекса "Союз")	307,2 (с КА "Орлец-1")
3	Начальная масса, т - I ступени - II ступени - III ступени	171,8 97,7 25,4	171,85 96,7 25,4
4	Мпг, выводимого на орбиту, т - Нкр=200 км, i=51 град. - Нкр = 200 км, i= 90 град. - Нп/На=224/262км, i=62,8 град. - Нп/На=204/280 км, i=81,4 град. - Нп/На=510/40000км, i=62,8 град.	7,5 6,7 - - -	- - 7,95 7,57 2,48(с РБ "Фрегат")
5	Масса конструкции, т - I ступени - II ступени - III ступени	24,207 3,78x4 6,625 2,33	24,32 3,8x4 6,525 2,597
6	Длина РН (с ГБ типа "Союз"), м	49,4	
7	Максимальный поперечный размер, м	10,3	
8	Длина/диаметр ракетных блоков, м - I ступени - II ступени - III ступени	19,2/2,68 27,1/2,95 6,7/2,66	
9	Заправляемый запас топлива, т - I ступени - II ступени - III ступени	156,648 90,160 22,76	
10	Состав ДУ (количество/индекс) - I ступени - II ступени - III ступени	4/11Д512 1/11Д511 1/11Д55	4/14Д22 1/14Д21М 1/14Д23М
11	Суммарная тяга РН, тс - I ступени (на Земле/в пустоте) - II ступени (в пустоте) - III ступени (в пустоте)	411/505,9 99,6 30,38	422,3/517,2 100,9 30,0
12	Удельный импульс тяги ДУ (на Земле/в пустоте), с - I ступени - II ступени - III ступени	254,2/311,4 249,9/313,4 - / 325	261,8/319,0 254,9/318,5 - / 357

N п/п	Характеристики	РН "Союз"	РН "Союз-2" (этапа 1б)
13	Тип системы управления	аналоговая	цифровая

Новая система управления ракеты-носителя "Союз-2" разработки НПО "Автоматика" (г.Екатеринбург), кроме решения задачи по замене элементной базы, создает предпосылки для улучшения эксплуатационных качеств РН, из которых наиболее принципиальными являются: - исключение необходимости разворота РН на старте по азимуту стрельбы путём введения программного разворота по крену на начальном участке полёта, что принципиально позволит решить задачу дистанционной отстыковки заправочных магистралей на старте; - реализация ограничений по углу атаки в процессе полёта РН, что позволяет снизить нагрузки на РН и расширить возможности по увеличению габаритов КА. Применение новой цифровой радиотелеметрической системы разработки РНИИ КП, также как и системы управления, кроме решения задачи по замене элементной базы, создает предпосылки для - исключение сбоя информации в таких переходных процессах, как разделение ступеней; - автоматизация обработки телеметрической информации. В настоящее время работы по ОКР "Русь" идут с отставанием по срокам окончания основных этапов работ по системе управления, двигателям 1 и 2 ступеней, измерительному комплексу. Недостаток финансирования и другие объективные трудности предопределили перенос начала ЛКИ на конец 1997 года.

2. РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ БАКОВ

Создавая ракеты с ЖРД, очень важно правильно спроектировать топливные баки, так как они составляют большую часть ракеты, а их расположение, размеры и масса в основном определяют весовые, габаритные и лётные характеристики ракеты. Баки ракет, служащие для размещения компонентов жидкого топлива и других жидкостей (перекиси водорода, жидкого азота, изопропилнитрата и т. п.) можно разделить на две группы:

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

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

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

Оболочки баков нагружаются внутренним избыточным давлением:

$$P_a^{\circ} = P_n^{\circ} + n_x^{\circ} H \rho g,$$

где P_n° - давление наддува бака, n_x° - продольная перегрузка, H - высота столба жидкости, ρ - плотность жидкости, g - ускорение силы тяжести.

Под действием этого давления в оболочке бака появляются нормальные напряжения растяжения (рис. 1):

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

- в

$$\sigma_{1a}^{\circ} = \frac{P_a^{\circ} D}{2\delta};$$

$$\sigma_{2a}^{\circ} = \frac{P_a^{\circ} D}{4\delta};$$

δ – толщина

- в сферических

$$\sigma_{2a}^{\circ} = \frac{P_a^{\circ} R_c}{2\delta};$$

- в торовых баках напряжения вычисляют по формулам:

$$\sigma_{1T}^{\circ} = \frac{P^{\circ} r (2R_T - r)}{2\delta (R_T - r)},$$

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

избыточное давление тора, r – радиус

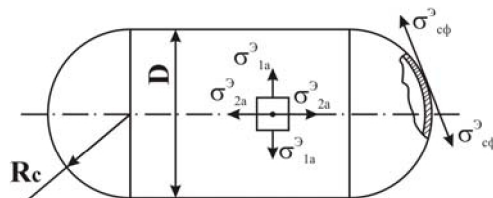


Рис. 1 – Нормальные напряжения растяжения

продольном сечении:

- в поперечном сечении:

где D – диаметр бака,

обечайки;

оболочках:

где R_c - радиус сферы;

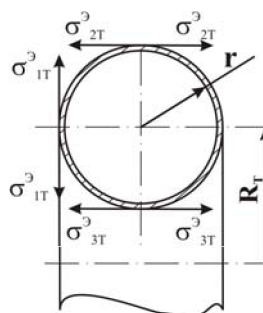


Рис. 2 – Схема торового бака

$$\sigma_{2T}^{\circ} = \frac{P^{\circ} r}{\delta},$$

где $P^{\circ} = P_H^{\circ}$ –

в баке, R_T – радиус образующей тора;

- в кольцевых баках напряжения вычисляются также как в торовом баке:
- нормальные напряжения в продольном сечении наружной оболочки:

$$\sigma_{1n}^{\circ} = \frac{P_n^{\circ} D}{2\delta};$$

напряжения в
внутренней оболочке:

где D – внешний
внутренний диаметр
Внешние обечайки

обечайки цилиндрических
сил вдоль корпуса ракеты и
нагрузки, как
изгибающий момент $M_{изг}^{\circ}$ в сечении бака и осевая сила N° .

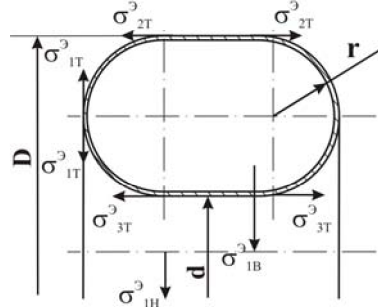


Рис. 3 – Схема кольцевого бака

- нормальные

продольном сечении

$$\sigma_{1e}^{\circ} = \frac{P_e^{\circ} d}{2\delta},$$

диаметр бака, d –
бака.

несущих кольцевых и
баков участвуют в передаче
воспринимают такие
перерезывающая сила Q° и

При этих нагрузках появляются:

- максимальные касательные напряжения:

$$\tau_{\max}^{\circ} = \frac{Q^{\circ} S}{I \delta},$$

где $S = \frac{D^2 \delta}{2}$ - статический момент отсеченной площади сечения,

$S = \frac{\pi D^3 \delta}{8}$ - момент инерции площади сечения;

- максимальные нормальные напряжения:

$$\sigma_{\max}^{\circ} = \sigma_2^{\circ} - \frac{|M_{изг}^{\circ}|}{W} - \frac{|N^{\circ}|}{F},$$

где $W = \frac{\pi D^2 \delta}{4}$ - момент сопротивления сечения бака,

$F = \pi D \delta$ - площадь сечения бака,

$$\sigma_2^{\circ} = \begin{cases} \sigma_{2T}^{\circ} & \text{для торового и кольцевого баков,} \\ \sigma_{2a}^{\circ} & \text{для цилиндрического бака;} \end{cases}$$

- нормальные напряжения в зоне максимальных касательных напряжений:

$$\sigma_m^{\circ} = \sigma_2^{\circ} - \frac{|N^{\circ}|}{F}.$$

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

$$f \sigma_{\max}^{\circ} \leq k_C \sigma_B, \quad \text{если } \sigma_{\max}^{\circ} > 0;$$

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

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

В местах соединения цилиндрической (или конической) обечайки и днища устанавливаются усиленные шпангоуты (рис. 4), которые под действием внутреннего избыточного давления подвергаются сжатию.

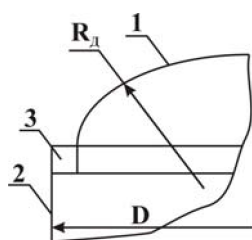


Рис. 4 – Схема размещения шпангоута: 1 – днище; 2 – обечайка бака; 3 – шпангоут

Условием прочности шпангоута является соотношение:

$$f\sigma_{ш} \leq k_c \sigma_B,$$

где $\sigma_{ш} = \frac{P^3 D}{8F_{ш}} \sqrt{4R_d^2 - D^2}$ – нормальные напряжения в шпангоуте,

$F_{ш}$ – площадь сечения шпангоута,

R_d – радиус днища, D – диаметр бака.

2.1 Формы баков

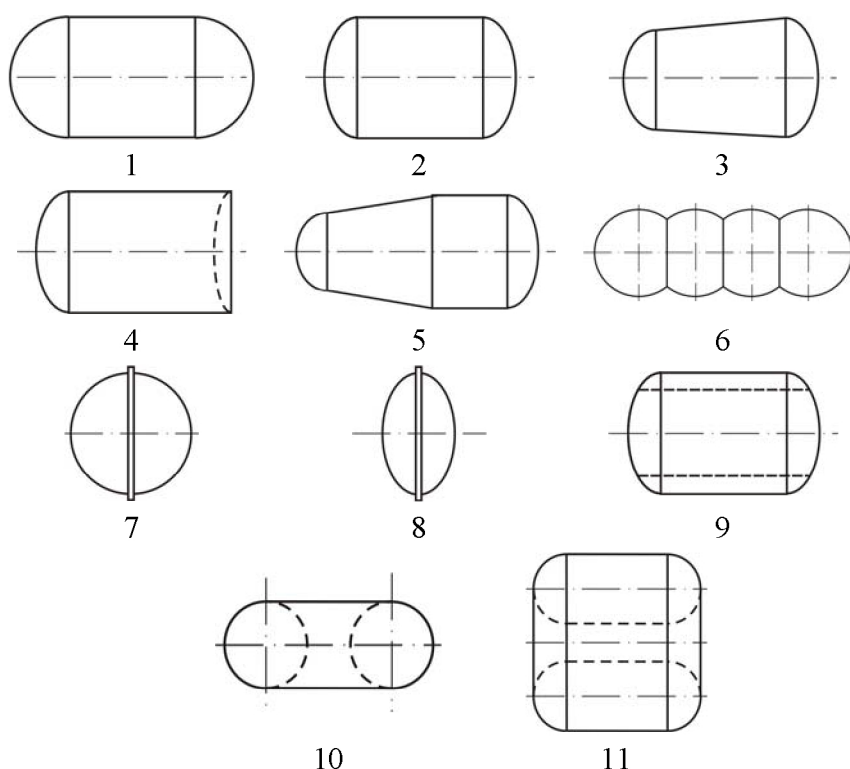


Рис. 5 – Формы баков: 1 – цилиндрический с полусферами; 2 – цилиндрический; 3 – конусный; 4 – цилиндрический с вогнутым днищем; 5 – сложной формы; 6 – ячеистый бак; 7 – сферический; 8 – чечевицеобразный; 9 – бак в баке; 10 – торовый бак; 11 – кольцевой бак

Таблица 1

№	Форма бака	Основные достоинства	Недостатки
1	Цилиндрический бак с полусферическими днищами	1. Небольшая масса оболочки 2. Небольшая масса шпангоутов	1. Слишком велика масса юбок бака и других отсеков, соединяющихся с баком 2. Слишком много пустых

			мест в корпусе
2	Цилиндрический бак с днищами - сферическими сегментами	1. Наиболее часто встречающаяся форма	
3	Конусный бак с днищами – сферическими сегментами	1. Плотно заполняет конусную часть корпуса	
4	Цилиндрический бак с вогнутым днищем для образования совмещенного днища	1. Возможность осуществлять плотную компоновку 2. Не требуются межбаковые отсеки или юбки баков	1. Сложна конструкция совмещенного днища 2. Затруднен забор топлива из бака 3. Затруднено крепление тоннельных труб 4. Затруднена установка теплоизоляции
5	Бак сложной формы – сочетание цилиндра и конуса	1. Плотное заполнение корпуса	1. В месте сочетания конуса и цилиндра требуется установка дополнительного силового шпангоута
6	Ячеистый бак	1. Можно плотно заполнить объемы любой формы 2. Наименьшая масса бака при том же объеме	1. Сложен в изготовлении 2. Чувствительность к неточности изготовления отдельных

Окончание табл. 1

№	Форма бака	Основные достоинства	Недостатки
			элементов 3. Затруднено крепление бака
7	Сферический бак	1. Наименьшая масса бака	1. Затруднено крепление бака 2. Слишком

			велика масса юбок и других соединяющихся с баком элементов 3. Слишком много пустых мест в корпусе
8	Чечевицеобразный бак	1. Возможность более плотного заполнения корпуса 2. Хорошо сочетается с цилиндрическим баком через совмещенное днище	1. Слишком велика масса бака 2. Затруднено крепление бака
9	Бак в баке	1. Возможность более плотного заполнения корпуса 2. Масса бака в баке меньше суммарной массы двух баков	1. Сложность изготовления бака 2. Затруднен забор топлива из баков
10	Торовый бак	1. Можно достичь более плотной компоновки	1. Затруднено крепление бака
11	Кольцевой бак	1. Возможность более плотного заполнения корпуса 2. Бак может быть несущим 3. Возможно крепление ДРД непосредственно к баку	1. Сложность изготовления 2. Велика масса внутренней оболочки

Выбор формы бака диктуется, в основном, необходимостью создания ракеты с наиболее плотной компоновкой. Кроме того, приходится учитывать достоинства и недостатки каждой формы. В таблице 1 дан анализ каждой из приведенных на рис. 5 форм.

2.2 Обечайки баков

Цилиндрические и конические обечайки (рис. 6) баков свариваются из заранее согнутых листов или, если обеспечивается прочность, даже из фольги. Если габариты листов не позволяют сделать целиком всю обечайку, то ее сваривают из предварительно сваренных колец. Обечайки баков могут быть не только гладкими, но и с продольными (внутренними или наружными) подкрепляющими ребрами. Эти ребра необходимы в том случае, если в обечайке в процессе эксплуатации возможно появление усилий, сжатия. Обечайка может иметь и вафельное подкрепление, способное воспринимать внутреннее и внешнее избыточное давление.

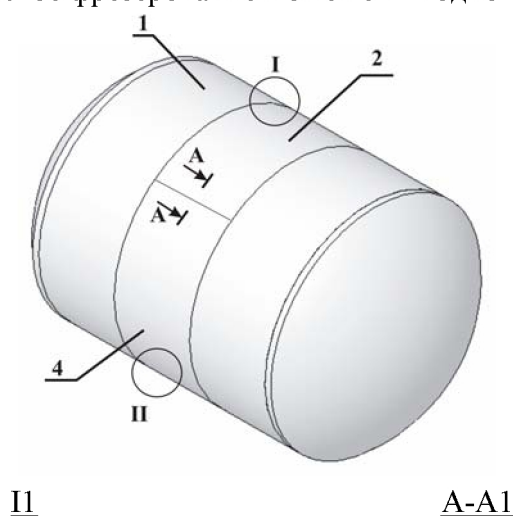
Наиболее прочное соединение обечаек получается при двухстороннем фрезеровании. При отсутствии фрезерования и при фрезеровании снаружи проще обеспечить чистоту внутри бака, т.к. кромки в местах фрезерования имеют неровности, в которых при промывке может остаться мусор.

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

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

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

Химическое фрезерование может быть одно- и двустороннее.



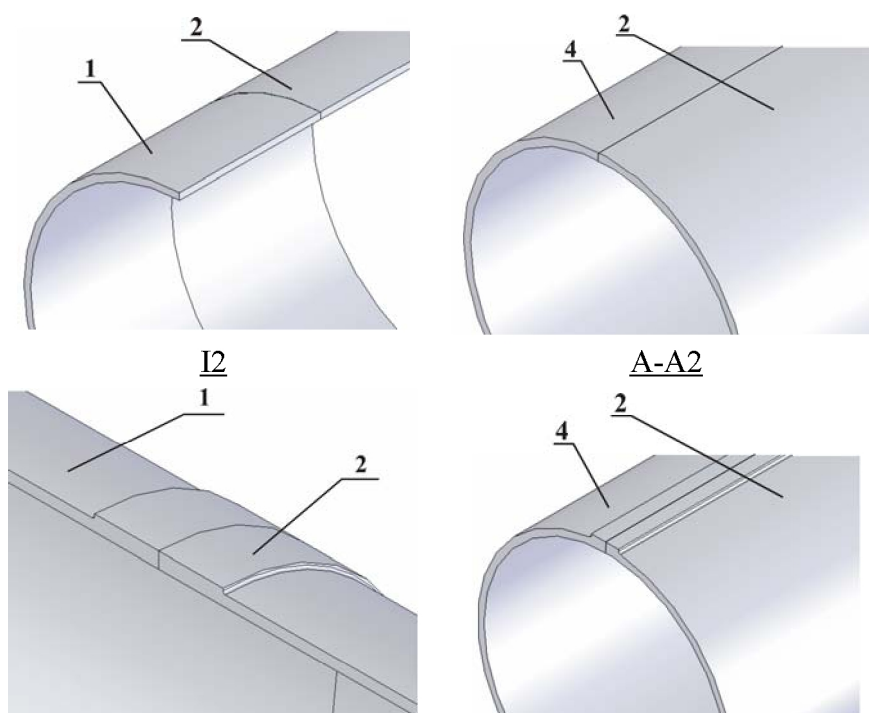
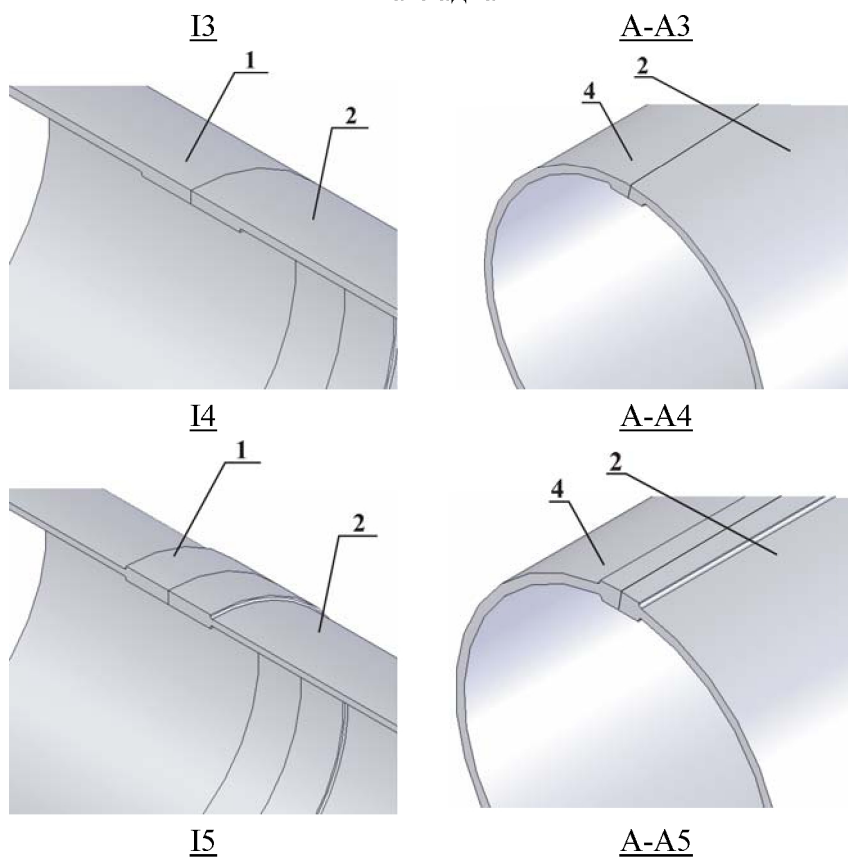


Рис. 6 – Обечайки баков (см. на стр. 15):
1, 2 – кольца; 3 – вафельная обечайка; 4 – часть кольца; 5 – накладка



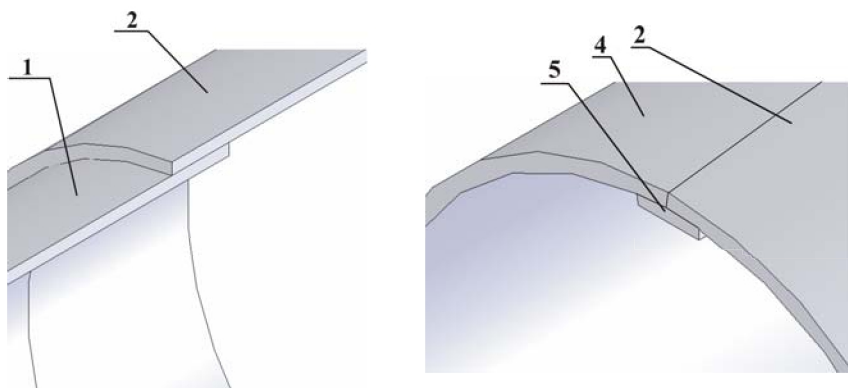


Рис. 6 – Обечайки баков (см на стр.16):



Рис. 6 – Обечайки баков (Окончание)

2.3 Днища баков

Днища баков желательно штамповать из одного листа. При отсутствии листов с необходимыми габаритами их приходится делать составными следующими методами (рис. 7):

- а) вначале листы сваривать встык, а затем из этой заготовки штамповать днище;
- б) штамповать части днища 1 и 2, фрезеровать сварные кромки и сваривать части воедино. Такое соединение обеспечивает большую, чем в способе а) прочность;
- в) днища собирать и сваривать из предварительно отштампованных лепестков 4 и полюсной части 3. Такая сборка применима при изготовлении баков с большими габаритами.

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

Вид А2

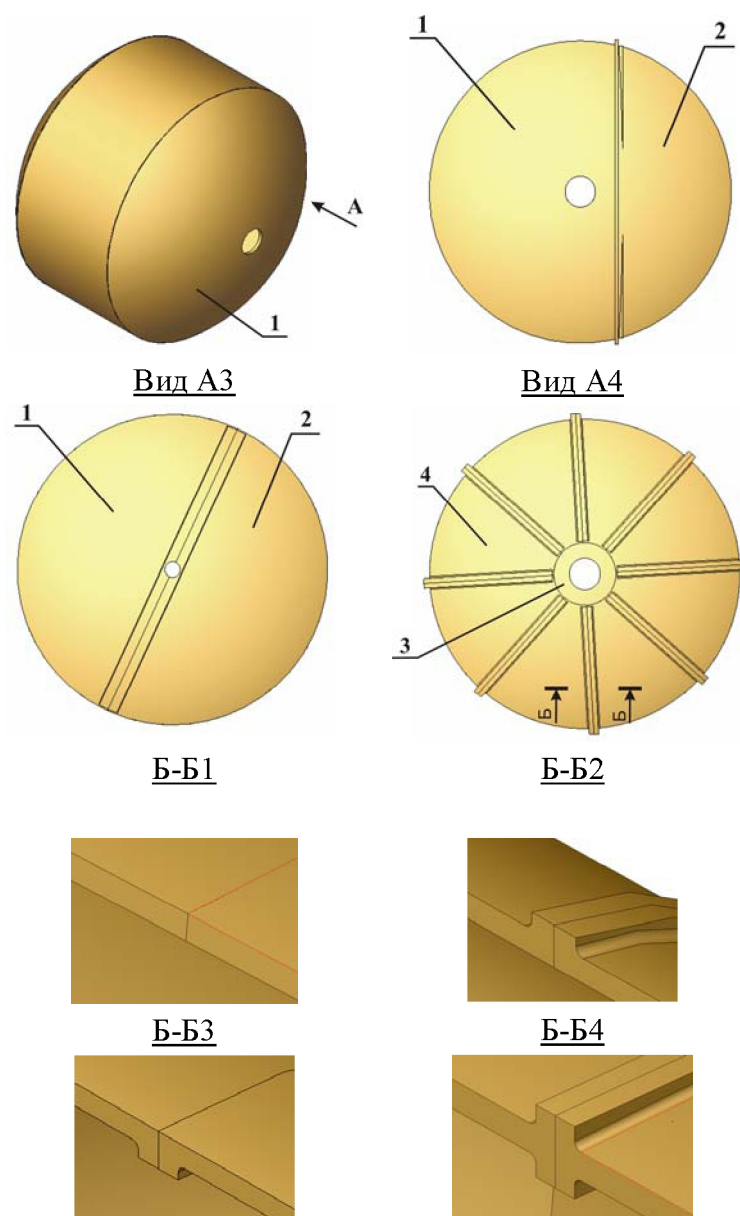


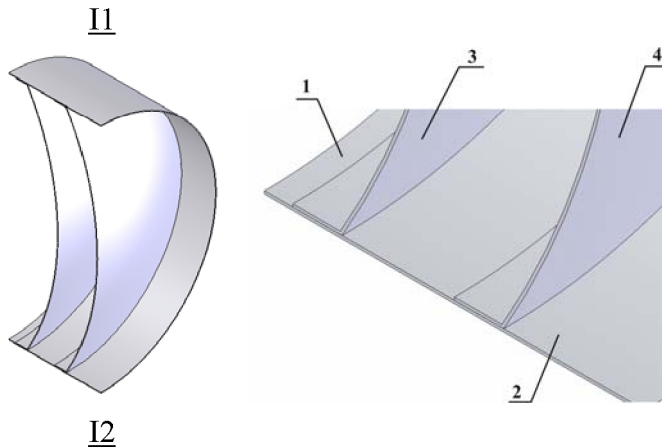
Рис. 7 – Раскрой днищ:
1 – днище; 2 – часть днища; 3 – полюсная часть; 4 – лепесток

2.4 Совмещенные днища баков без теплоизоляции

Совмещенные днища баков, несмотря на некоторую сложность конструкции и на затруднения при сборке и эксплуатации, позволяют создать более плотную компоновку, а, следовательно, меньшие габариты. На рис. 8 даны несколько вариантов конструкции совмещенных днищ:

- (11) - совмещенное днище состоит из двух частей. Часть 3 приваривается к обечайке роликовой сваркой вслед за приваркой части 4. В районе полюса эти две части касаются друг друга, обеспечивая тем самым местную работу при перепаде давления в баках 1 и 2;
- (12) - двойное днище заменено одинарным 4 с силовым шпангоутом 5;

- (I3) -
1 делается
конструкции,
без верхнего
Нижний бак



верхний бак
обычной
а нижний 2
днища.

- прикрепляется к верхнему через шпангоут 11. Герметичность обеспечивается постановкой прокладки 10;
- (I4) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно. Каждый из них имеет свою часть совмещенного днища 4 и 8. Затем они соединяются между собой путем сварки шпангоутов 5 и 7;
 - (I5) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно, как у конструкции (I4), но соединяются шпангоуты между собой «в шип» с фиксацией пружинным кольцом 9, входящим в углубления шпангоутов 5 и 7.

В вариантах (I4) и (I5) между частями совмещенного днища устанавливаются упоры - бобышки с тем, чтобы обе части днища работали совместно.

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

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

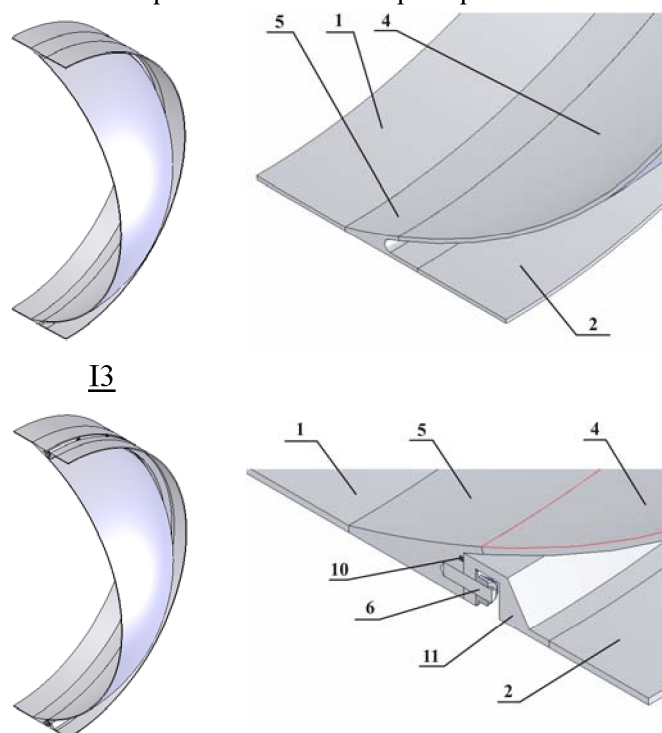
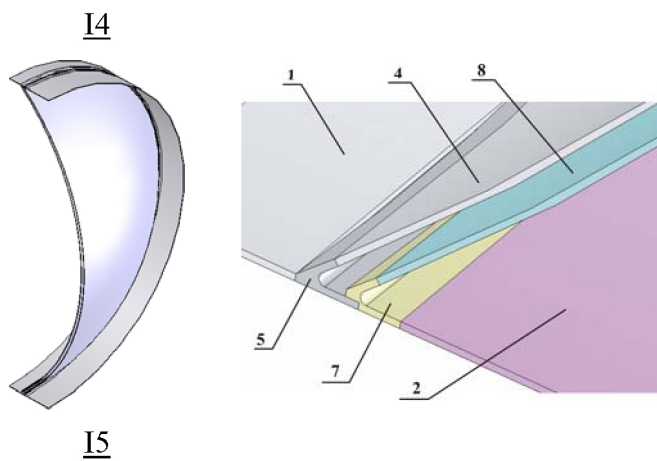


Рис. 8 – Совмещенные днища баков без теплоизоляции (см. на стр. 20):
 1 – верхний бак; 2 – нижний бак; 3 – верхняя часть днища; 4 – нижняя часть днища; 5 – шпангоут; 6 – крепеж; 7 – шпангоут; 8 – днище; 9 – пружинное кольцо; 10 – герметизирующая прокладка; 11 – шпангоут



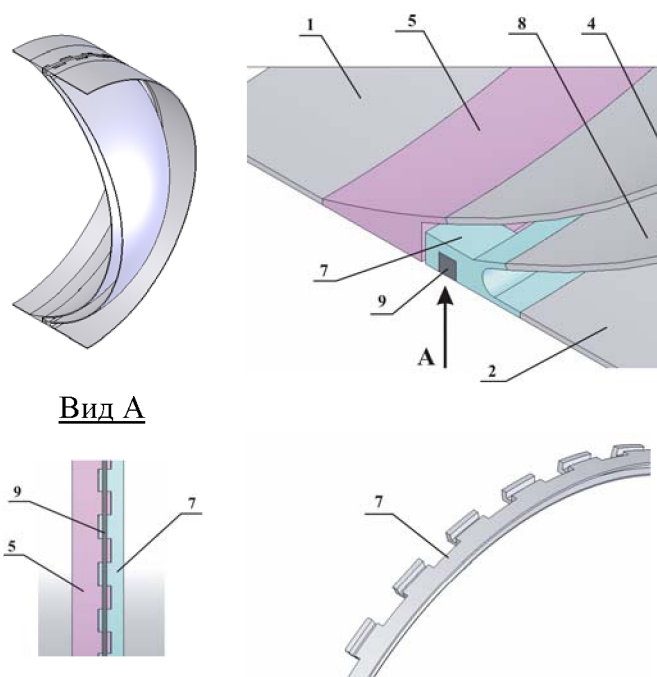


Рис. 8 – Совмещенные днища баков без теплоизоляции (Окончание)

2.5 Совмещенные днища с теплоизоляцией

Если днища разделяют компоненты топлива с сильно отличающимися температурами (жидкий кислород и керосин, жидкий водород и жидкий кислород), то совмещенные днища должны не только разделять компоненты, но и, по возможности, теплоизолировать один бак от другого.

На рис. 9 представлены варианты совмещенных днищ:

- (I1) - днище сварной конструкции. Между верхней и нижней частями днища находится жесткий теплоизолятор (пенопласт, стеклосоты и т.п.), который крепится лишь к одной части днища. В этой конструкции тепло «перетекает» через шпангоут, не защищенный теплоизоляцией;
- (I2) - верхний и нижний баки изготавливаются отдельно. К одному из днищ приклеивается теплоизоляция. Соединяются оба бака через теплоизолирующее кольцо с помощью шпилек, имеющих малую теплопроводность, например, изготовленных из высоколегированных нержавеющей сталей. Усилие сжатия передается от шпангоута к шпангоуту через теплоизолирующее кольцо, имеющее достаточно высокую прочность;
- (I3) - так же, как и в конструкции (I2), баки изготавливаются отдельно, но шпангоуты соединяются между собой с помощью теплоизолирующей накладки, закрепленной на баках винтами. Эти винты не воспринимают нагрузку. Усилия сжатия передаются через торцы цилиндрических накладок.

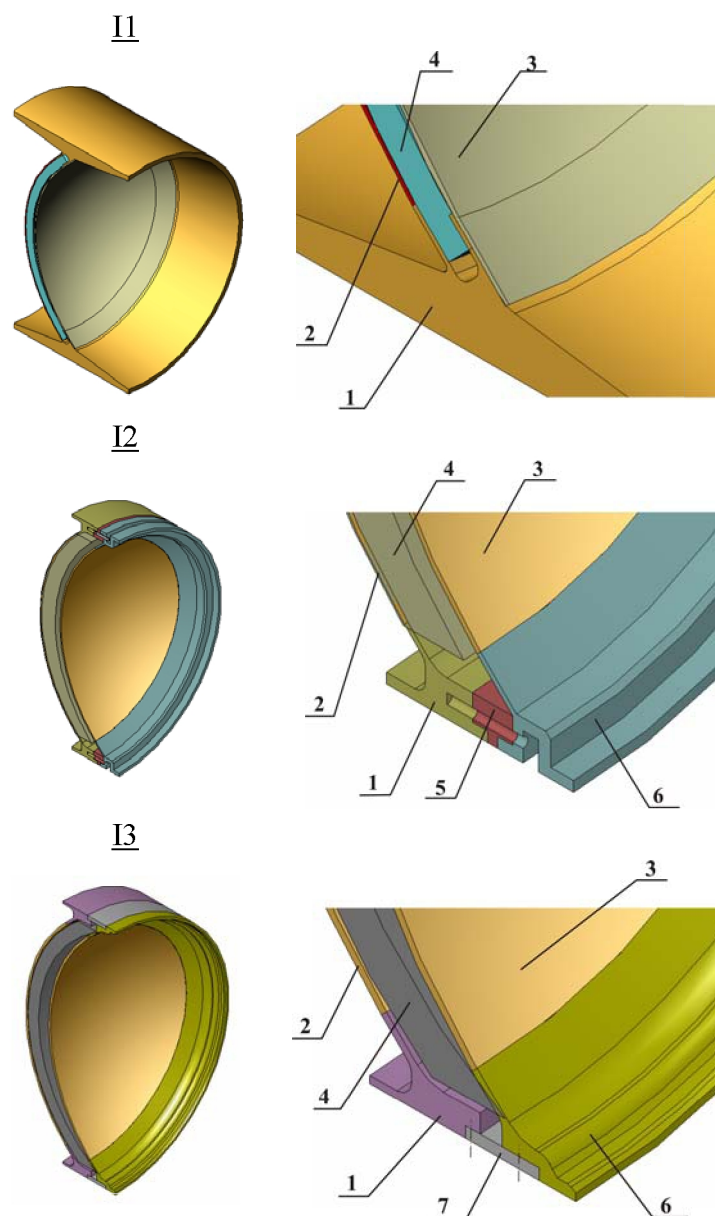


Рис. 9 – Совмещенные днища с теплоизоляцией:
 1 – шпангоут; 2 – верхнее днище; 3 – нижнее днище; 4 - теплоизоляция;
 5 – теплоизолирующее кольцо; 6 – шпангоут; 7 – накладка.

2.6 Крепление несущего бака

На рис. 10 показан пример крепления цилиндрического несущего бака, который подвешен на «серьгах» 2. Бак аналогично может быть не подвешен, а поставлен.

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

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

На рис. 11 показана схема нагружения серег 2, которые воспринимают усилия как от продольной, так и от поперечной перегрузок и в то же время не препятствуют изменению диаметра бака.

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

$$F_y = \frac{fn_y^{\ominus} mg(L_B - l)}{4L_B},$$

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

От продольной силы на серьгу действует сила:

$$F_x = \frac{fnn_x^{\ominus}}{n_{CER}},$$

где $n_x^{\ominus}$ – эксплуатационная продольная перегрузка; n_{CER} – число серег.

Усилия F_x и F_y вызывают реакции в опорах:

$$R_1 = F_x, \quad R_2 = \frac{F_x}{2} + F_y \frac{L}{H}, \quad R_3 = \frac{F_x}{2} - F_y \frac{L}{H},$$

где L и H – размеры серьги.

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

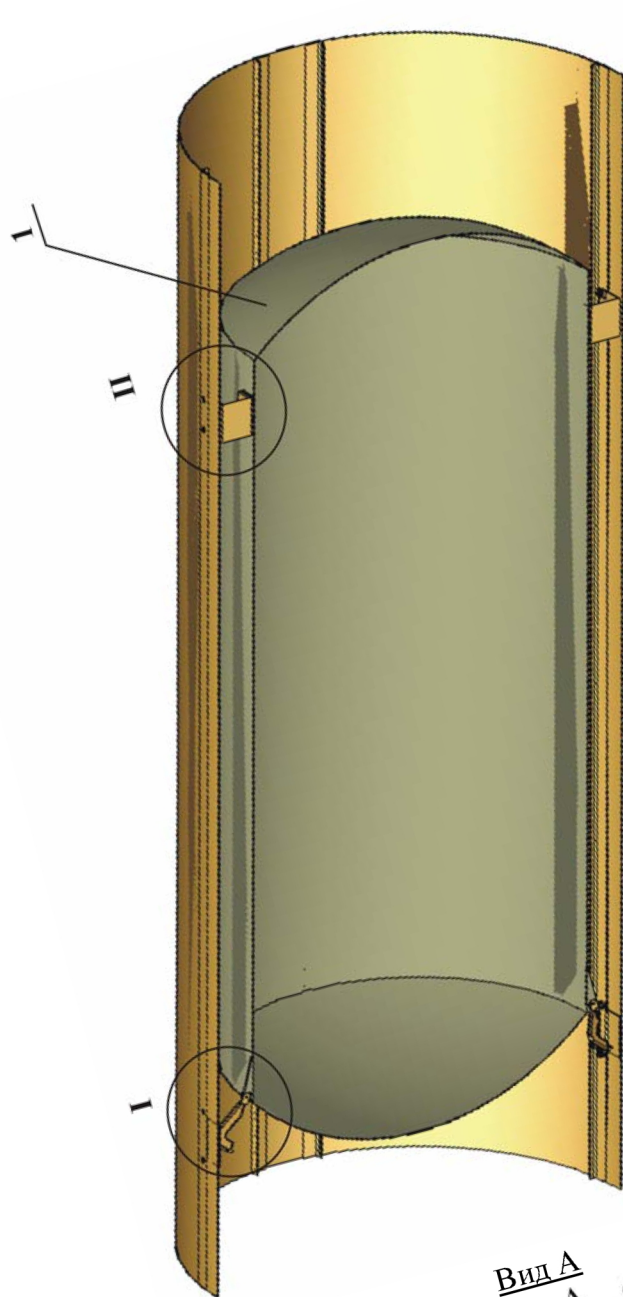
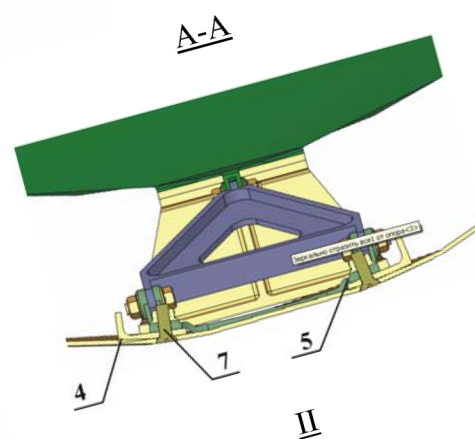
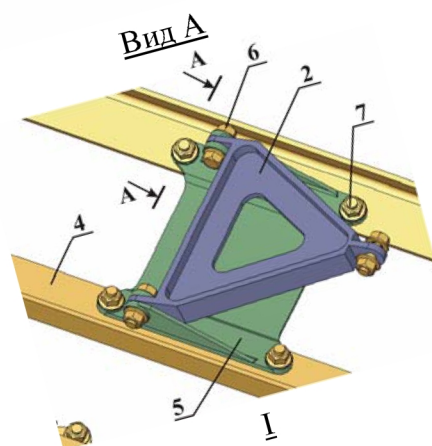


Рис. 10 – Крепление не несущего бака цилиндрической формы (см. на стр. 25)



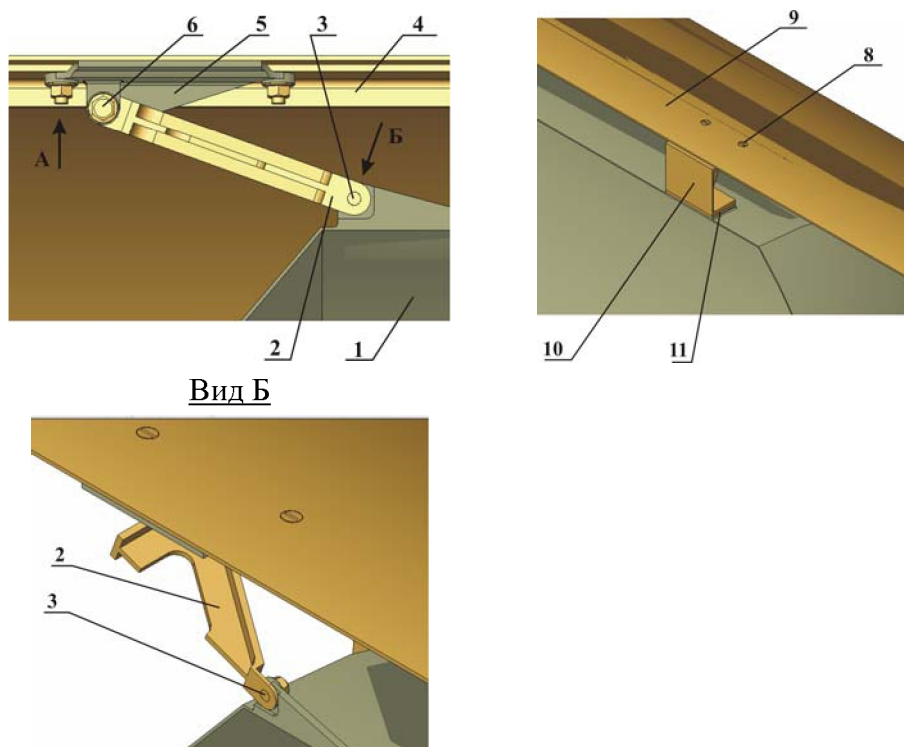


Рис. 10 – Крепление несущего бака (Окончание):

1 – несущий бак; 2 – серьга; 3 – крепеж; 4 – профиль; 5 – кронштейн;
6,7 – крепежи; 8 – крепеж опоры; 9 – обшивка корпуса; 10 – опора;
11 – прокладка

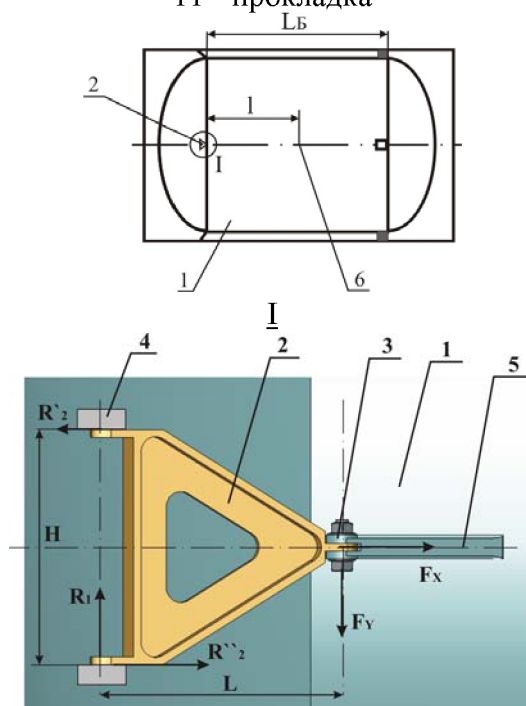


Рис. 11 – Схема нагружения серег: 1 – цилиндрический бак;
2 – серьга; 3 – кронштейн на баке; 4 – кронштейн на корпусе;
5 – «уши» серги; 6 – центр масс бака

2.7 Крепление торового бака

Торовый бак при подаче внутрь него избыточного давления изменяет размеры («дышит»), поэтому крепление (рис. 12) должно обеспечить такое «дыхание», но не должно позволять перемещаться центру массы бака в поперечном направлении.

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

Есть другие варианты крепления:

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

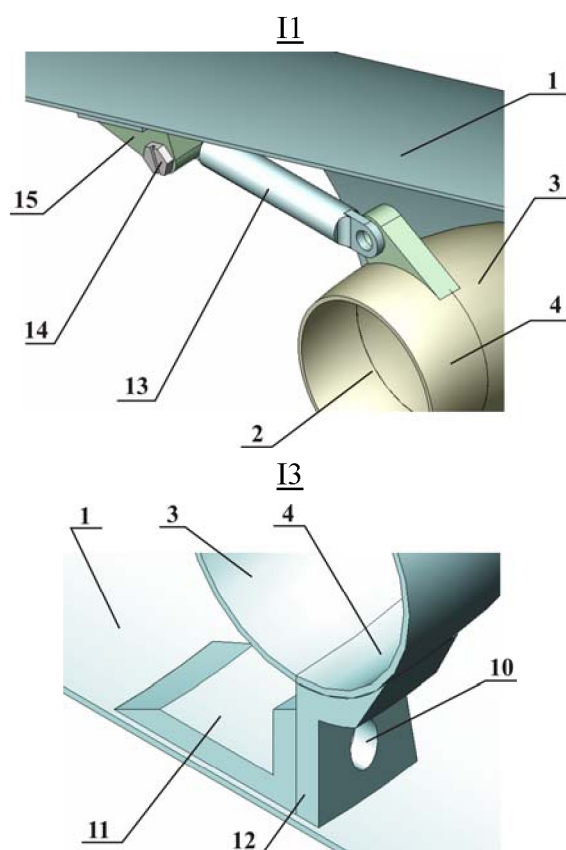


Рис. 12 – Крепление торового бака (см. на стр. 28):

- 1 – корпус ракеты; 2 – торовый бак; 3, 4 – полуторы;
 5, 6 – кронштейны; 7 – место под крепеж; 8 – место под штырь;
 9 – профиль; 10 – крепеж; 11, 12 – кронштейны; 13 – серьга;
 14 – крепеж; 15 – кронштейн

I2

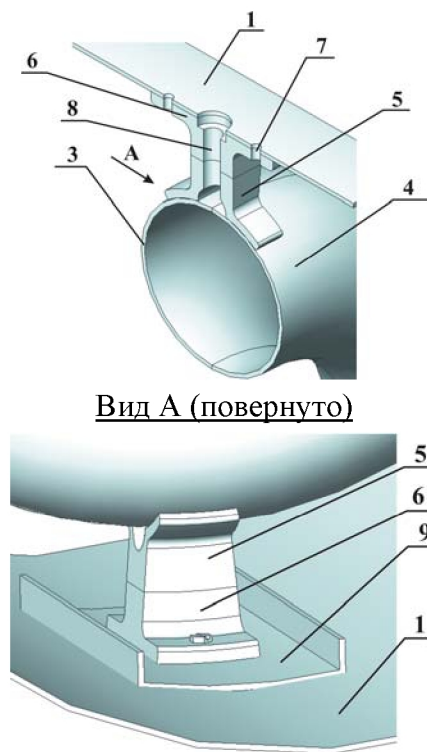


Рис. 12 – Крепление торового бака (Окончение)

2.8 Стыковые шпангоуты баков

Баки соединяются с другими отсеками и с соседними баками с помощью юбок или с помощью шпангоутов, которые одновременно служат усилением соединения обечайки и днища. Конструктивные варианты соединения между собой обечаек, днищ и шпангоутов показаны на рис. 13:

- (I1) - наиболее простой в сварке, но требуется изготовление шпангоута - кольца;
- (I2) - шпангоут облегченной конструкции с внутренним кольцевым каналом. Конструкция малой массы, но требует изготовления «макаронины» профиля с внутренним каналом с последующей гибкой и сваркой профиля в кольцо;
- (I3) - кольцо-шпангоут 3 приварен к днищу;
- усиление соединения днища и обечайки набрано из деталей, отштампованных из листового материала. Такая конструкция не требует применения карусельных станков, но требует слишком много технологических операций, особенно, если детали необходимо изготавливать из частей с последующей сваркой в единое кольцо;
- (I4), (I5) - шпангоуты являются переходником и служат для усиления стыка обечайки, днища и юбки.

Особенностью конструкции вариантов (I1), (I4), (I5) является то, что шпангоуты 3 необходимо точить из сплошного кольца, а не изготавливать из профиля с последующей сваркой, т.к. при сварке с последующей механической обработкой может появиться негерметичность из-за пористости в шве при сварке шпангоута или его заготовки. При этом негерметичность может быть обнаружена только при проверке на герметичность бака целиком.

В варианте (I2) допустимо изготовление шпангоута из профиля с последующей сваркой в кольцо, но с проверкой герметичности сварки на стадии изготовления шпангоута путем подачи давления в полость кольца (до разделки отверстий под крепеж).

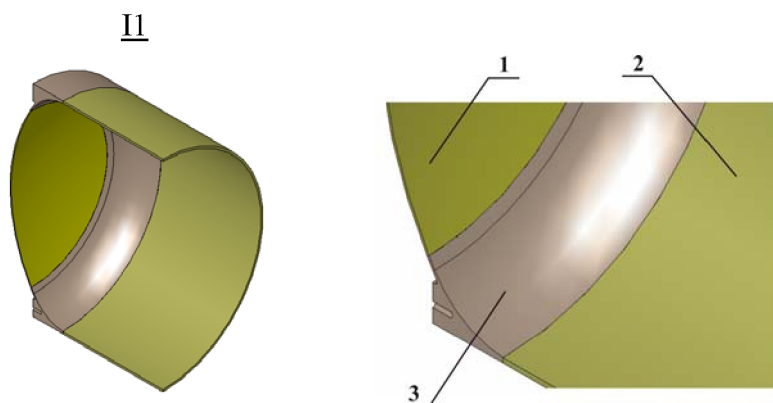


Рис. 13 – Стыковые шпангоуты баков (см. на стр. 30):
1 – днище; 2 – обечайка; 3 – стыковой шпангоут

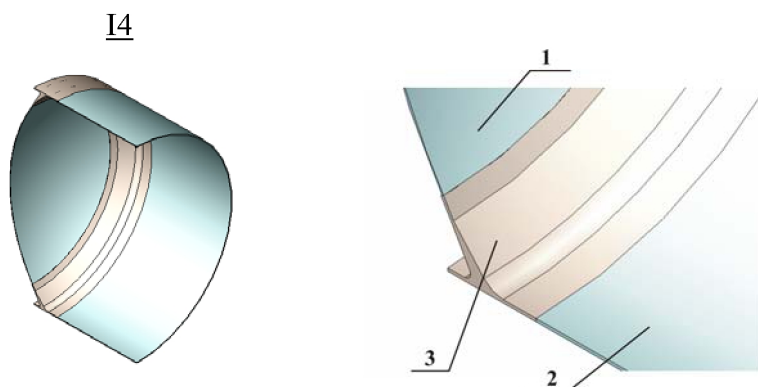
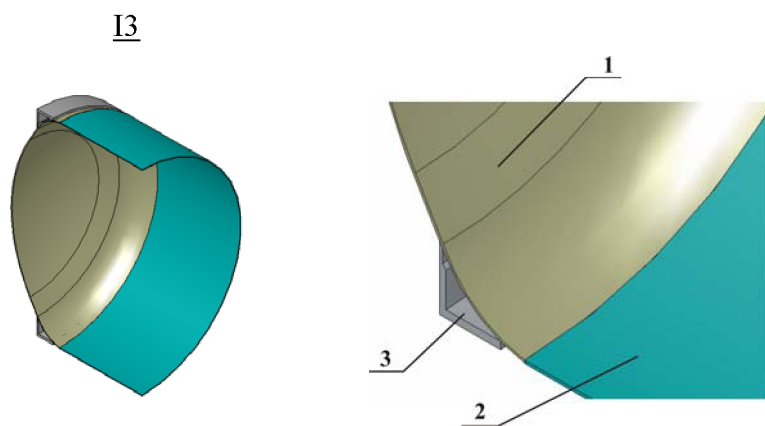
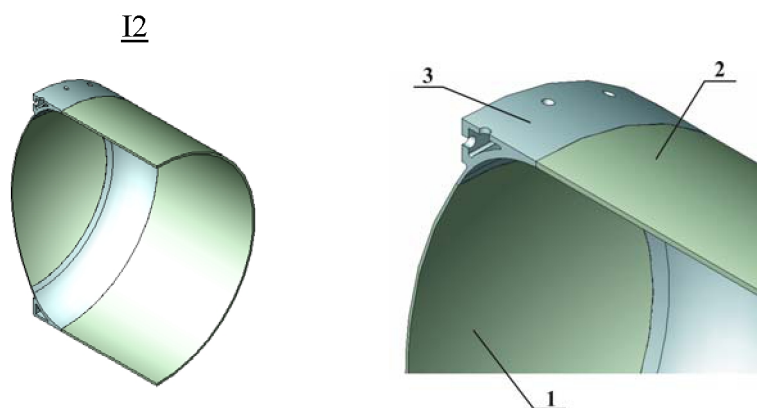


Рис. 13 – Стыковые шпангоуты баков (см. на стр. 31)

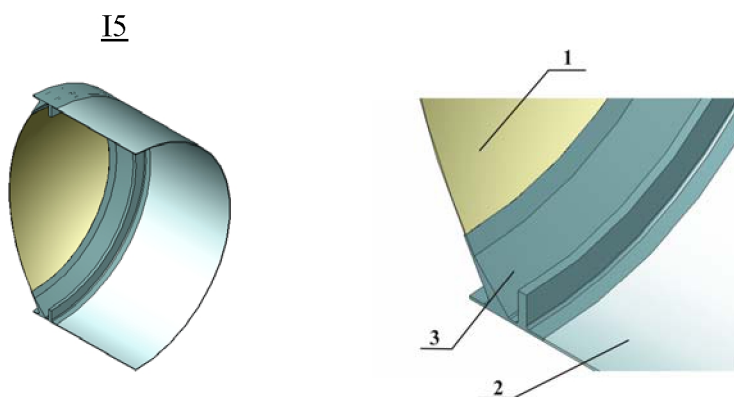


Рис. 13 – Стыковые шпангоуты баков (Окончание)

2.9 Рядовые шпангоуты баков

Рядовые шпангоуты баков могут быть использованы для:

- поддержания формы при сварке обечайки бака,
- поддержания формы бака при его транспортировке,
- поддержания формы бака при появлении небольших внешних нагрузок (перепад между давлением в баке и атмосферным давлением, реакции опор, давление ветра и т.п.),
- увеличения собственной частоты колебаний в обечайке,
- восприятия нагрузок, появляющихся при изломе образующей бака. На рис. 14 показаны примеры конструкции рядовых шпангоутов. Они могут быть:
- отштампованы из листового материала и приварены к обечайке;
- собраны с использованием заклепок (II2) и (III1);
- изготовлены из профиля и приварены к обечайке или вварены в обечайку (II2) и (III3).

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

Шпангоуты, расположенные в местах излома образующих обечаек бака (III1), (II2), (III3), воспринимают сжимающие или растягивающие усилия:

P_1, P_2 – продольные усилия в баке;

P_3 – растягивающие усилия;

P_4 – сжимающие усилия.

Условия прочности таких шпангоутов обеспечиваются выполнением неравенств:

$f\sigma^{\partial} \leq \sigma_B$ – если в шпангоуте растягивающие напряжения;

$|\sigma^{\partial}| \leq \sigma_{KP}$ – если в шпангоуте сжимающие напряжения;

где f – коэффициент безопасности; $\sigma^{\vartheta} = \frac{p^{\vartheta} D^2 \sin \alpha}{8 F_{III}}$ – напряжения в шпангоуте; $p^{\vartheta} = \frac{N^{\vartheta}}{D}$ – продольное погонное усилие в обечайке; D – диаметр бака в месте излома образующей; N^{ϑ} – продольное усилие в оболочке (за счет продольной перегрузки и давления в баке); $N^{\vartheta} < 0$ – если продольное усилие вызывает сжатие; $N^{\vartheta} > 0$ – если продольное усилие вызывает растяжение; F_{III} – площадь сечения шпангоута; α – угол между образующими в месте излома (рис.15) ($\alpha < 0$, если продольные растягивающие усилия в обечайке вызывали бы в шпангоуте сжимающие силы, и $\alpha > 0$ в противном случае); σ_{KP} – критические напряжения на сжатие кольца (общие или местные).

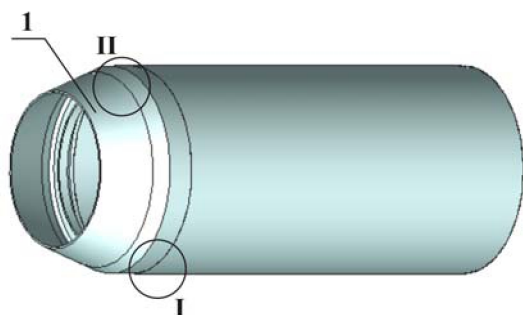
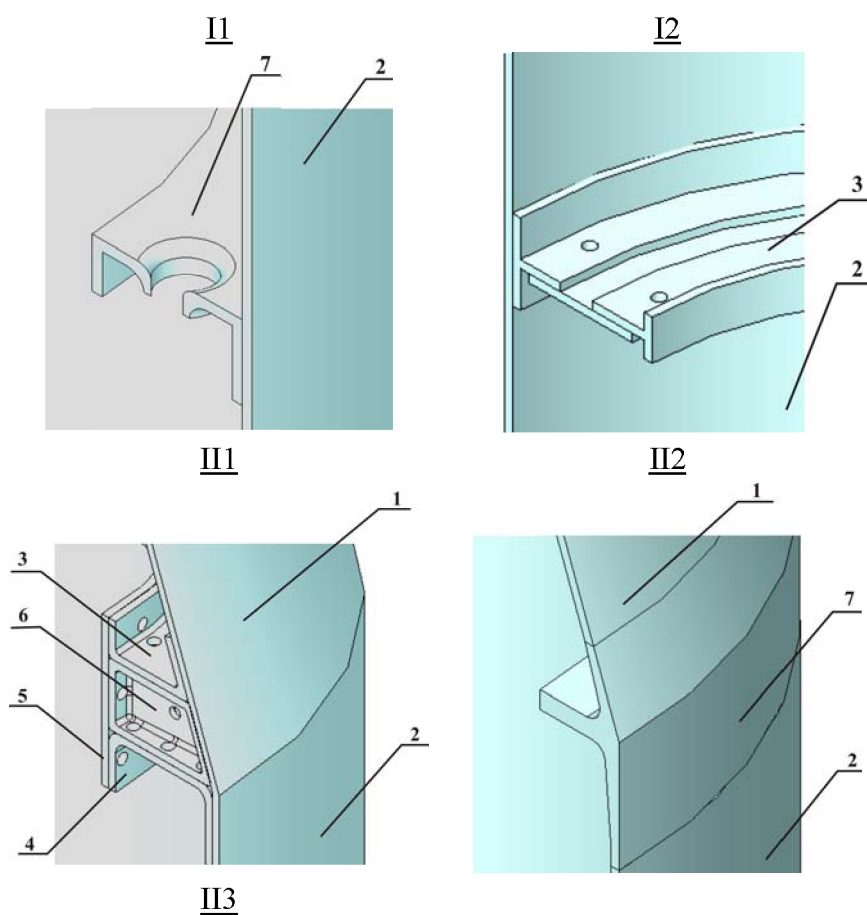


Рис. 14 – Рядовые шпангоуты баков (см. на стр. 33):

1 – обечайка; 2 – кольцо обечайки; 3, 4 – шпангоут;
5 – накладка; 6 – вкладыш; 7, 8 – шпангоуты



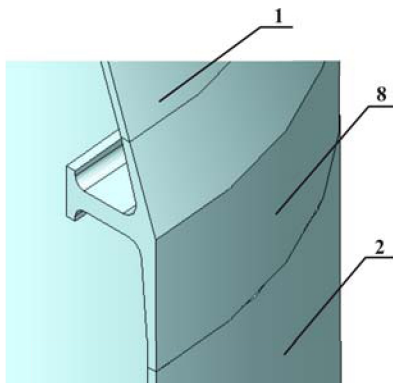


Рис. 14 – Рядовые шпангоуты баков (Окончание)

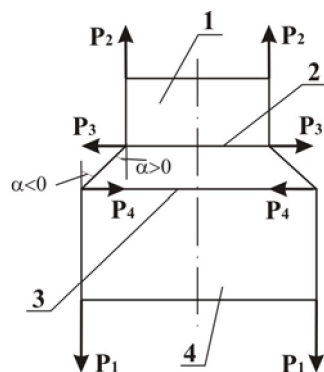


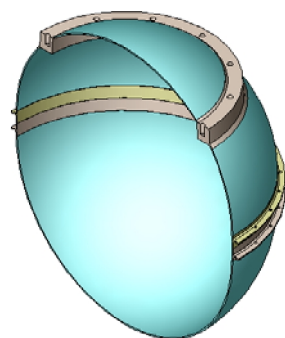
Рис. 15 – Усилия, действующие на шпангоуты в месте излома:
1 – обечайка; 2 – шпангоут; 3 – шпангоут; 4 – обечайка

2.10 Шпангоуты сферических баков

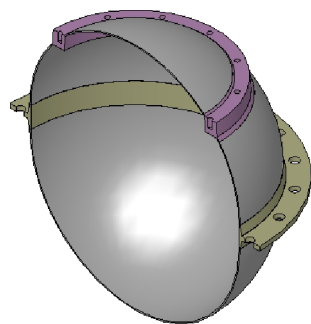
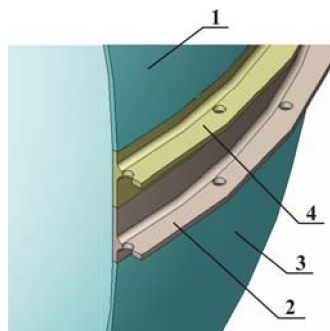
Сферические баки, встроенные в корпус ракеты, могут иметь силовые шпангоуты 3 (рис. 16), служащие не только для крепления бака, но и для передачи усилий вдоль корпуса. Из-за разности жесткостей шпангоута и оболочки возле шпангоута появляются большие изгибные напряжения, которые могут быть сглажены за счет переменных по толщине полок профиля шпангоута (I2). Для этих же целей уменьшают жесткость шпангоута путем вырезания его полки (I3).

При необходимости присоединения к оболочке фермы, переходного отсека и других силовых конструкций необходимо в оболочку бака сваривать дополнительный шпангоут 6. При этом следует выполнять требование к конструкции тонкостенных оболочек - теоретические контуры сферы и других оболочек должны сопрягаться по касательной, исключив, по возможности, силы, нормальные к оболочке.

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



И2



И3

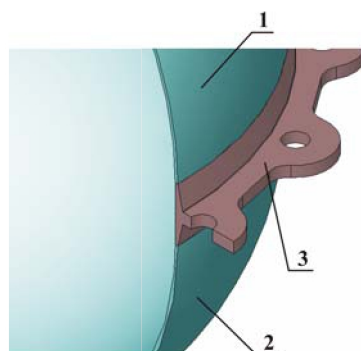
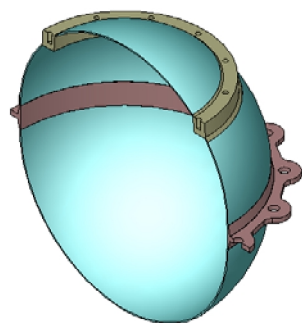
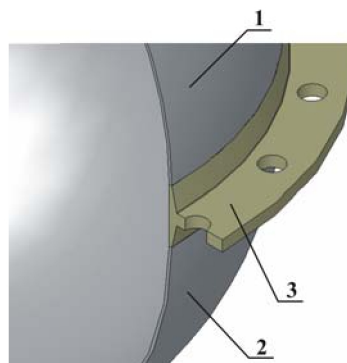


Рис. 16 – Шпангоуты сферических баков (см. на стр. 36):
1 – полусфера; 2 – сферическая обечайка; 3,4 – шпангоуты;
5 – донышко; 6 – дополнительный шпангоут

II

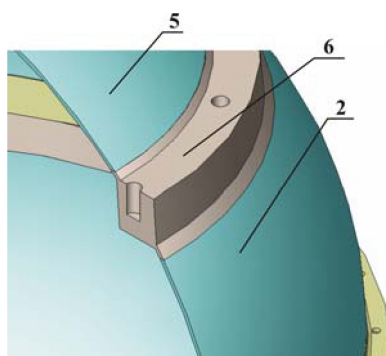


Рис. 16 – Шпангоуты сферических баков (Окончание)

2.11 Шпангоуты торовых баков

Шпангоуты торовых баков (рис. 17) напоминают по конструкции шпангоуты сферических баков (см. разд. 10). Для крепления каких-либо устройств к внутренней поверхности торового бака применяют вваренные в оболочку шпангоуты 4.

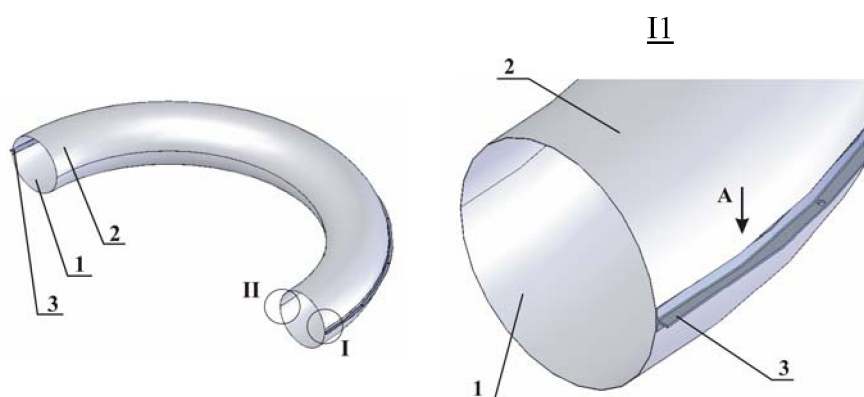
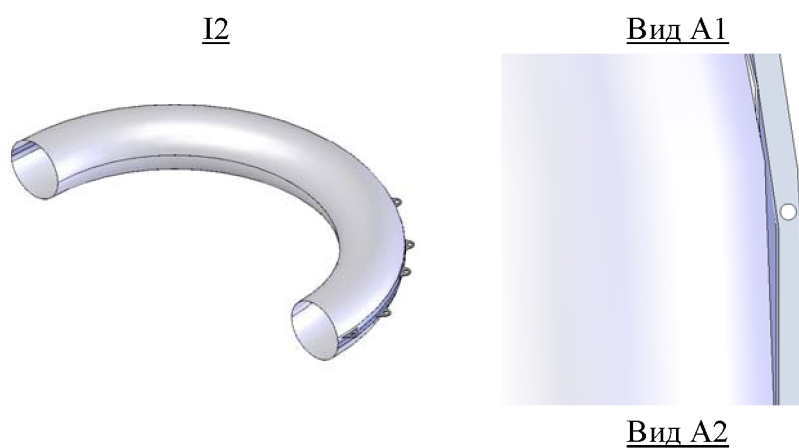


Рис. 17 – Шпангоуты торовых баков (см. на стр. 37):
1, 2 – полуторовые оболочки; 3 – шпангоут;
4 – внутренний шпангоут; 5, 6 – полушпангоуты



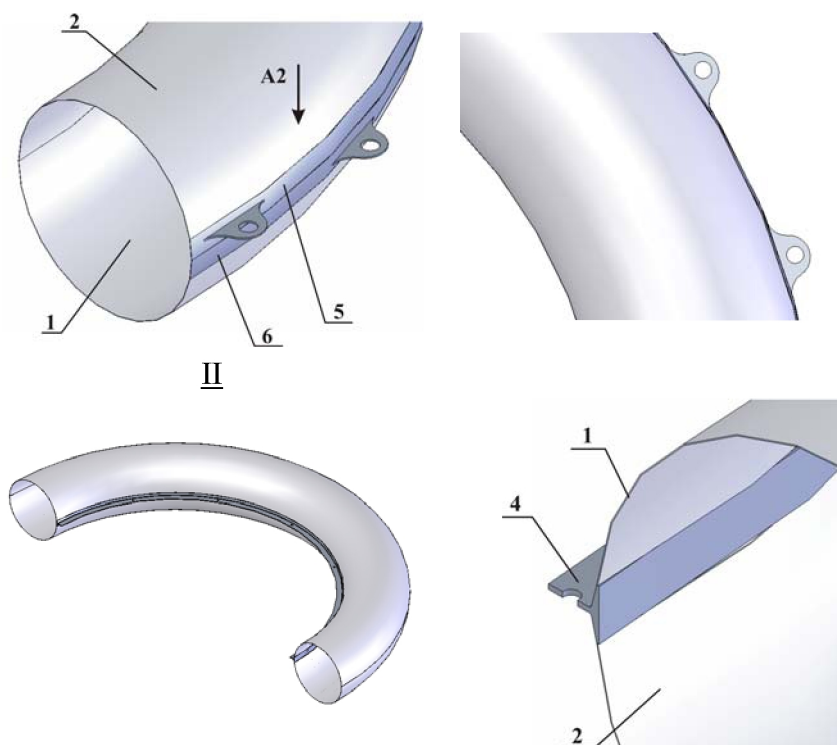


Рис. 17 – Шпангоуты торовых баков (Окончание)

2.12 Шпангоуты кольцевых баков

Шпангоуты кольцевых баков (рис. 18) служат для крепления бака в корпусе 6, 8, 9 и для крепления на баке каких-либо приборов или двигателя 7. Кроме того, имеются подкрепляющие шпангоуты 5, которые поддерживают оболочку 4, нагруженную давлением в баке. Без этих шпангоутов оболочка, нагруженная внешним для нее давлением, может потерять устойчивость. Размеры сечения подкрепляющих шпангоутов выбирают из условия, что:

$$|\sigma_{ш}^{\vartheta}| \leq \sigma_{кр},$$

где $\sigma_{ш}^{\vartheta} = \frac{p_H^{\vartheta} a R}{F_{ш}}$ - нормальные напряжения в шпангоуте; p_H^{ϑ} - давление в баке; a - шаг

шпангоута; R - радиус шпангоута; $F_{ш}$ - площадь сечения шпангоута; $\sigma_{кр} = \frac{EI_{ш}}{R^2 F_{ш}}$ -

критические напряжения шпангоута на сжатие; E - модуль упругости; $I_{ш}$ - момент инерции сечения шпангоута.

II

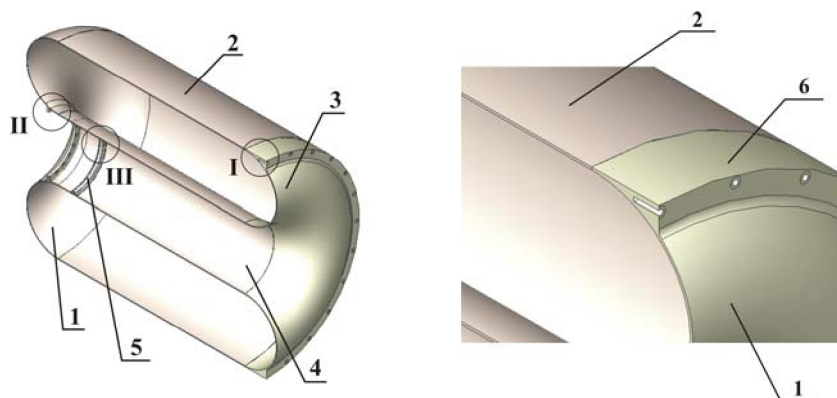


Рис. 18 – Шпангоуты кольцевых баков (см. на стр. 39):

1 – полуторовая оболочка; 2 – внешняя оболочка; 3 – полутор; 4 – внутренняя оболочка; 5 – подкрепляющий шпангоут; 6 – стыковой шпангоут; 7 – шпангоут; 8 – стыковой шпангоут; 9 – шпангоут

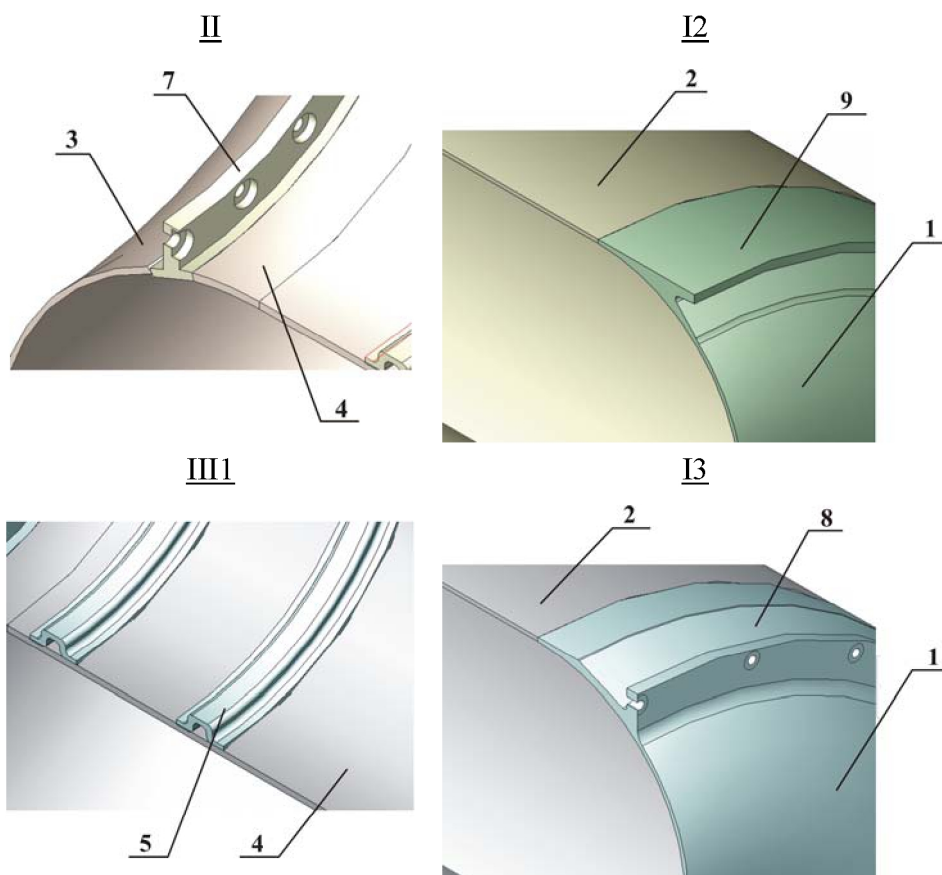


Рис. 18 – Шпангоуты кольцевых баков (Окончание)

2.13 Юбки баков

Передача усилий от обечаек несущих баков на соседние отсеки может идти через приваренные к бакам юбки (рис. 20). Юбка может иметь простую конструкцию – сплошной цилиндр 1, приваренный к днищу, и более сложную – обечайка с фланцевым шпангоутом 11 или цилиндрическая обечайка 4, переходящая в стрингерную конструкцию, состоящую из обшивки 5, стрингеров 6 и стыкового шпангоута 7.

Каждая юбка, как правило, нагружается сжимающими усилиями, перерезывающей силой и изгибающим моментом.

Размеры сечений элементов конструкции юбок выбираются так же, как и элементы конструкции сухих отсеков.

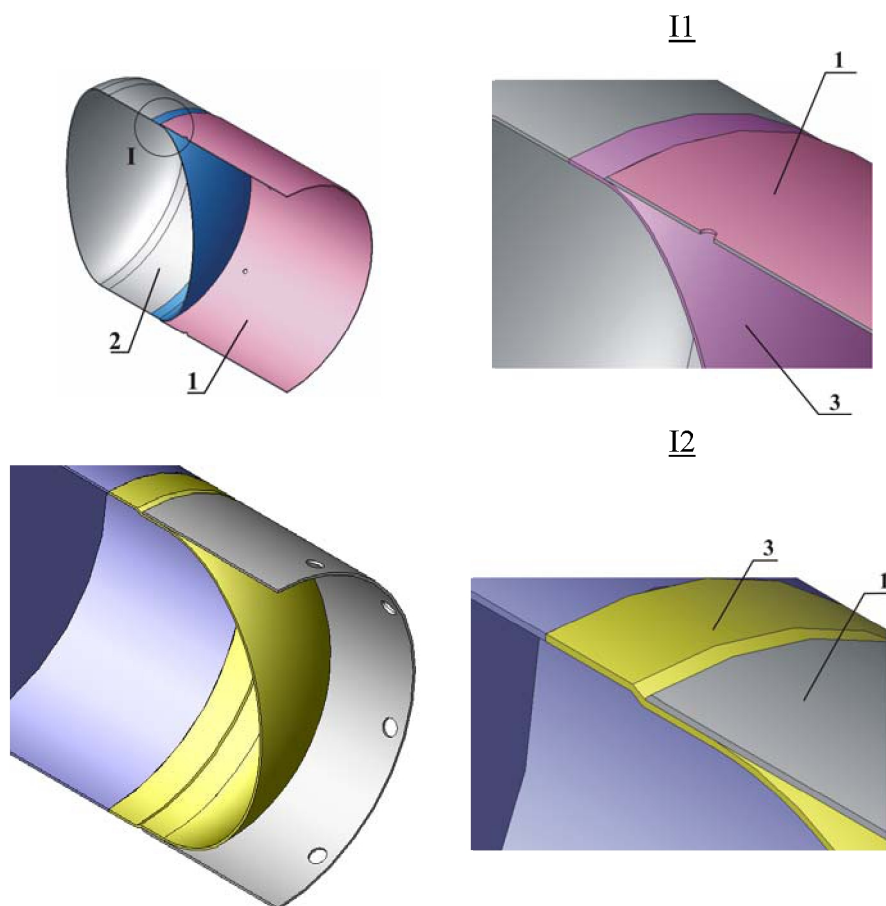
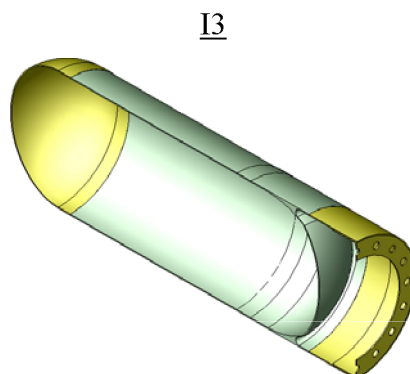


Рис. 20 – Юбки баков (см. на стр. 43):
 1 – юбка; 2 – бак; 3 – днище бака; 4 – юбка; 5 – обшивка;
 6 – стрингер; 7 – стыковой шпангоут; 8 – обечайка; 9 – шпангоут;
 10 – днище; 11 - стыковой шпангоут; 12 – юбка



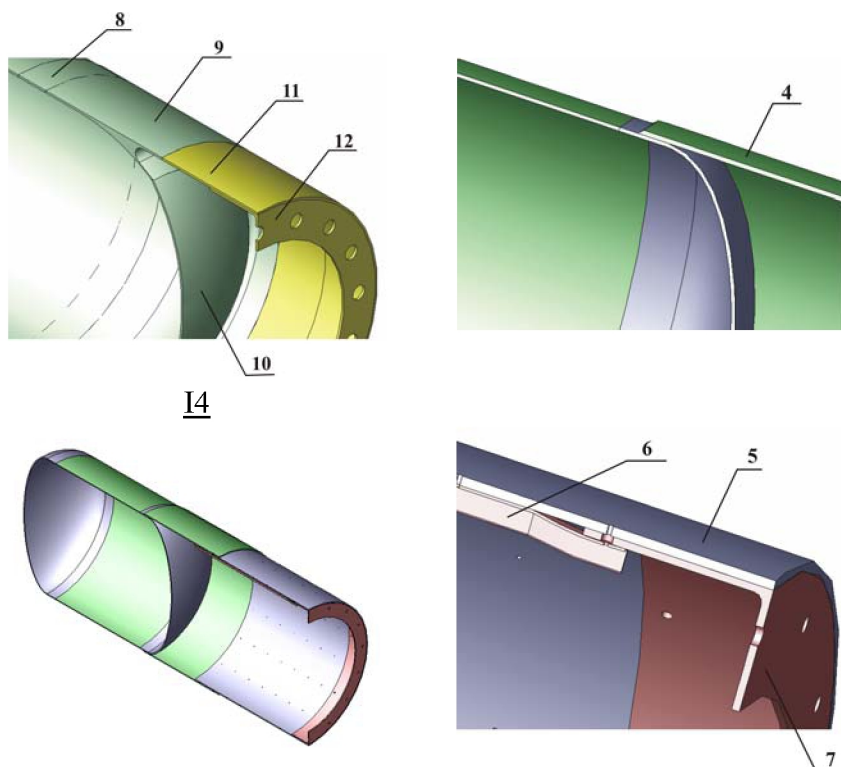


Рис. 20 – Юбки баков (Окончание)

2.14 Арматура баков ракет

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

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

К заборным устройствам предъявляются особые требования, а именно:

- должен обеспечиваться как можно более полный забор топлива. На ракету-носитель ни при стоянке, ни на активном участке траектории большие поперечные перегрузки не действуют. Можно ожидать только колебания жидкости, поэтому желательно размещать заборные устройства в самой нижней точке бака;
- должна обеспечиваться плавность изменения сечения канала для прохождения жидкости через устройство (рис. 21). Изменение сечения потока жидкости вдоль потока должно происходить плавно от начального значения F_0 до значения сечения трубопровода F_T без поджатия струи;
- при прохождении жидкости через заборное устройство не должна образовываться воронка, особенно в конце опорожнения бака.

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

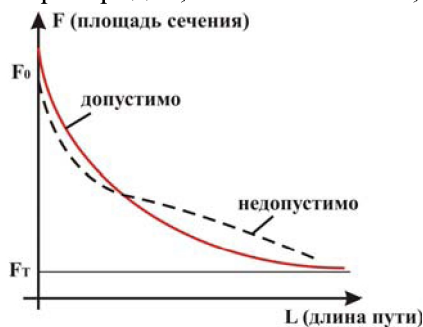


Рис. 21 – Изменение площади заборника вдоль длины пути

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

2.15 Тоннельные трубы

Возможны два случая прокладки магистральной трубы сквозь баки:

1. Компоненты топлива в магистральной трубе имеют одинаковую температуру.
2. Температура одного из компонентов сильно отличается от температуры другого, например, температуры жидкого кислорода и керосина.

В первом случае магистральная труба, проходящая через бак, герметично вваривается в верхнее и нижнее днища. При подаче давления наддува в бак удлинение цилиндрической обечайки бака и перемещение обоих днищ могут привести к появлению больших растягивающих напряжений в трубе. Для ликвидации этого и для уменьшения напряжений в заделке трубы устанавливают компенсаторы-сильфоны, обеспечивающие свободное без усилий изменение длины трубы, находящейся в баке.

Во втором случае необходимо магистральную трубу делать отдельно от бака, теплоизолировать ее и вкладывать в процессе монтажа в тоннельную трубу (рис. 22), которая, в свою очередь, обеспечивает герметичный проход магистральной трубы сквозь бак. Размер тоннельной трубы должен обеспечить свободный монтаж магистральной трубы, имеющей на обоих концах фланцы.

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

Показанные на рис. 22 схемы герметизации имеют свои достоинства и недостатки. Так, например, схема (III3) - наиболее простая, но возможно выдавливание прокладки внутрь и потеря герметизации. Схема (III4) - герметизация в замкнутом объеме - наиболее надежна и позволяет применять для прокладок такие материалы, которые не стойки по отношению к компонентам топлива.

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

$$\frac{r}{D} \leq \sqrt[3]{\frac{fp_H^3 I}{3\pi E \delta_T}},$$

где D – диаметр тоннельной трубы; δ_T – толщина тоннельной трубы; I – шаг рифтов; r – радиус рифта; E – модуль упругости материала трубы; p_H^3 – давление в баке; f – коэффициент безопасности.

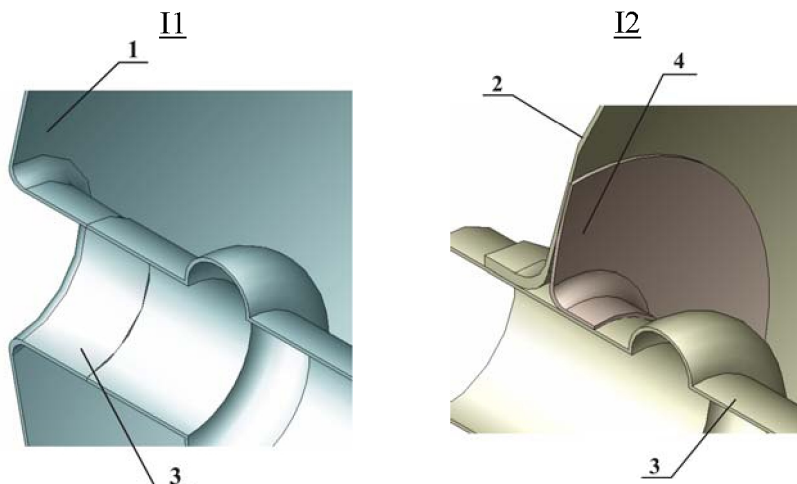
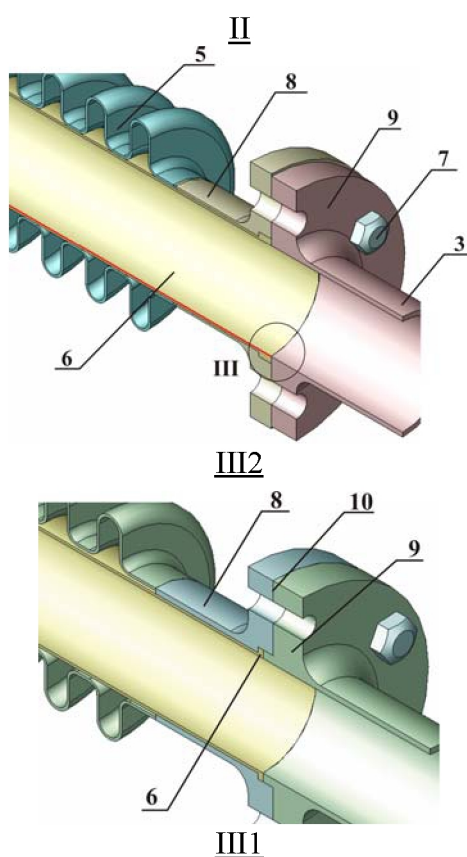


Рис. 22 – Тоннельные трубы (см. на стр. 47):

1, 2 – днище; 3 – тоннельная труба; 4 – усиление; 5 – сильфон; 6 – гильза; 7 – крепеж; 8 – фланец сильфона; 9 – фланец трубы; 10 – герметизирующая прокладка



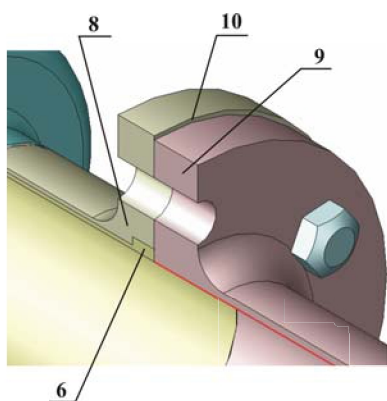


Рис. 22 – Тоннельные трубы (см. на стр. 48)

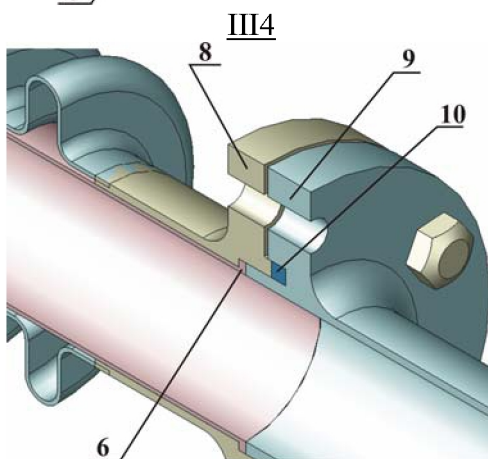
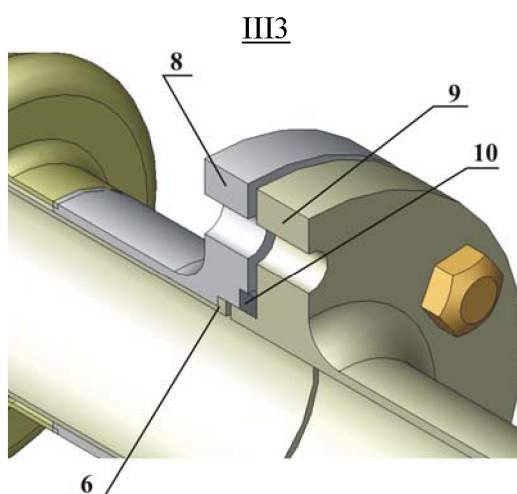


Рис. 22 – Тоннельные трубы (Окончание)

2.16 Люки – лазы

Люки-лазы (рис. 23) необходимы для проведения работ внутри баков. Эти люки размещаются, как правило, на верхнем днище и должны иметь достаточный размер для пролаза не очень полного человека, т.е. должны иметь диаметр в свету 400...450мм. Крышки люков 3 изготавливают сваркой из нескольких деталей или путем штамповки с последующей механической обработкой. На крышке должны быть глухие отверстия с резьбой для вворачивания рым-болтов или других устройств для снятия крышек при демонтаже. Иногда эти отверстия делают во фланце крышки.

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

$$F_{\phi \min} = \frac{fp_{\text{н}}^{\text{э}} R_{\text{д}} R_{\text{л}}}{2\sigma_{\text{в}}},$$

где f – коэффициент безопасности; $p_{\text{н}}^{\text{э}}$ – эксплуатационное давление наддува в баке; $R_{\text{д}}$ – радиус днища; $R_{\text{л}}$ – радиус люка-лаза; $\sigma_{\text{в}}$ – временное сопротивление разрыву материала фланца.

Если недопустимо выступание крышки над днищем, например, при установке на днище теплозащитного покрытия, тогда крышку люка с фланцем делают утопленными (I2). При конструировании утопленного фланца его сечение необходимо делать несколько больше, т.к. давление в баке может выдавить крышку наружу.

Шпильки крепления крышки контрят пластинчатыми шайбами, контролочной проволокой с установкой пломбы или каким-либо другим способом.

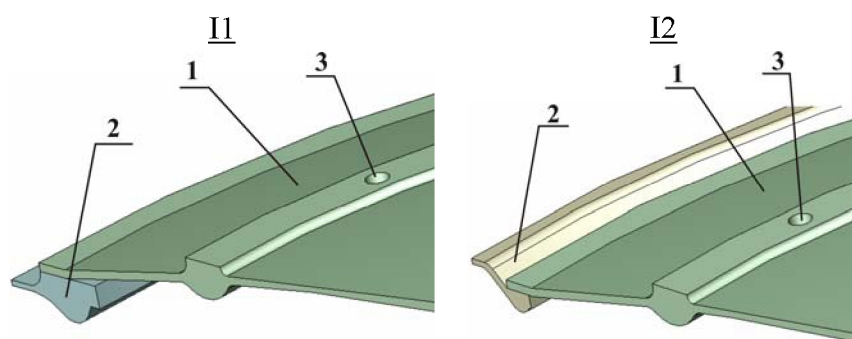


Рис. 23 – Люки-лазы:

1 – крышка люка-лаза; 2 – фланец; 3 – отверстие под рым-болт

2.17 Герметизация люков-лазов

Крышки люков-лазов должны герметично закрывать люк. На рис. 24 показаны примеры герметизации с использованием резиновых или металлических прокладок или с заваркой крышки (I3), (I6).

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

На рис. 24 показаны:

- (I1), (I2) – герметизация с помощью неметаллической прокладки;
- (I3) – герметизация осуществляется прокладкой 8, но на крышке 15 и на фланце 12 имеются цилиндрические выступы, к которым приваривается кольцо 16, обеспечивая ампульную заправку. На цилиндрических выступах имеются проточки, которые необходимы для отрезания (как у консервной банки) части выступа, что позволяет проводить съем крышки с последующей приваркой из запаса кольца 16. Допустимое число открытий крышки люка соответствует числу имеющихся на выступах проточек;
- (I4) – установка плоского кольца из резины или мягкого металла;

- (15) – установка кольца герметизации в замкнутом объеме. Такая конструкция более надежна, чем (11) и (12) т.к. обжим кольца происходит без перемещения крышки относительно прокладки;
- (16) – байонетное крепление крышки люка с герметизацией путем сварки цилиндрических выступов на крышке и фланце. Усилие от оболочки бака воспринимается только фланцем. Крышка люка воспринимает только усилие от давления в баке. Наиболее нагруженными частями крышки являются зубы, входящие в пазы фланца.

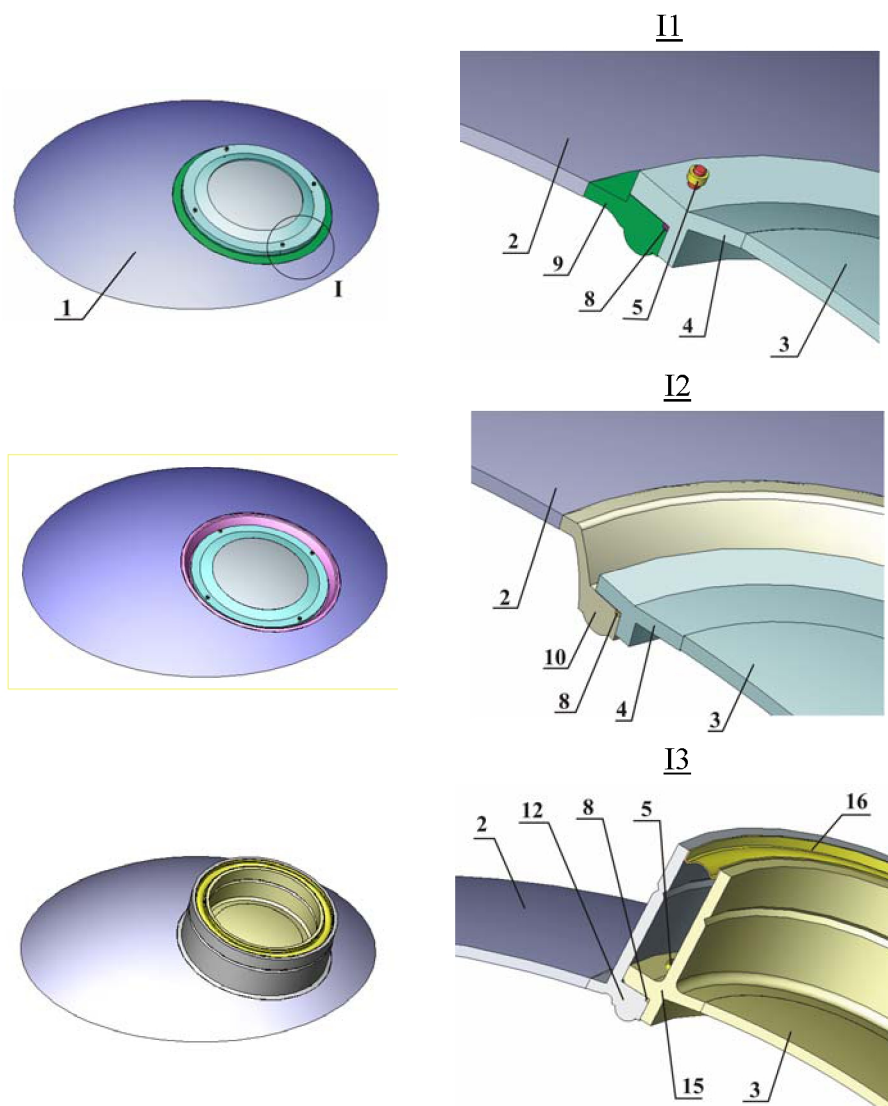


Рис. 24 – Герметизация люков-лазов (см. на стр. 52):

1, 2 – днище; 3 – крышка; 4 – кольцо; 5 – крепеж; 6 – прокладка;
 7 – фланец; 8 – кольцо герметизации; 9 – фланец; 10, 11, 12, 13 – фланец; 14 – байонетное
 кольцо; 15 – кольцо с выступом; 16 – кольцо

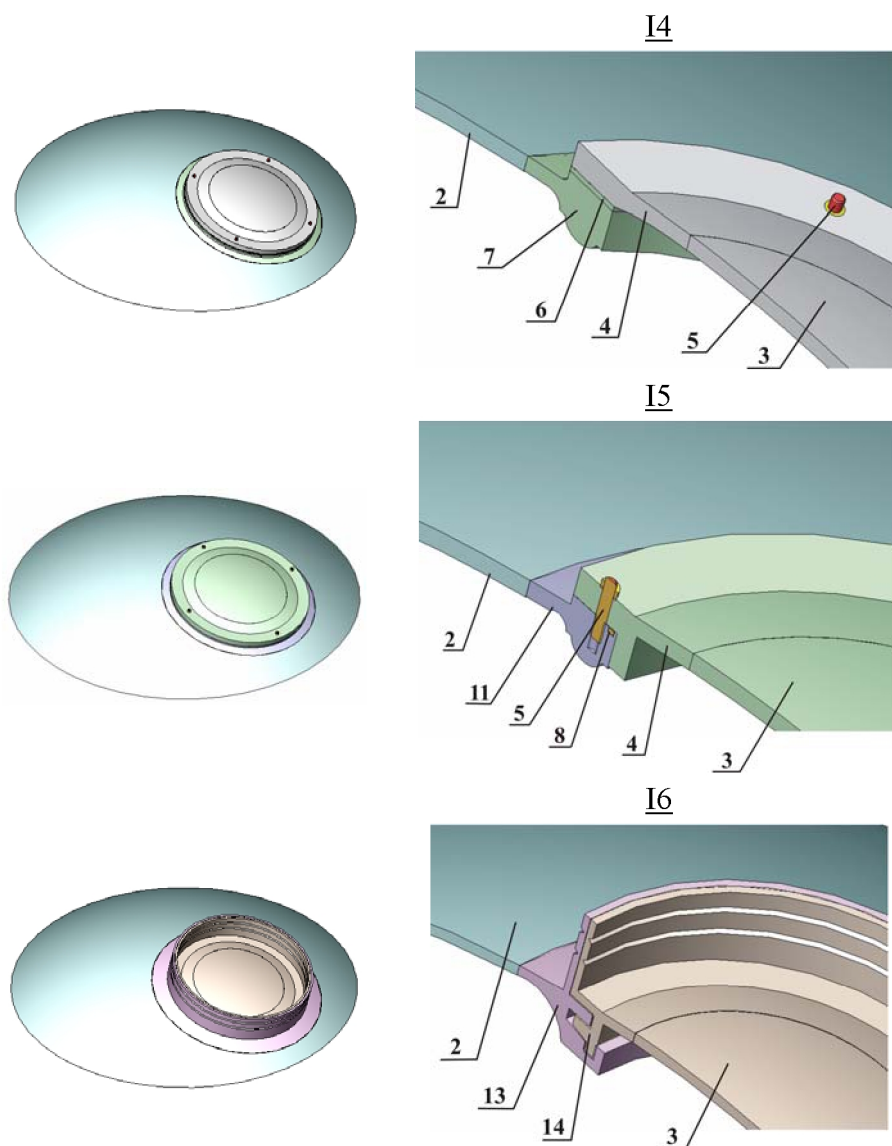


Рис. 24 – Герметизация люков-лазов (Окончание)

2.18 Фланцы на днищах

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

На рис. 25 показаны примеры конструктивных решений по установке фланцев в днищах баков.

При креплении к фланцу ответной части болтами с гайками фланец сильно выступает над днищем и для его приварки необходимо делать отбортовки на днище и на фланце (13). Если прибор или трубопровод крепится к фланцу с помощью шпилек, то во фланце делают глухие отверстия с резьбой. Для того, чтобы прибор, установленный на

фланце, не выходил за контур бака, фланец делают утопленным (I4). Возможно крепление фланца на баке с помощью сварки встык с отбортовкой как на фланце, так и на днище (I5).

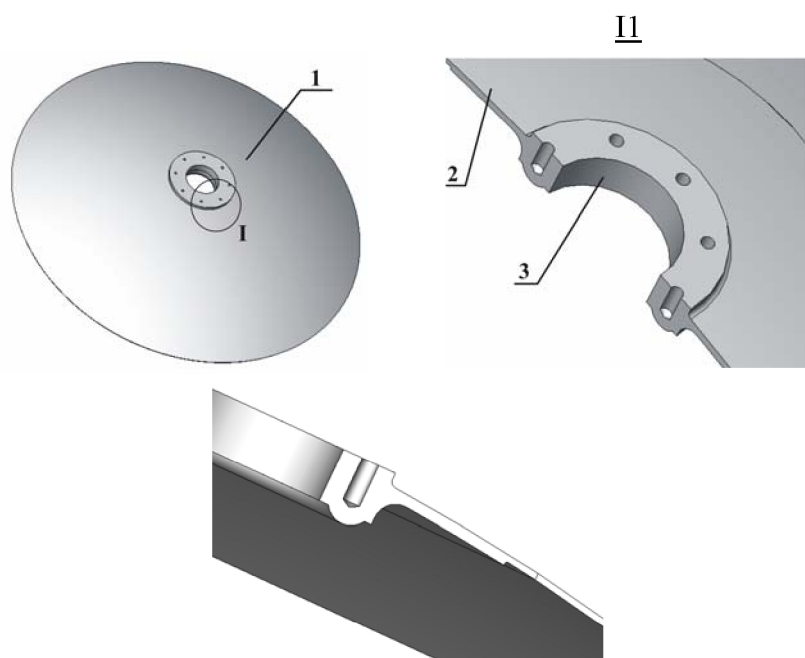
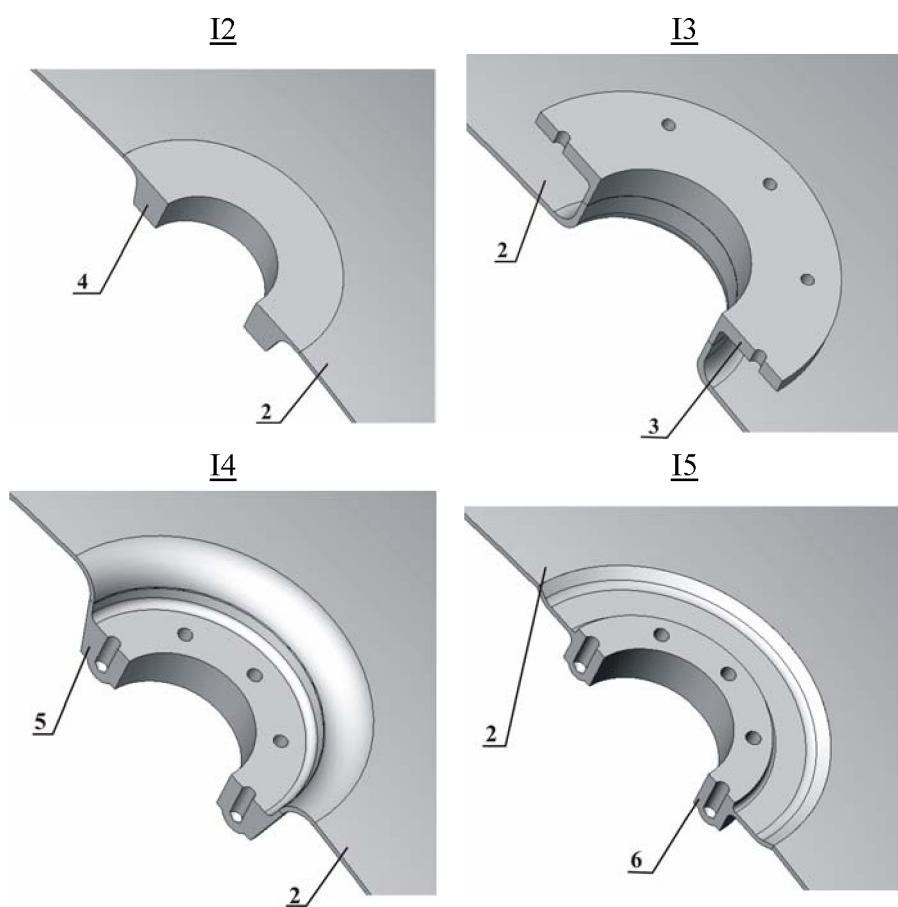


Рис. 25 – Фланцы на днищах (см. на стр. 54):
1, 2 – днище; 3, 4, 5, 6 – фланцы



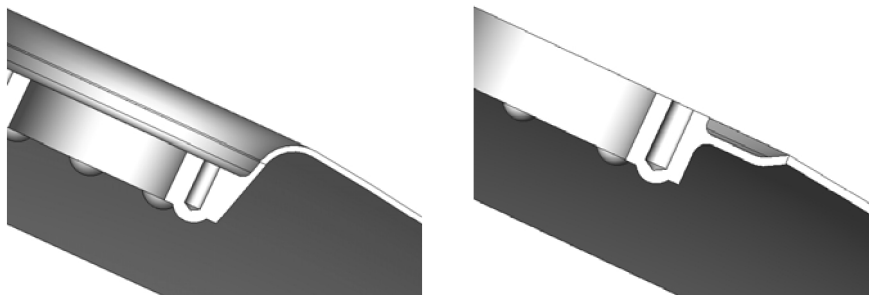


Рис. 25 – Фланцы на днищах (Окончание)

2.19 Донные заборные устройства с воронкогасителем

Донные заборные устройства, показанные на рис. 26, состоят из горловины 4, вкладыша 5 и стоек 6 для крепления вкладыша. Горловина обеспечивает плавный переход формы от днища к трубопроводу 9, вкладыш необходим для плавного изменения сечения потока жидкости. Стойки 6 необходимы не только для крепления вкладыша 5, но и для предотвращения вращения жидкости, которое сопутствует образующейся воронке.

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

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

На рис. 27 показано изменение профиля скоростей потока для случая I, когда эжекция отсутствует, и для случая II, когда она есть. На рисунке видно, что при наличии отверстия в носке центрального вкладыша выравнивание профиля скоростей наступает раньше. Это способствует уменьшению сопротивления движению жидкости в линии бак - насос. Такое отверстие также необходимо, если требуется полностью слить жидкость из бака (аварийно или при проверках).

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

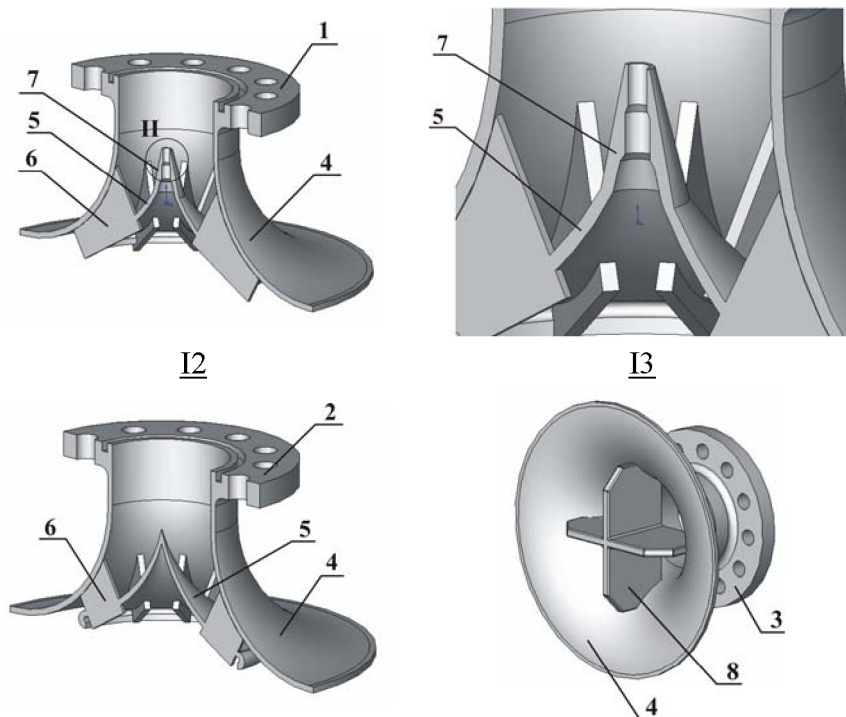


Рис. 26 – Донные заборные устройства с варонкогасителем:
1, 2, 3 – фланец; 4 – горловина; 5 – вкладыш; 6 – стойка; 7 – наконечник;
8 – пластина

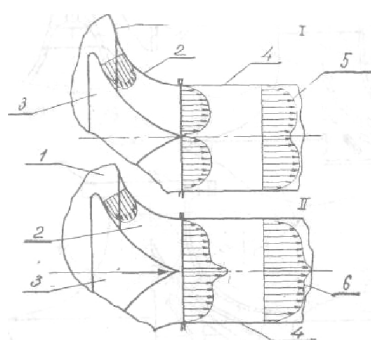


Рис. 27 – Профили скоростей потока жидкости:
1 – днище; 2 – патрубок; 3 – центральный вкладыш; 4 – трубопровод;
5 – профиль скоростей без эжекции; 6 – профиль скоростей с эжекцией

2.20 Заборное устройство возле тоннельной трубы

При затруднении создания заборного устройства в самой нижней точке днища бака (занята тоннельной трубой), возможно размещение заборника вокруг тоннельной трубы. На рис. 28 показан пример такого размещения, когда обеспечивается полная выработка топлива, а при размещении на заборнике фланцев подключения отводящих трубопроводов возможна подача жидкости к каждой камере отдельно. Для устранения возможности появления воронки в нижней части заборника размещают пластины 9. Сильфоны или кольцевые гофры, расположенные на отводящих трубопроводах обеспечивают удобство монтажа и свободу деформации днища.

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

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

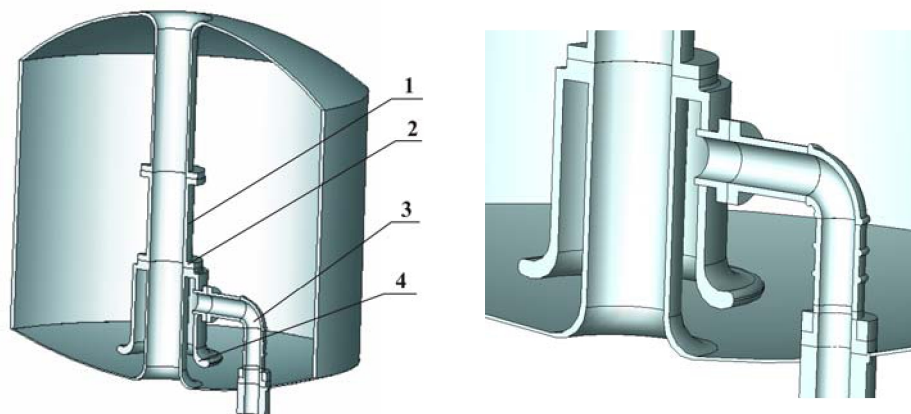


Рис. 28 – Заборное устройство возле тоннельной трубы:
1 – тоннельная труба; 2 – фланец; 3 – патрубок с рифтами; 4 – кожух

2.21 Заборные устройства торовых и кольцевых баков

Заборные устройства торовых и кольцевых баков сходны с донными заборными устройствами. На рис. 29 показан пример заборного устройства ненесущих баков. Однако та же конструкция может быть использована при несущих торовых и кольцевых баках.

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

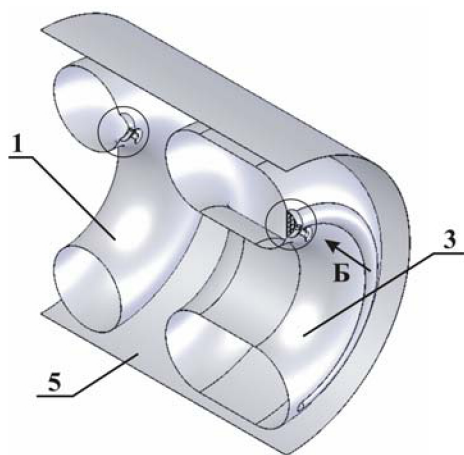


Рис. 29 – Заборные устройства торовых и кольцевых баков (см. на стр. 59):

1, 2 – торовый бак; 3, 4 – кольцевой бак; 5 – корпус ракеты; 6 – фланец;
7 – горловина; 8 – решетка; 9 – фланец; 10 – желоб; 11 – горловина

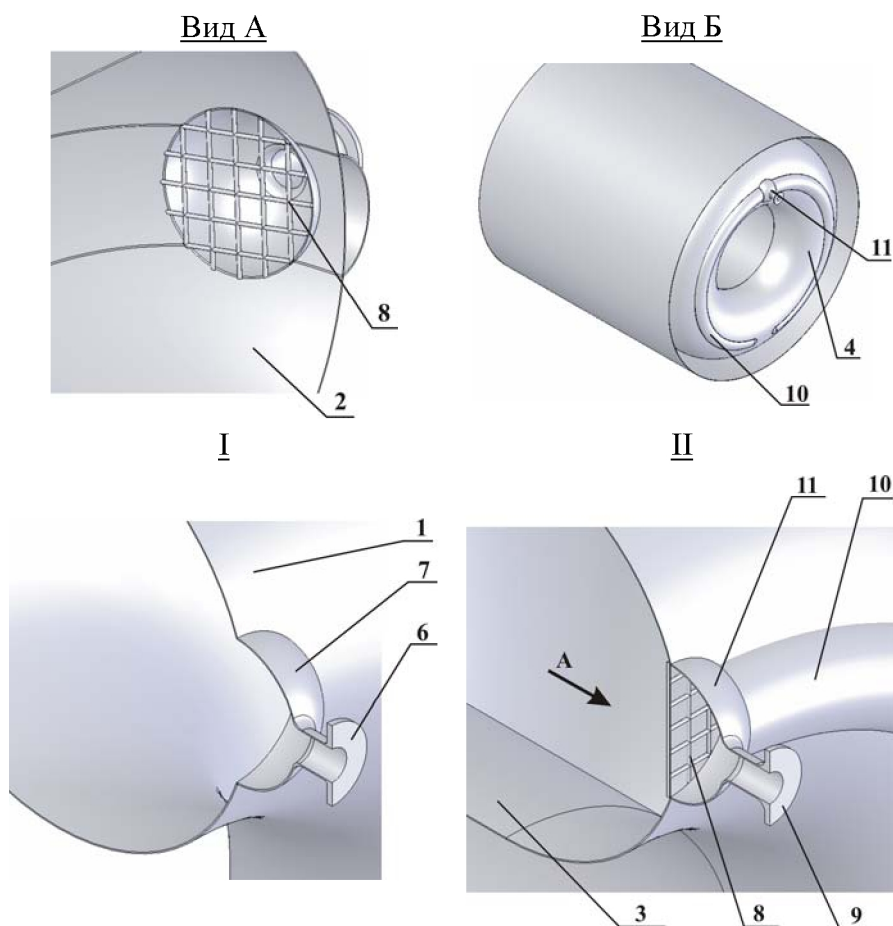


Рис. 29 – Заборные устройства торовых и кольцевых баков (Окончание)

2.22 Силовые элементы кольцевого бака

На рис. 30 показан пример включения в силовую работу конструкции несущего кольцевого бака. В этом примере двигатель закреплен на нижнем внутреннем шпангоуте

12, и тяга передается на внутреннюю обечайку 3. Усилие от тяги уменьшает растягивающие продольные усилия во внутренней обечайке. Это усилие передается на диагональные элементы - стержни 5 или конусную оболочку с гофром 7. При этом нагружается распорными усилиями верхний внутренний шпангоут 11. Диагональные элементы через шпангоут 6 передают усилия на внешнюю обечайку 2, уменьшая в ней продольные растягивающие напряжения, появляющиеся от наличия давления в баке, и вызывают сжимающие усилия на шпангоут 6.

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

Тяги или конус нагружены растягивающими усилиями:

$$F_T = \frac{T}{\cos \varphi},$$

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

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

$$F_{CЖ} = \frac{m_d g n_{x\max}}{\cos \varphi},$$

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

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

$$\sigma_T^T \leq \sigma_B^T, \sigma_{CЖ}^T \leq \sigma_{KP}^T, \sigma_T^K \leq \sigma_B^K, \sigma_{CЖ}^K \leq \sigma_{KP}^K,$$

где $\sigma_T^T = \frac{F_T}{NF_O}$ – напряжение растяжения в тяге;

N – число тяг;

F_O – площадь сечения трубы тяги;

σ_B^T – временное сопротивление разрыву материала трубы тяги;

$\sigma_{CЖ}^T = \frac{F_{CЖ}}{NF_O}$ – сжимающие напряжения в трубе тяги;

$\sigma_{KP}^T = \frac{\pi^2 EI}{I^2 F_O}$ – критические напряжения сжатия трубы;

E – модуль упругости материала трубы;

I – момент инерции сечения трубы;

l – длина тяги;

$\sigma_T^K = \frac{F_T}{\pi D_B \delta}$ – напряжение растяжения в конусе;

D_B – внутренний диаметр кольцевого бака;

δ – толщина оболочки конуса;

σ_B^K – временное сопротивление разрыву материала конуса;

$\sigma_{CЖ}^K = \frac{F_{CЖ}}{\pi D_{CP} \delta}$ – напряжения сжатия в конусе;

D_{CP} – средний диаметр кольцевого бака;

σ_{KP}^K – критические напряжения в оболочке конуса на сжатие (с учетом наличия на оболочке гофра или другого усиления).

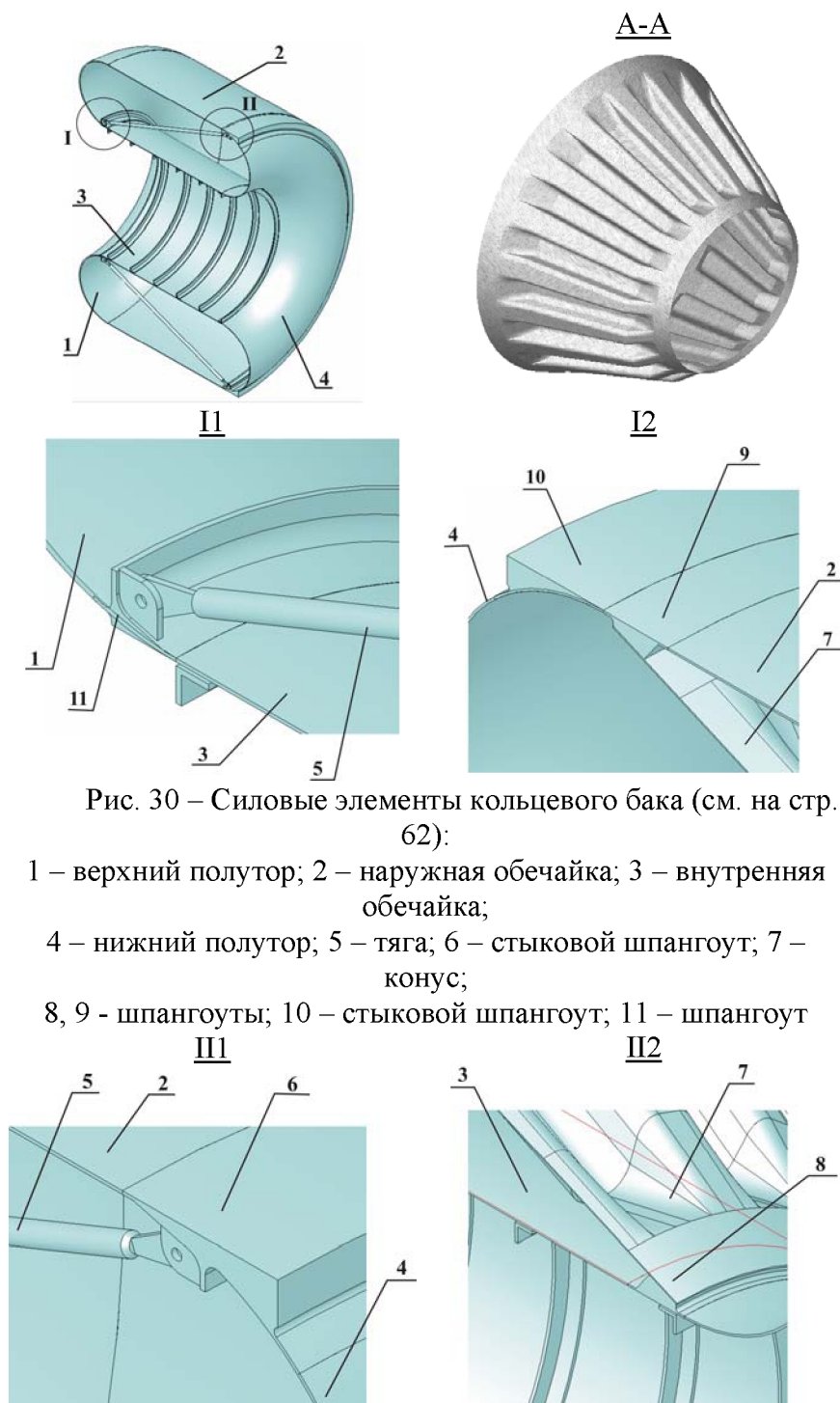


Рис. 30 – Силовые элементы кольцевого бака (см. на стр. 62):

- 1 – верхний полутор; 2 – наружная обечайка; 3 – внутренняя обечайка;
 4 – нижний полутор; 5 – тяга; 6 – стыковой шпангоут; 7 – конус;
 8, 9 - шпангоуты; 10 – стыковой шпангоут; 11 – шпангоут

Рис. 30 – Силовые элементы кольцевого бака (Окончание)

2.23 Диафрагмы и сетки

Для устранения колебания жидкости в баке устанавливаются диафрагмы (рис. 31). Замечено, что наибольшие возмущающие силы, приводящие к колебаниям жидкости, появляются в конце работы двигателя первой ступени, когда топлива остается немного, а на ракету действуют большие аэродинамические силы. Поэтому диафрагмы 5 в баках первой ступени устанавливают в нижней части бака, а в баках второй ступени – в верхней

части бака. Диафрагмы состоят из нескольких пластин с отверстиями и крепятся к обечайке 2.

Для пролаза через диафрагму устанавливают на анкерных гайках 7 крышки 8. Устанавливаемые в нижней части бака сетки могут играть двоякую роль: во-первых, служить демпфером колебаний жидкости, во-вторых, если на тоннельной трубе будут появляться кристаллики топлива или влаги, то сетка предохранит попадание этих кристалликов в трубопровод. Сетка крепится с помощью кольца 12, прижимов 11 и заклепок 14.

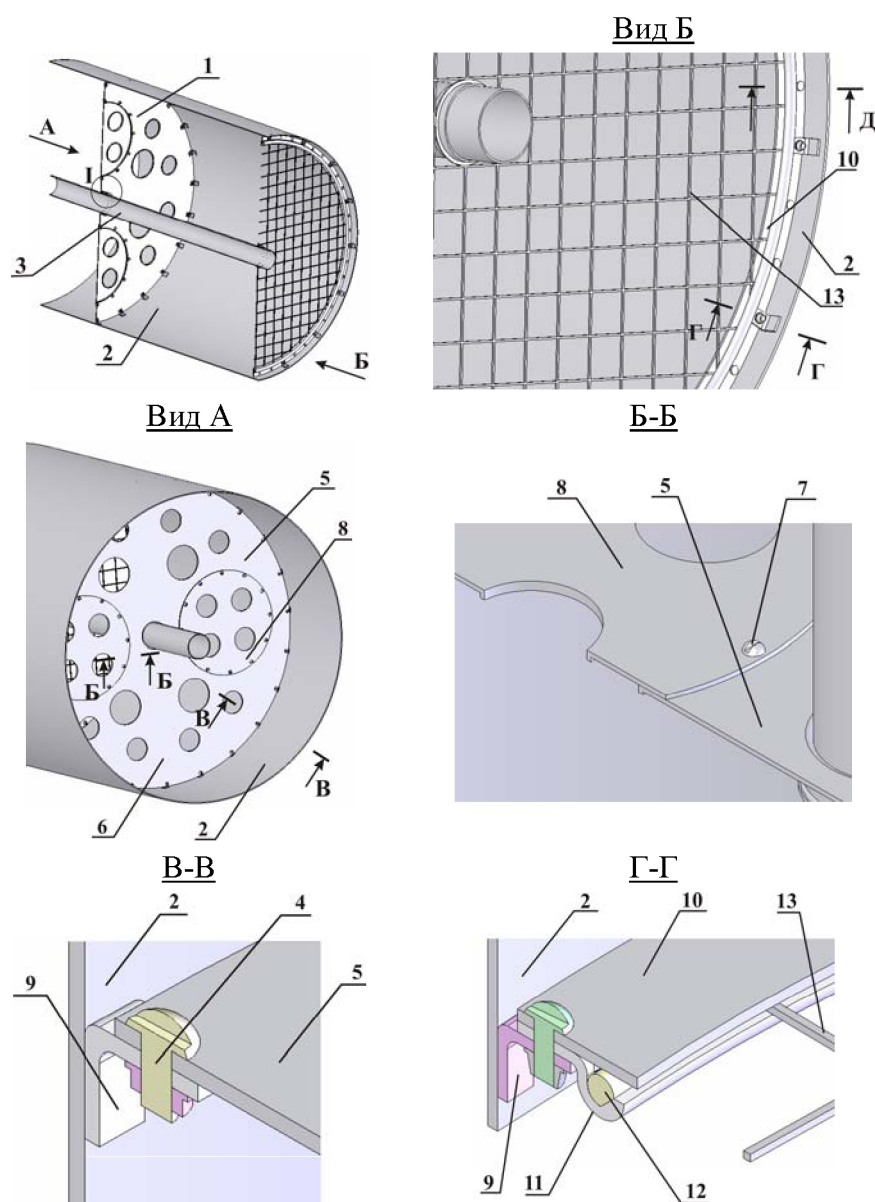


Рис. 31 – Диафрагмы и сетки (см. на стр. 64):

1 – диафрагма; 2 – обечайка; 3 – датчик уровня жидкости; 4 – крепеж;
5, 6 – пластины; 7 – крепеж; 8 – крышка; 9 – кронштейн; 10 – кольцо;
11 – прижим; 12 – кольцо; 13 – сетка; 14 – заклепка; 15 – хомут

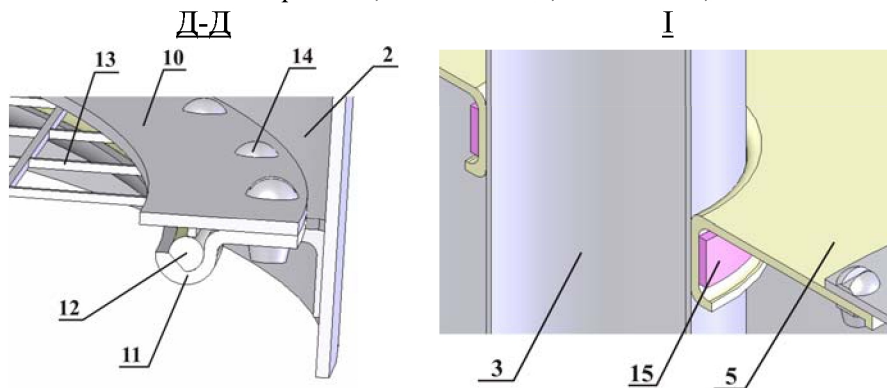


Рис. 31 – Диафрагмы и сетки (Окончание)

2.24 Успокоительные стенки и шпангоуты

При больших габаритах ракеты ставить диафрагмы на весь диаметр бака нецелесообразно. Жидкость достаточно хорошо успокаивается, если демпфировать ее по краям у обечайек. Для этой цели ставят широкие шпангоуты со стенками (рис. 32). Для подкрепления шпангоута используют стержни 4, прикрепленные к полкам шпангоута.

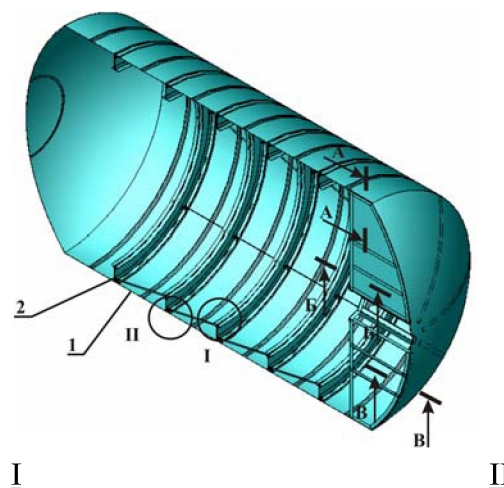
Для увеличения момента инерции масс относительно продольной оси и для устранения вращения жидкости перед входом в трубопроводы у нижнего днища устанавливают набор перекрестных пластин-решеток, которые состоят из стенок 3 и профилей 11, 12, 16.

Размеры полок шпангоутов 5, сечений труб 4 и размеры крепежа выбирают не из условий полета, а из условий сборки.

Предполагается, что конструкция должна выдержать расчетное усилие, приложенное к стержню и шпангоуту, когда на край шпангоута обопрется рабочий-сборщик:

$$P = f m_p g n_x^3,$$

где f – коэффициент безопасности; $m_p=100$ – масса рабочего; g – ускорение силы тяжести; n_x^3 – перегрузка.



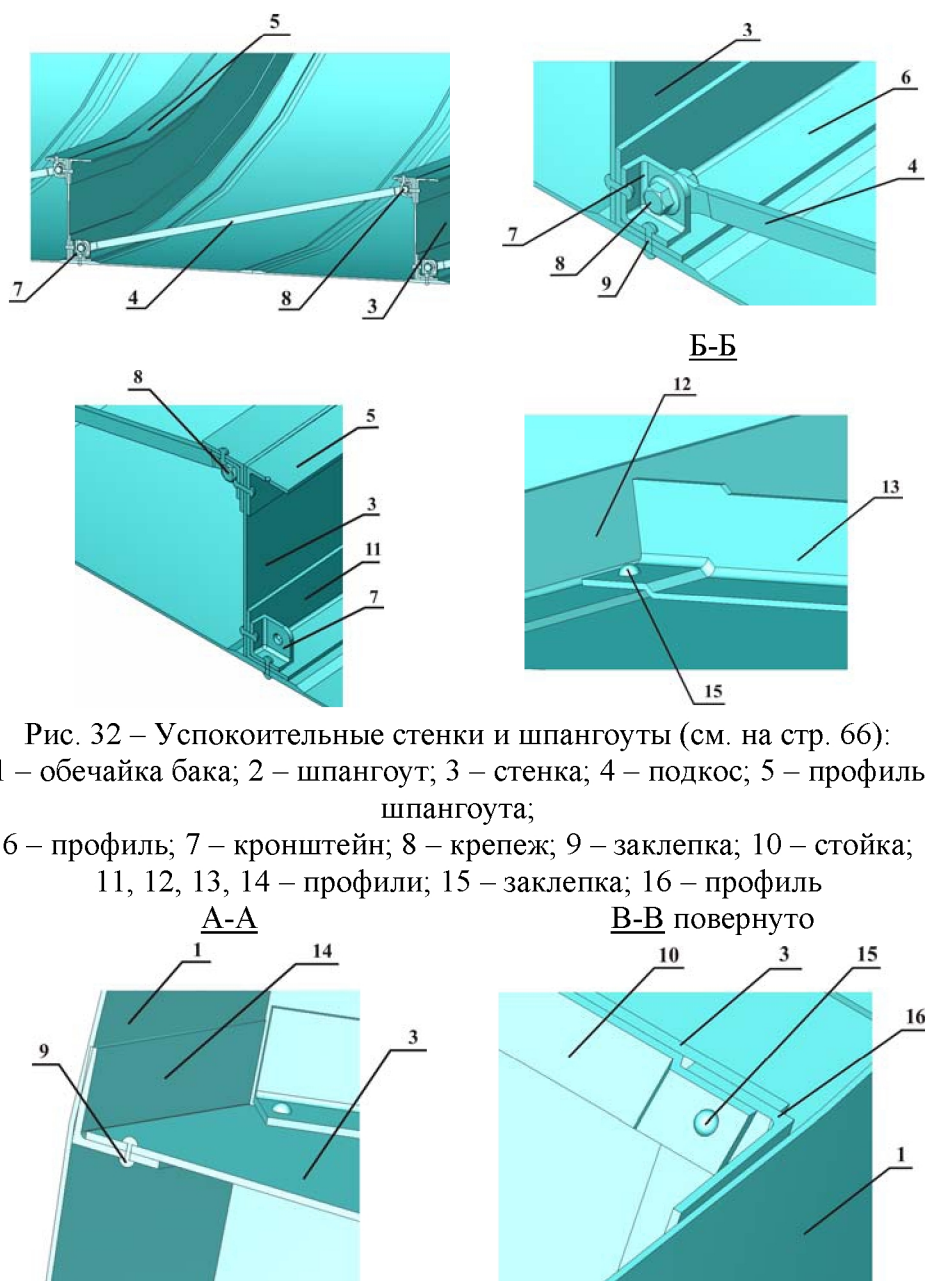


Рис. 32 – Успокоительные стенки и шпангоуты (см. на стр. 66):
 1 – обечайка бака; 2 – шпангоут; 3 – стенка; 4 – подкос; 5 – профиль
 шпангоута;
 6 – профиль; 7 – кронштейн; 8 – крепеж; 9 – заклепка; 10 – стойка;
 11, 12, 13, 14 – профили; 15 – заклепка; 16 – профиль

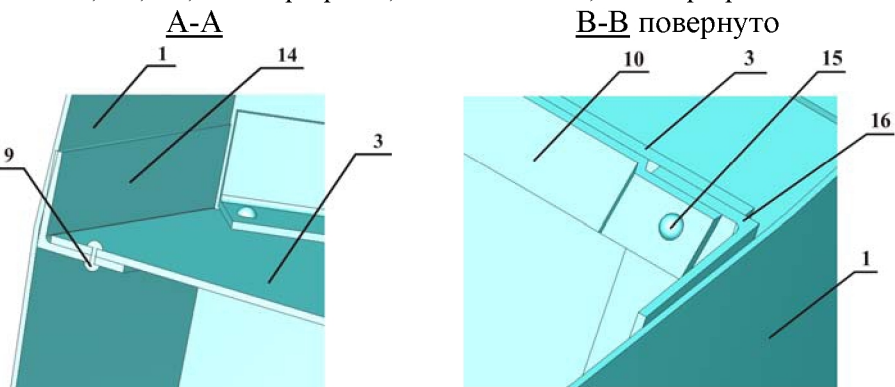


Рис.32. – Успокоительные стенки и шпангоуты (Окончание)

2.25 Крепление датчика уровня

На рис. 33 показано крепление датчика уровня, который состоит из трубы с размещенными внутри нее измерительными устройствами (конденсаторы, резисторы и пр.). Он, как правило, устанавливается в центре бака. Жидкость попадает внутрь трубы снизу через трубки-«усы», входные отверстия которых расположены диаметрально противоположно друг относительно друга. Такая конструкция осредняет уровень жидкости, замеряемый датчиком, и уменьшает колебания жидкости в трубе. «Усы» крепятся в кронштейнах на днище с помощью хомутов 14.

Труба датчика крепится в нижней части на сферической опоре 9 для компенсации неточности в установке кронштейна 10. В средней и верхней частях труба крепится к обечайке бака с помощью профилей-расчалок 16. Число расчалок не должно быть более

двух, т.к. в противном случае расчалки будут воспринимать деформации обечайки бака при расширении из-за давления в баке.

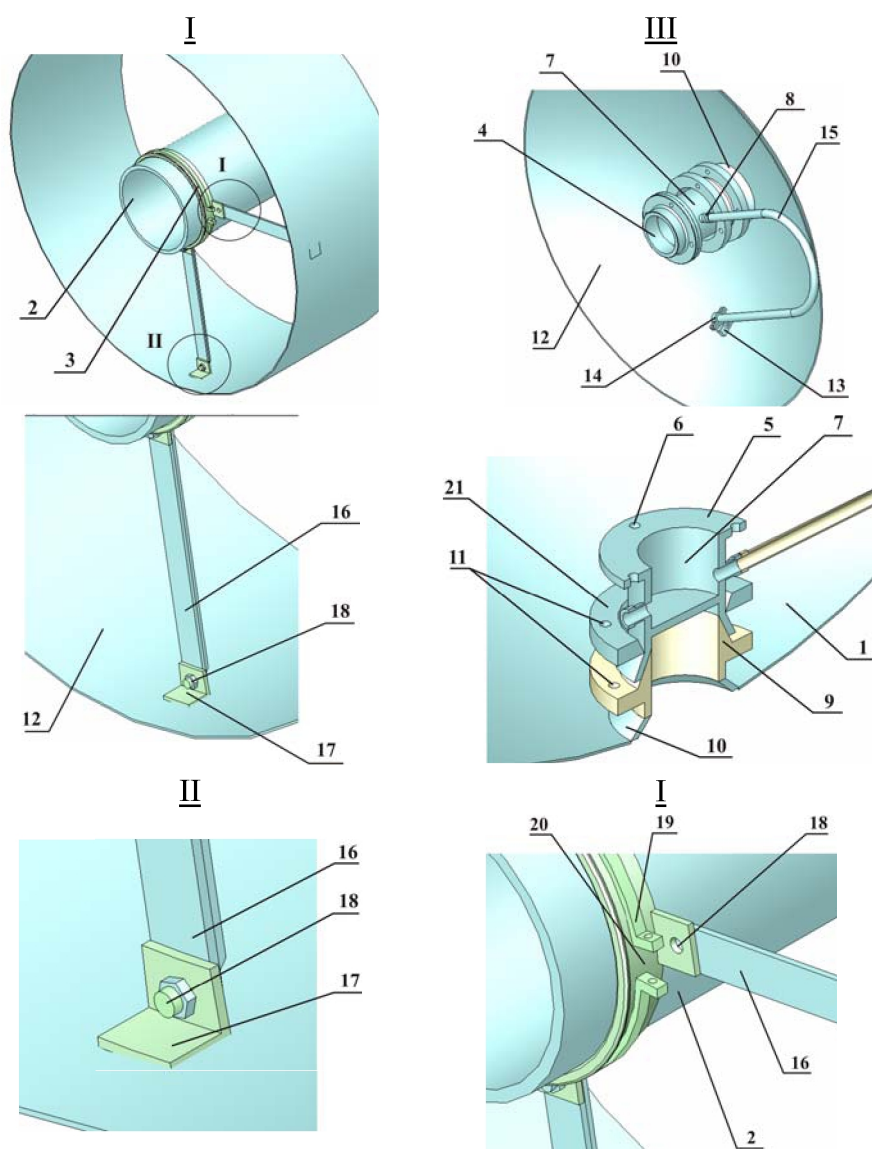


Рис. 33 – Крепление датчика уровня (см. на стр. 68): 1 – днище; 2 – датчик уровня топлива; 3 – крепление; 4 – труба датчика; 5 – фланец; 6 – отверстие под крепеж; 7 – ступица; 8 – гайка; 9 – фланец; 10 – кронштейн; 11 – отверстие под крепеж; 12 – днище; 13 – кронштейн; 14 – хомут; 15 – «ус»; 16 – профиль; 17 – кронштейн; 18 – крепеж; 19 – хомут; 20, 21 – кольца
I повернуто

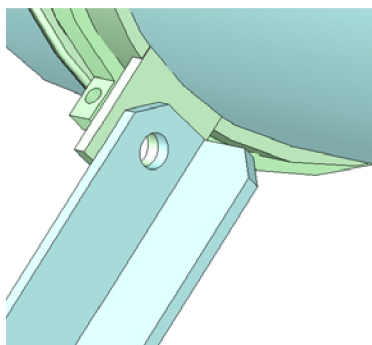


Рис. 33 – Крепление датчика уровня (Окончание)

2.26 Крепление датчика наполнения

На рис. 34 показано крепление датчика наполнения, который служит для указания верхнего уровня жидкости в баке и для управления насосами, подающими жидкость в бак (переключение на другой режим, выключение насоса и пр.).

Он напоминает датчик уровня. В нем также имеются измерительные устройства. Датчик наполнения крепится к верхнему днущу или на верхнем конце датчика уровня.

На днщу датчик крепится либо в утопленном положении, либо нормальным образом, но необходимо, чтобы труба датчика была параллельна оси бака.

На трубе датчика уровня датчик наполнения крепится с помощью хомутов.

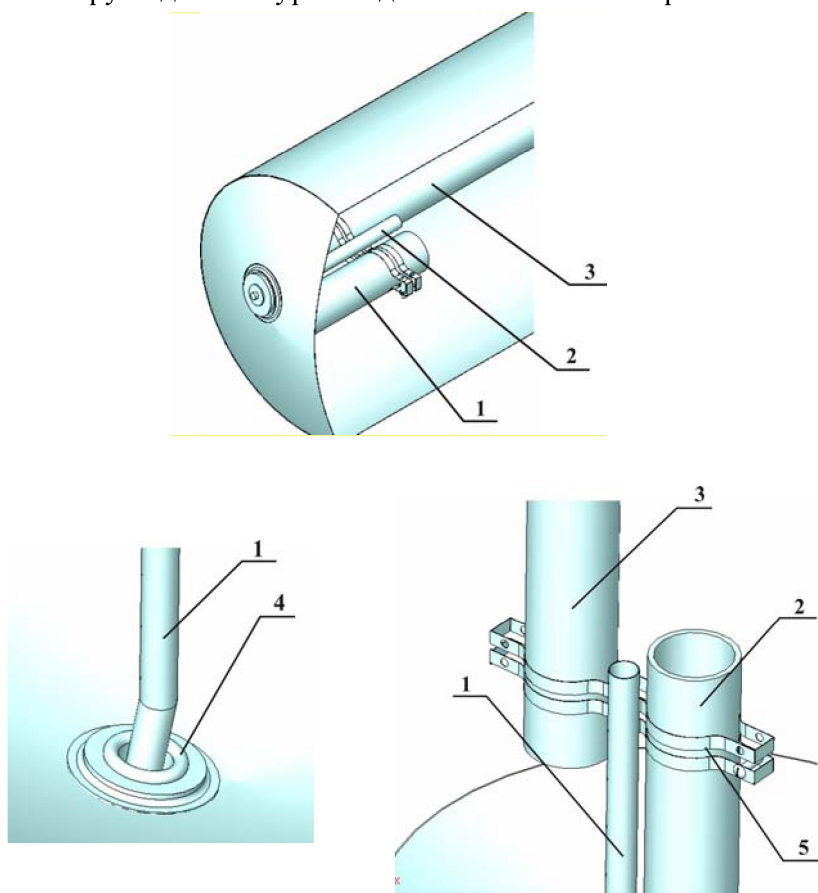


Рис. 34 – Крепление датчика наполнения:
1, 2 – датчики наполнения; 3 – датчик уровня жидкости;
4 – фланец; 5 – хомут

2.27 Распылители системы наддува

Подаваемый в бак газ для наддува (воздух, азот, гелий и т.п.) не должен вспенивать находящуюся в баке жидкость. Для этого существуют различные распылители (рис. 35), превращающие высокоскоростной поток газа в более спокойный.

Если в бак подается газ с высокой температурой, то необходимо устранять местный нагрев материала бака, т.к. это может привести к потере прочности металла. Поэтому использование трубки 6 или распылителя 9 нежелательно.

Все части распылителей собираются, как правило, с применением сварки.

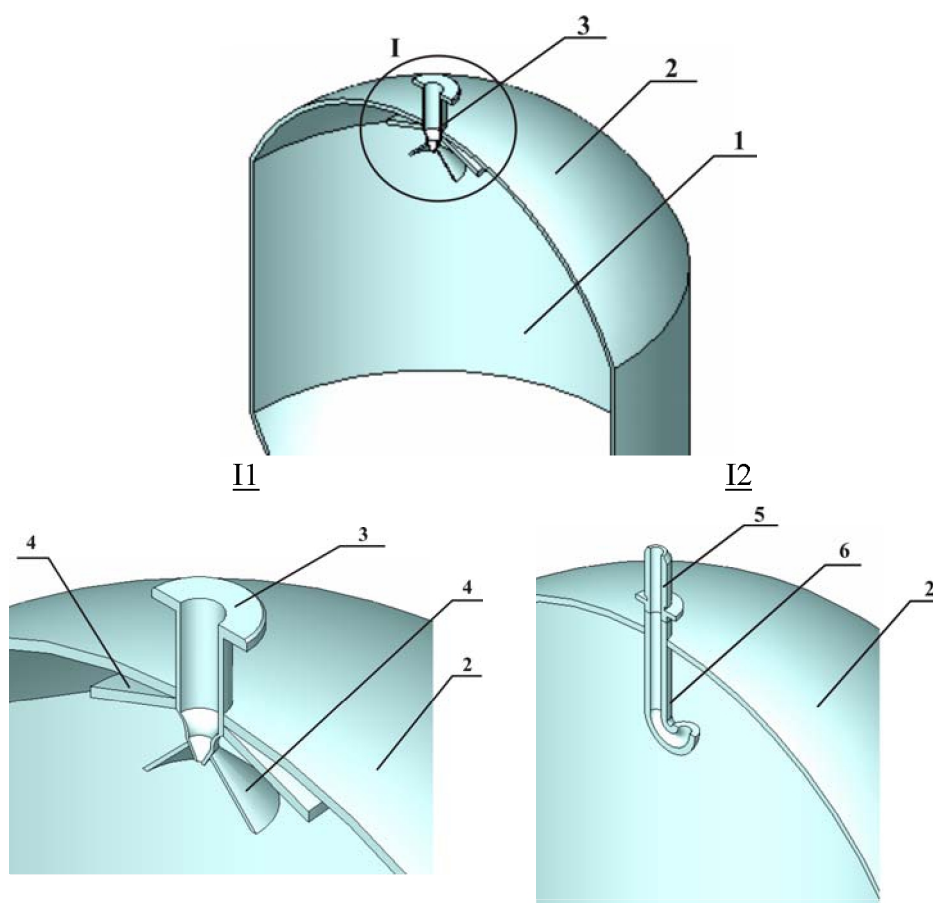


Рис. 35 – Распылители системы наддува (см. на стр. 71):
 1 – бак; 2 – верхнее днище; 3 – штуцер; 4 – конус; 5 – штуцер; 6 –
 трубка;
 7 – фланец; 8 – распылитель; 9 – рассекаТЕЛЬ; 10 – ребро

I3

I4

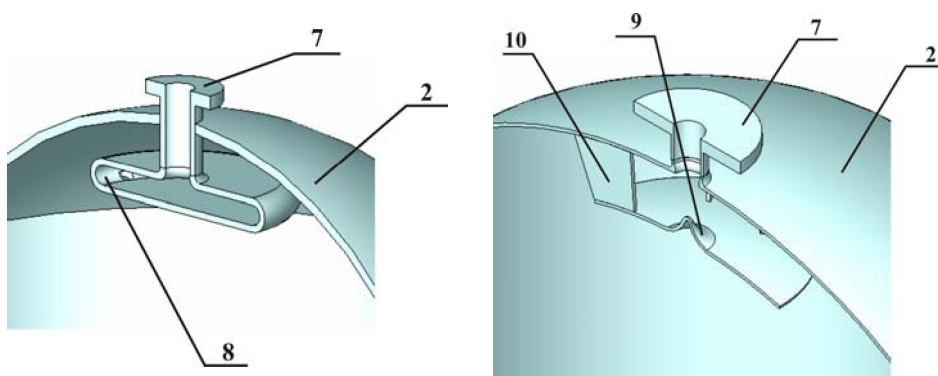
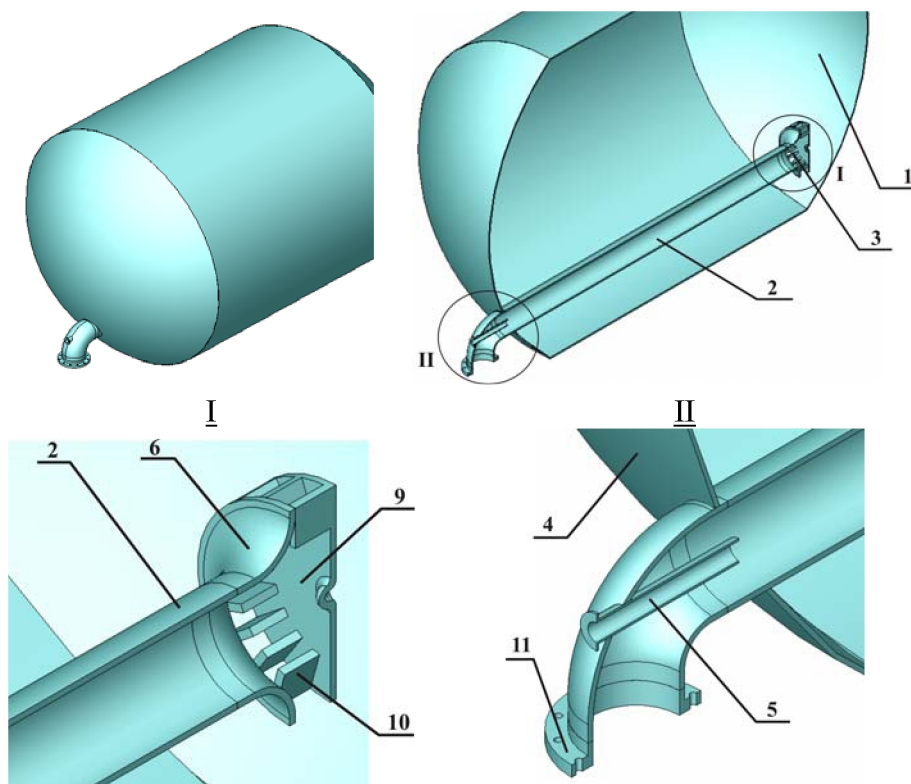


Рис. 35 – Распылители системы наддува (Окончание)

2.28 Труба наддува и сброса давления

В случае невозможности или нежелательности подачи давления наддува через верхнее днище подача газов проводится, как показано на рис. 37, через нижнее днище 4, используя трубу 2 и распылитель 3.

Труба с распылителем служит не только для подачи газа в газовую подушку, но и для сброса излишков газа при превышении давления в баке. Сброс газов происходит через дренажно-предохранительный клапан (ДПК), присоединяемый к фланцу 11. Труба 5 служит для подачи газа в бак. Если газа в газовой подушке достаточно, то излишек его, минуя газовую подушку, стравливается через ДПК. Это уменьшает поток газа через трубопровод и, как следствие, уменьшает нагрев жидкости, если для наддува используют горячие газы.



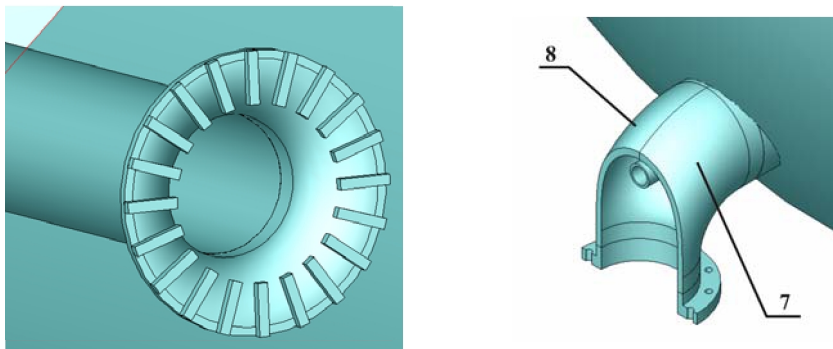


Рис. 36 – Труба наддува и сброса давления:

1 – бак; 2 – труба; 3 – распылитель; 4 – нижнее днище; 5 – труба;
6 – патрубок; 7, 8 – полупатрубки; 9 – пластина; 10 – ребро; 11 – фланец

2.29 Стыки и соединения

Все элементы конструкции соединяются между собой. Эти соединения могут иметь вид:

- технологических неразъемных соединений,
- технологических разъемных соединений,
- эксплуатационных разъемных соединений,
- эксплуатационных быстроразъемных соединений.

Разъемные соединения – это, в основном, болтовые соединения.

Неразъемные соединения выполняются с использованием клепки, сварки, пайки и склейки.

Быстроразъемные соединения используют замки, пневмо- и пиропоршневые устройства.

В данном приложении приведены примеры конструкций различных соединений, встречающихся в ракетостроении.

2.30 Стыки гладких листов

Продольные и поперечные стыки листов обшивок сухих отсеков и обечаек баков должны воспринимать и передавать нормальные и касательные напряжения, имеющиеся в оболочках.

Наиболее простой способ – это стык внахлестку с подсечкой или без нее. Такое соединение обеспечивает пылевлагонепроницаемость, но не пригодно для отсеков, находящихся под избыточным внутренним давлением, т.к. в зоне подсечки или у края листа появляются большие изгибные напряжения. В этом случае лучше применять соединение встык на стрингере или накладке. Количество, диаметр и шаг заклепок выбираются из условий обеспечения прочности соединения:

$$\frac{\sigma_{\text{ОБШ}}^z t}{d} \leq \sigma_{\text{СМ.З}}, \quad \tau_{\text{СР}}^z \leq \tau_{\text{СР.З}},$$

где $\sigma_{\text{ОБШ}}^z$ – нормальные напряжения в обшивке отсека;

$\sigma_{\text{СМ.З}} = 1,3 \sigma_{\text{В.З}}$ – допустимые напряжения на смятие заклепки;

$\sigma_{\text{В.З}}$ – временное сопротивление на разрыв материала заклепки;

d – диаметр заклепки;

t – шаг заклепок;

$\tau_{CP}^{\vartheta} = \frac{4\sigma_{OБЩ}t\delta}{\pi d^2}$ – напряжение среза заклепки;

$\tau_{CP,3} = 0,6 \sigma_{B,3}$ – допустимые напряжения среза заклепки.

Обечайки баков могут соединяться как встык, так и внахлестку.

При сварке листов из АМгб происходит потеря прочности материала в зоне сварки или потеря нагартовки у стальных листов. Усиление швов проводят путем установки накладки 4, 6 или путем сварки листов заведомо большей толщины с последующим фрезерованием всего листа (за исключением зон сварки) шириной, равной 10...15 толщинам листа. Желательно выполнять двустороннее фрезерование.

Условие прочности швов с химфрезерованием:

$$\sigma_{ХФ} \leq \sigma_B, \quad \sigma_{CB} \leq k_C \sigma_B,$$

где $\sigma_{ХФ}$ – нормальные напряжения в отфрезерованной зоне; σ_B – временное сопротивление разрыву материала листа; σ_{CB} – нормальные напряжения в листе у шва; k_C – коэффициент ослабления материала в зоне шва.

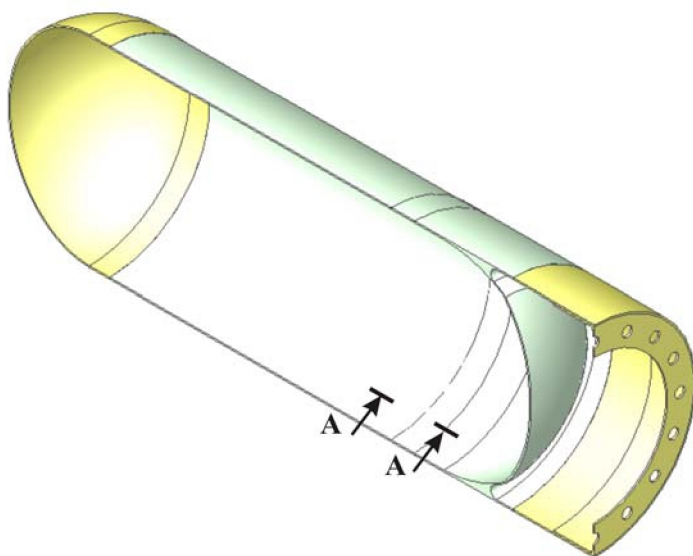
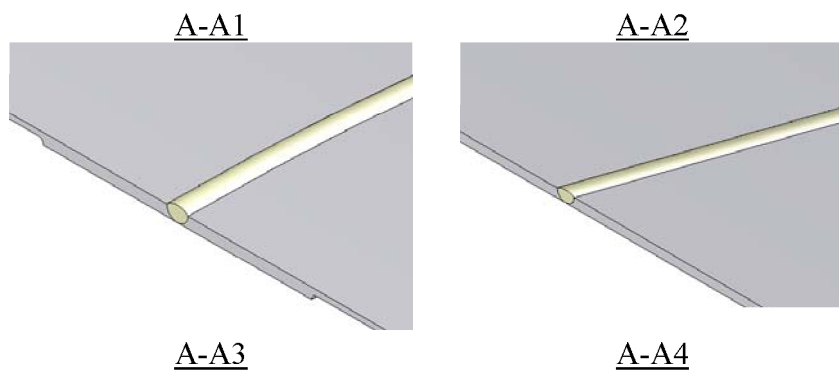


Рис. 37 – Стыки гладких листов (см на стр. 75):



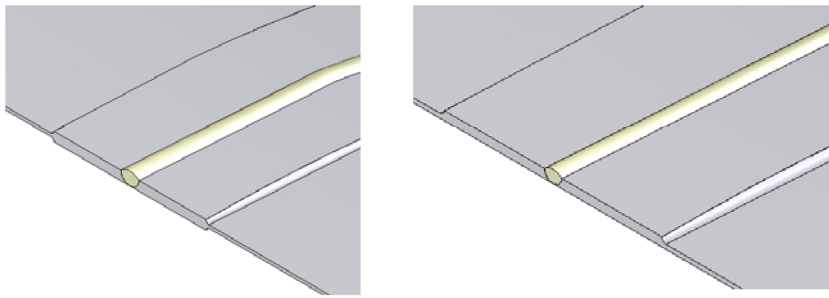


Рис. 37 – Стыки гладких листов (Окончание)

2.31 Стыки стрингеров

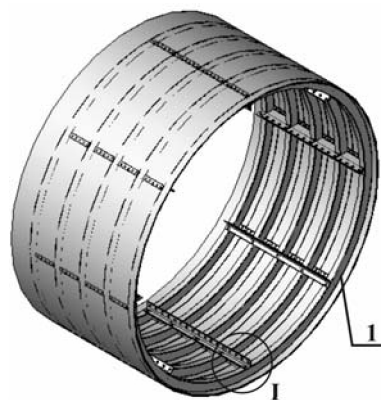
В случае необходимости стрингеры могут стыковаться для передачи усилий. На рис. 38 приведены некоторые из этих стыков:

- соединение встык с накладкой из такого же профиля, что и сам стрингер;
- соединение стрингеров внахлестку;
- соединение стрингеров встык с помощью специальной накладки 4;
- соединение стрингеров встык сваркой.

Соединение стрингеров внахлестку или с использованием накладок проводится с помощью заклепок или сварных точек. При этом число заклепок или сварных точек должно удовлетворять условиям прочности:

$$n_3 P_{\text{ЗАКЛ}} \geq P_{\text{СТР}}, \quad n_{\text{СТ}} P_{\text{СТ}} \geq P_{\text{СТР}}$$

где $P_{\text{ЗАКЛ}}$ – наименьшее разрушающее усилие заклепки на смятие или срез; $n_3, n_{\text{СТ}}$ – число заклепок или сварных точек; $P_{\text{СТР}} = \sigma_{\text{КР}} F_{\text{СТР}}$ – критическое усилие, приводящее к потере устойчивости стрингера; $\sigma_{\text{КР}}$ – критические напряжения местной потери устойчивости профиля стрингера; $F_{\text{СТР}}$ – площадь сечения стрингера; $P_{\text{СТ}}$ – разрушающее усилие сварной точки на сдвиг.



11

12

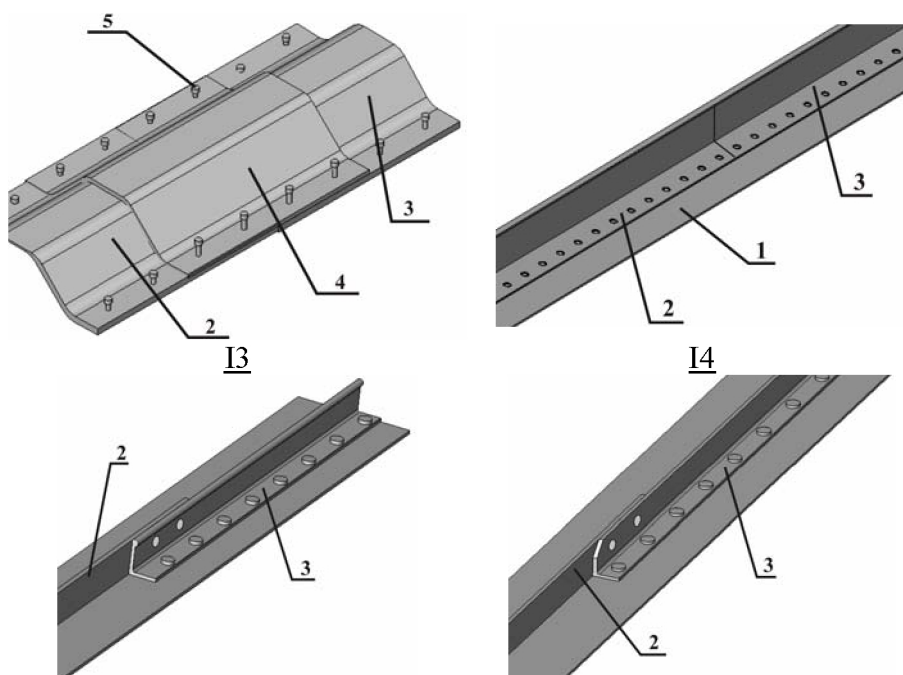


Рис. 38 – Стыки стрингеров:

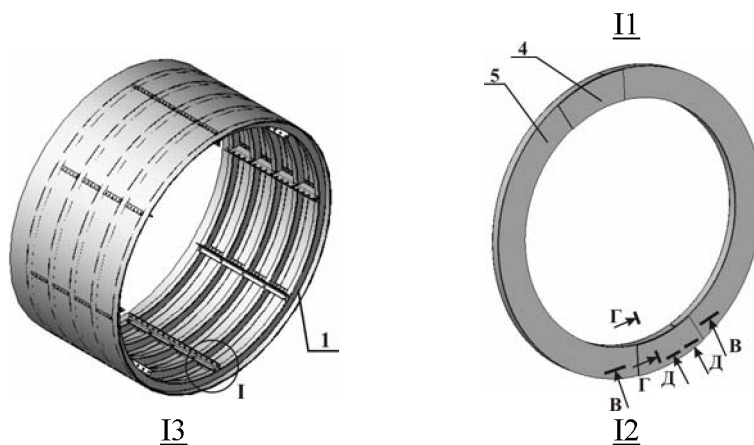
1 – обшивка; 2, 3 – стрингеры; 4 – накладка; 5 – заклепка

2.32 Стыки шпангоутов

В случае, если кольцевые шпангоуты или их элементы невозможно или нецелесообразно изготавливать без стыков, они изготавливаются из прессованных или гнутых профилей с последующим соединением стыков, примеры которых показаны на рис. 39:

- соединение с помощью сварки встык,
- соединение с помощью накладки 3,
- соединение полок шпангоута 6 и стенки 5 с помощью накладки при этом стыки полок и стенок разнесены по накладке.

Следует иметь в виду, что шпангоуты, изготовленные из АМгб, при сварке теряют прочность, и из-за пористости сварной шов может быть местом течи в герметичных топливных баках.



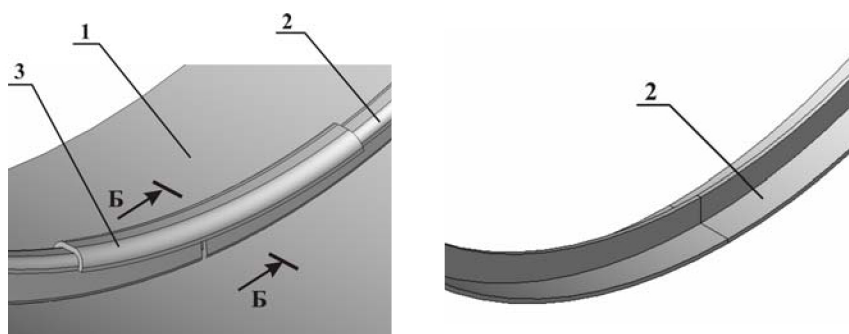


Рис. 39 – Стыки шпангоутов (см. на стр. 78):
1 – отсек; 2 – шпангоут; 3, 4 – накладки; 5 – стенка шпангоута;
6 – уголок

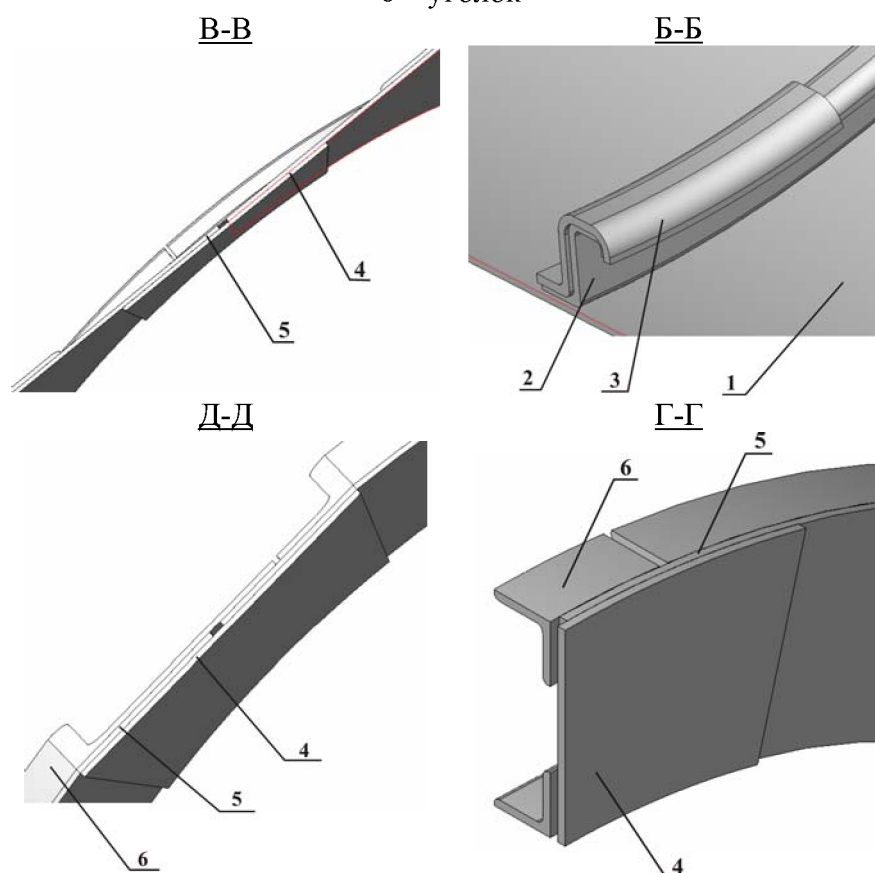


Рис. 39 – Стыки шпангоутов (Окончание):

2.33 Стыки металлических панелей

Стыки металлических панелей могут быть как технологическими, так и эксплуатационными, когда панели разъединяются для монтажа или для демонтажа оборудования, а также для других целей.

К технологическим стыкам можно отнести соединение сваркой (сеч. А-А3) и соединение с двумя накладками (сеч. А-А4). В эксплуатационных стыках желательно, чтобы элементы крепления снимались снаружи (сеч. А-А1).

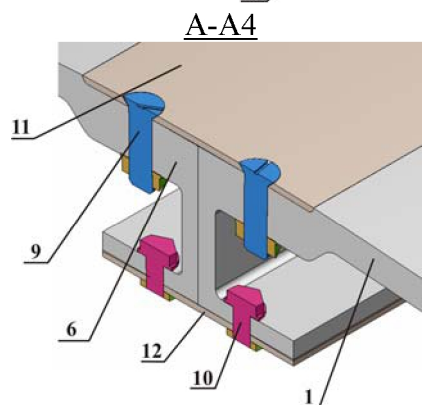
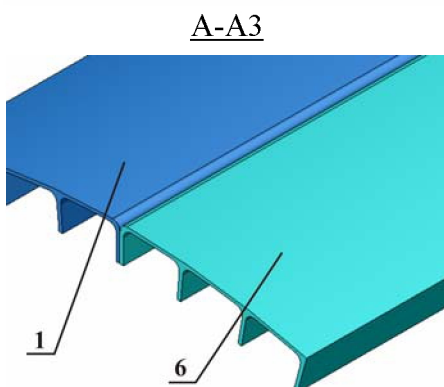
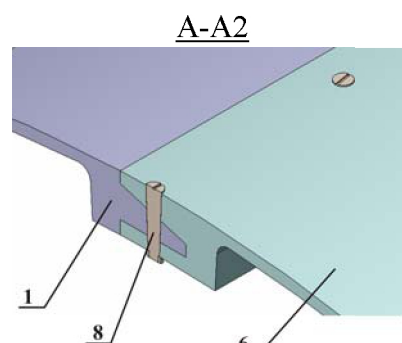
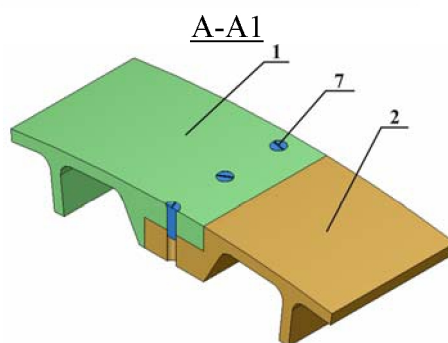
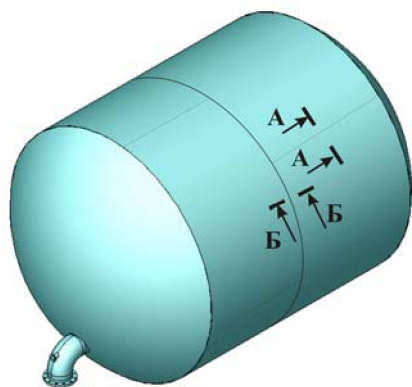
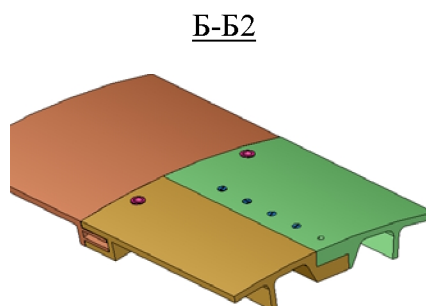
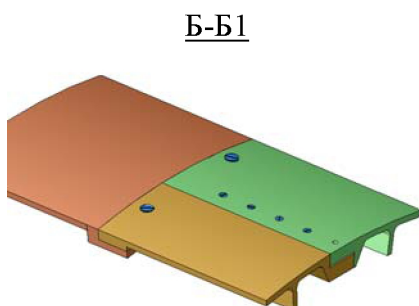


Рис. 40 – Стыки металлических панелей (см. на стр. 80):
1, 2 – панели; 3, 4, 5 – крепеж; 6 – панель; 7 – винт; 8 - конусный болт; 9 – крепеж; 11, 12 – накладки



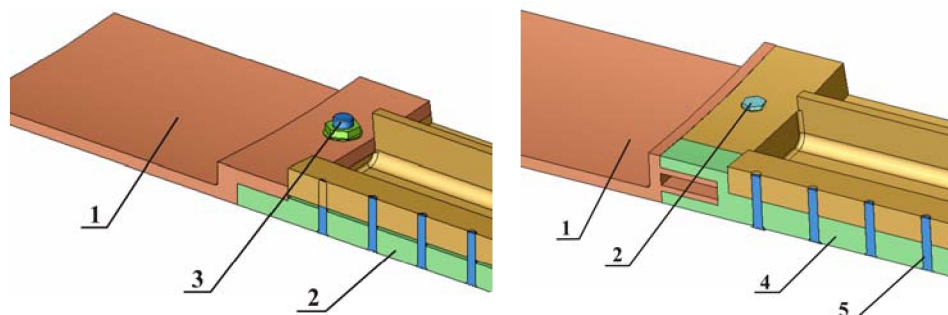


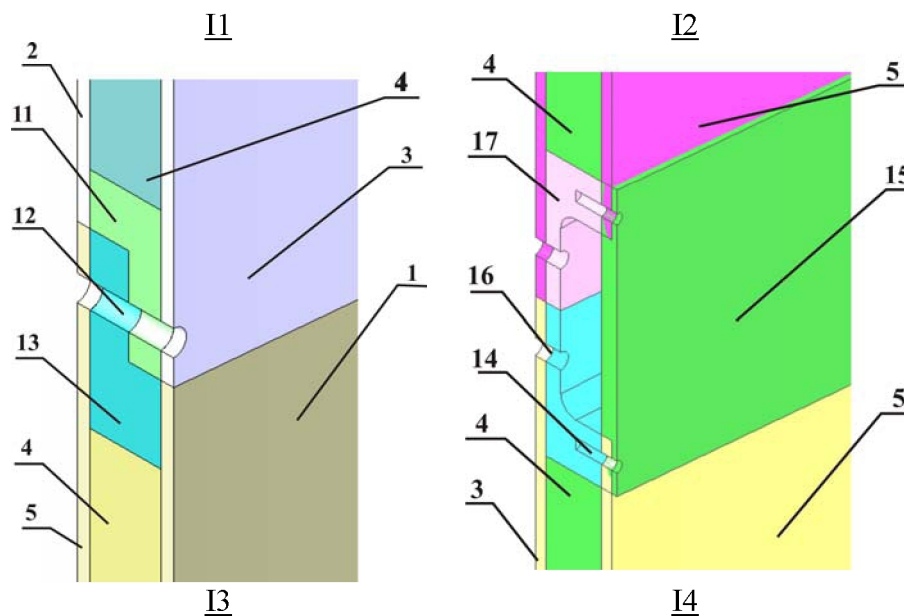
Рис. 40 – Стыки металлических панелей (Окончание)

2.34 Стыки неметаллических панелей

Неметаллические, в основном трехслойные, панели стыкуются с помощью вкладышей из композиционных материалов или из металлов, которые соединяются с оболочками и заполнителем клеей. Некоторые стыки лишь технологические, неразъемные. В разъемных стыках используется болтовое соединение.

При выборе размеров болтов необходимо учитывать, что:

- материал вкладышей может подвергаться смятию по цилиндрической части болта, под его головкой или под шайбой;
- болт должен быть подобран так, чтобы резьба не попадала в соединяемый пакет.



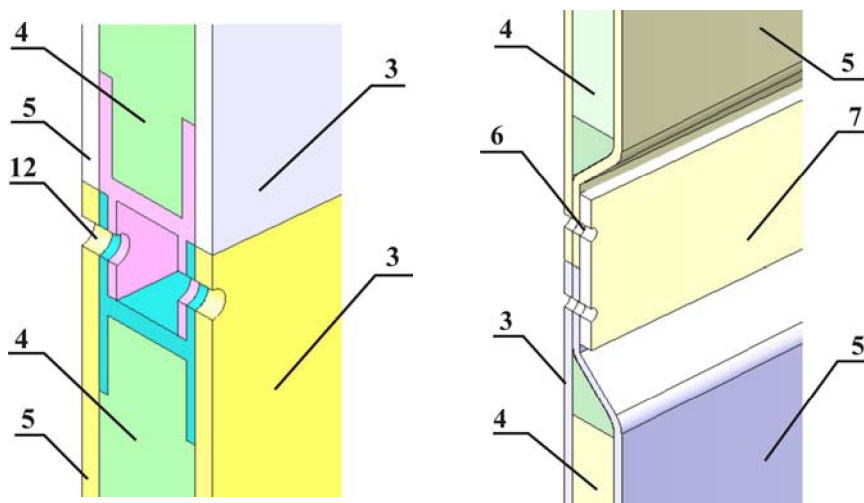


Рис. 41 – Стыки неметаллических панелей (см. на стр. 82):
 1, 3 – наружная обшивка; 2, 5 – внутренняя обшивка; 4 –
 заполнитель; 6 – крепеж; 7 – накладка; 8 – шпангоут; 9 –
 накладка;
 10 – шпангоут; 11 – вкладыш; 12 – крепеж; 13 – вкладыш;
 14 – крепеж; 15 – накладка; 16 – крепеж; 17 – вкладыш

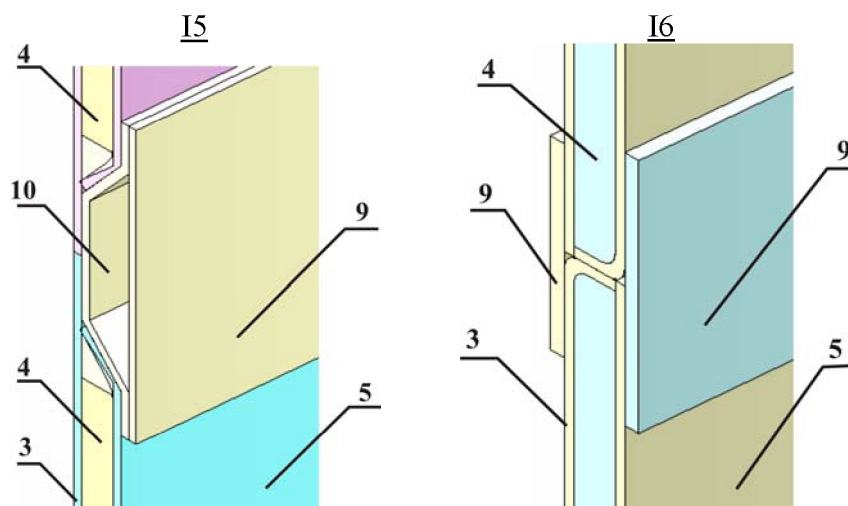


Рис. 41 – Стыки неметаллических панелей (Окончание)

2.35 Стыки отсеков малого диаметра

Среди стыков отсеков малого диаметра имеется большое разнообразие. При конструировании таких стыков необходимо соблюдать следующие требования:

- возможность в неоднократной сборке и разборке ракеты по стыку,
- конструкция должна быть простой и технологичной.

Массивные отсеки малого диаметра могут собираться на резьбе с установкой прокладок, фиксироваться с помощью контргайки или соединяться одной гайкой, имеющей правую и левую резьбы.

Допустимо телескопическое соединение тонкостенных оболочек на винтах, заворачивающихся в анкерные гайки.

Применение штифтов, запрессованных в стыке отсеков, обеспечивает быстроту сборки и простоту демонтажа.

Конструкция с бандажом из пружинной стали и штифтов, входящих в отверстия отсеков и, обеспечивает быструю безударную расстыковку отсеков при разрыве бандажа (пирозамком, пиножом, пневмоустройством и т.п.).

Очень удобное, но негерметичное соединение обеспечивается пружинным кольцом, входящим в пазы гребня отсеков.

Возможно применение быстроразъемного байонетного соединения, базирующегося на впадинах и соответствующих выступях части окружности корпусов.

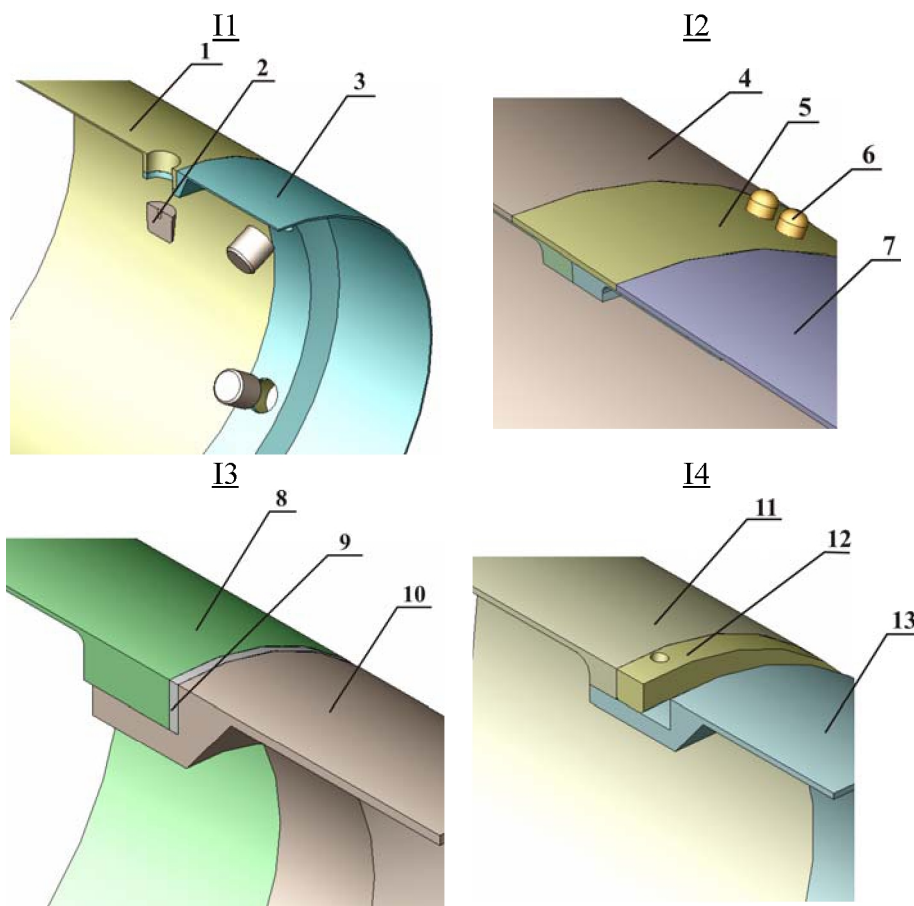


Рис. 42 – Стыки отсеков малого диаметра (см. на стр. 84):
 1 – обшивка; 2 – вкладыш; 3 –отсек; 4 – обшивка; 5 – бандаж; 6 –
 штырь; 7 – обшивка; 8 - отсек; 9 – прокладка; 10,11 – отсек; 12 –
 гайка; 13 – отсек;
 14 – гайка; 14, 16 – отсек

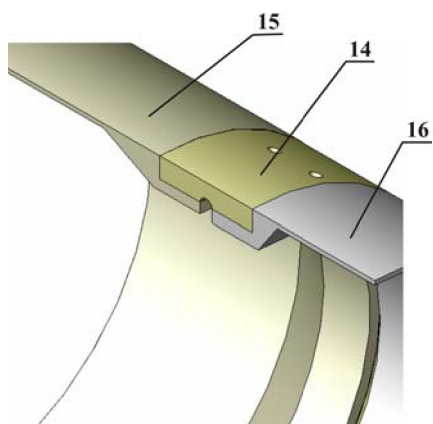
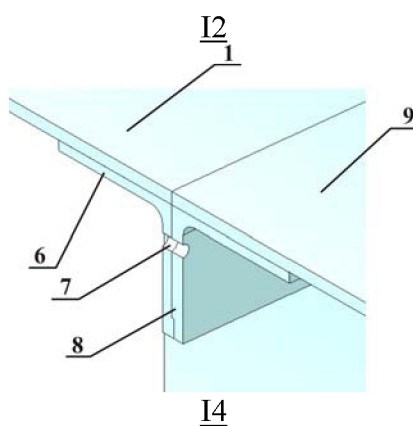
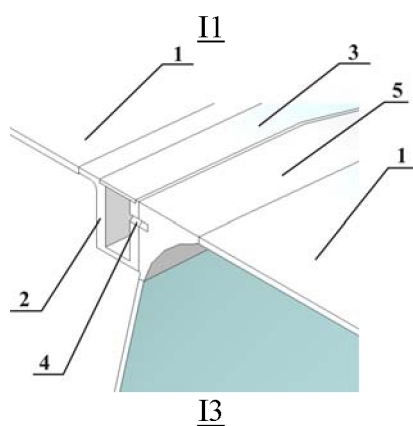


Рис. 42 – Стыки отсеков малого диаметра (Окончание)

2.36 Стыки отсеков большого диаметра

Отсеки большого диаметра стыкуются с помощью фланцевых болтовых соединений, хотя можно ожидать и применения болтового телескопического и сварного соединений. Для передачи перерезывающих сил используют гладкие шпильки или штифты 15, или выступы-впадины в шпангоутах 6.

Отверстия под болты делают на 0,2...0,6 мм больше диаметра болта, однако необходимо соблюдать допуски на угловые размеры расположения отверстий на шпангоуте. Шпильки 15 недопустимо устанавливать симметрично. Необходимо хотя бы одну шпильку сместить на некоторое угловое расстояние. Это необходимо, чтобы случайно не провести сборку при неправильном положении плоскостей стабилизации.



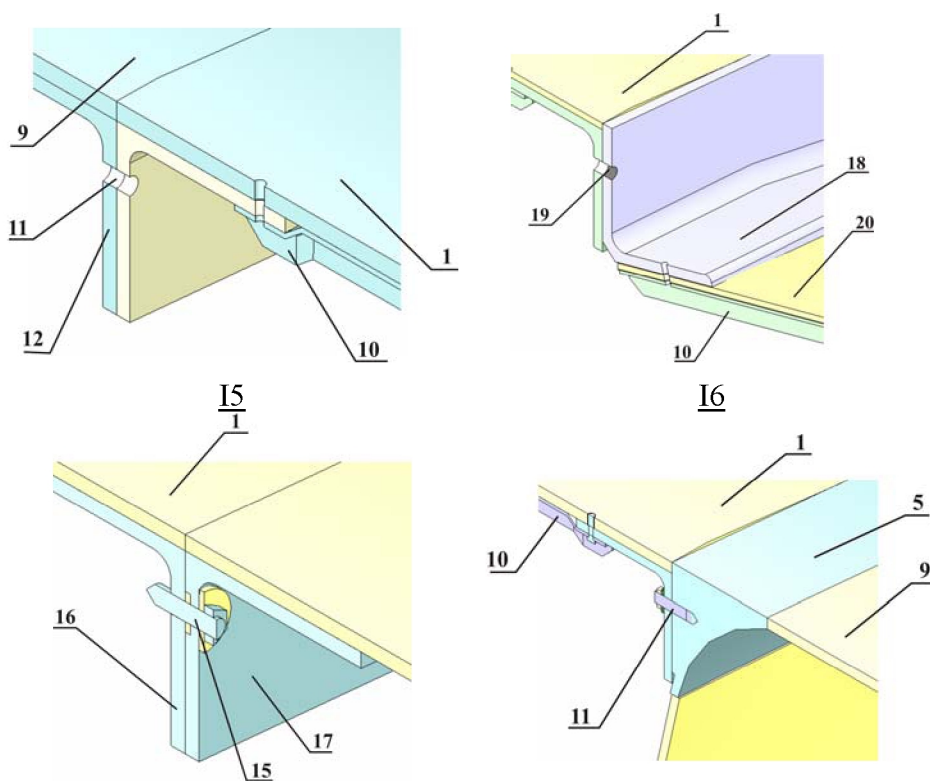


Рис. 43 – Стыки отсеков большого диаметра (см. на стр. 86)
 1, 9, 20 – обшивка; 2, 5, 6, 8, 12, 16, 17, 18 – шпангоут; 3 – накладка;
 4, 7, 19 – отверстие под крепеж; 10 – стрингер; 11 – крепеж; 13 –
 юбка бака;
 14 – днище бака; 15 – шпилька;

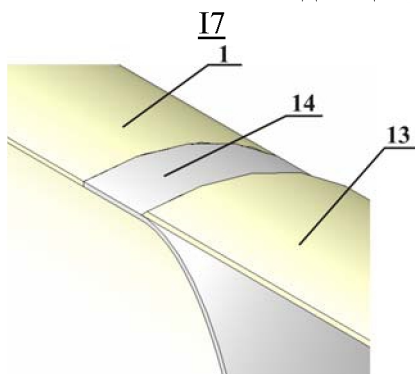


Рис. 43 – Стыки отсеков большого диаметра (Окончание)

2.37 Стыки магистралей неподвижные, разъемные

Магистраль пневмогидросистем состоит из отрезков труб, соединяемых между собой. При конструировании соединений трубопроводов необходимо учитывать вопросы:

- обеспечения герметизации;
- выбора метода соединения;
- выбора типа крепления трубопроводов к корпусу.

В соединениях трубопроводов малого диаметра герметизация осуществляется такими способами, как:

- за счет вдавливания ниппеля в тело штуцера;
- за счет сжатия конца трубопровода ниппелем и штуцером;

- за счет сжатия металлической или неметаллической прокладки между ниппелем и штуцером.

При больших диаметрах трубопроводов наибольшее распространение получили соединения дюритом и с помощью фланцев.

Во фланцевом соединении герметизация осуществляется путем постановки резиновых или металлических прокладок которые обжимаются с помощью болтов проходящих через фланцы или обжимные кольца.

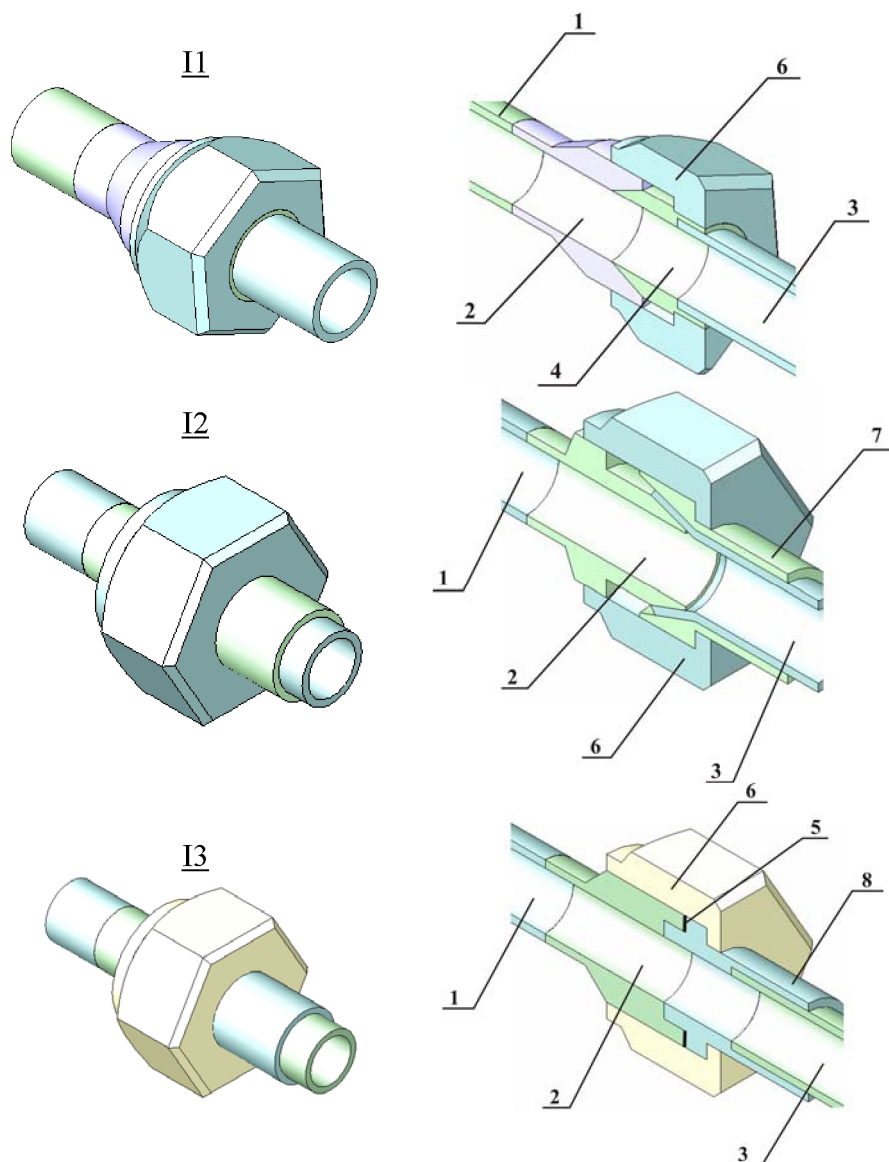


Рис. 44 – Стыки магистралей неподвижные, разъемные (см. на стр. 88):

- 1, 3, 12, 16, 17, 18, 22 – трубопровод; 2 – штуцер; 4, 7, 8 – ниппель;
5, 9, 13 – прокладка; 6 – накидная гайка; 10, 14 – крепеж; 11 – фланец;
15 – кольцо; 19 – хомут; 20 – винт; 21 – дюрит

I4

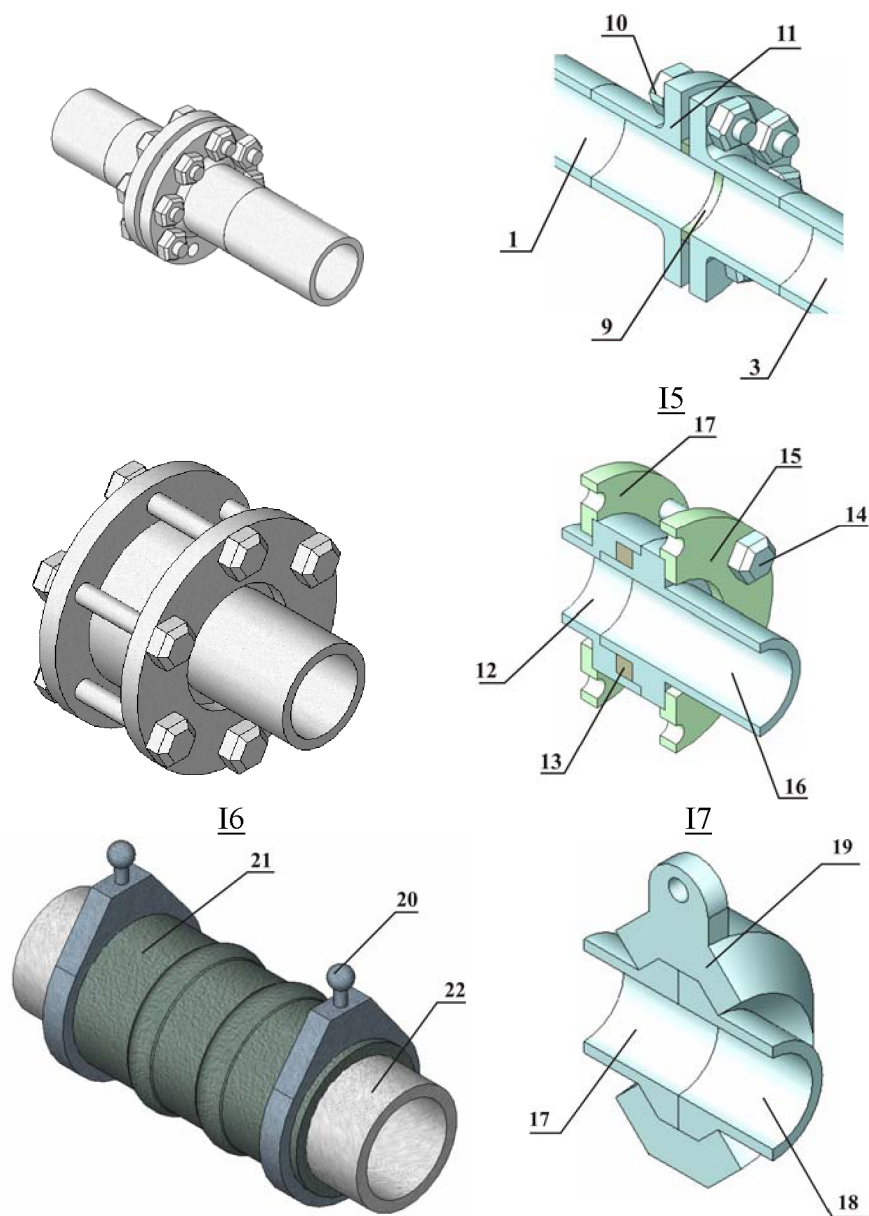


Рис. 44 – Стыки магистралей неподвижные, разъемные (Окончание)

2.38 Стыки магистральные подвижные

Для подачи топлива в агрегаты, имеющие перемещение один относительно другого, и для компенсации различного рода перемещений (тепловые, деформации от нагружения и т.п.) применяют подвижные устройства (гибкие шланги, сильфоны и т.п.).

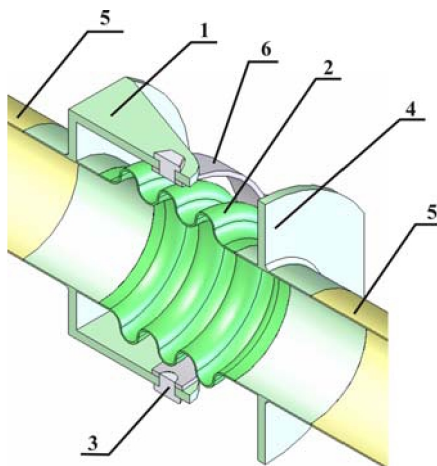
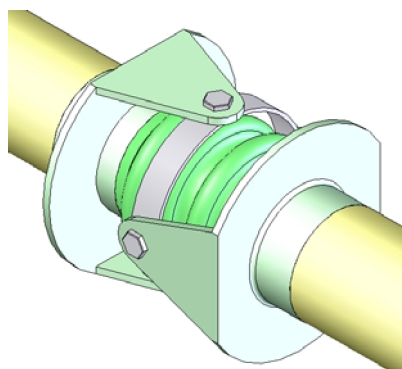
Карданное соединение позволяет поворачивать вилки *1* и *4*, которые являются продолжением трубопроводов *5*. Кольцо *6* обеспечивает поворот вилок относительно двух пересекающихся осей. Герметизация обеспечивается сильфоном *2*, для которого такая деформация допустима.

Другая конструкция с сильфоном *17* и кольцами *18* также позволяет втулкам *15* и *19* поворачиваться относительно двух осей. Эта конструкция применима для качающегося заборника, отслеживающего положение уровня жидкости при появлении боковых перегрузок.

Сильфон *12* позволяет компенсировать линейные перемещения трубопроводов *13* и *7*, а стакан *14* не допускает поворота и сдвига плоскостей крепления сильфона и уменьшает гидравлическое сопротивление стыка.

Гибкие шланги низкого давления имеют заделку резиновой трубки *22* с помощью обжатия стакана *21*. Шланг высокого давления может иметь в трубке усиливающую оплетку или иметь в оплетке *25* гибкий сильфонный рукав *26*.

II



II

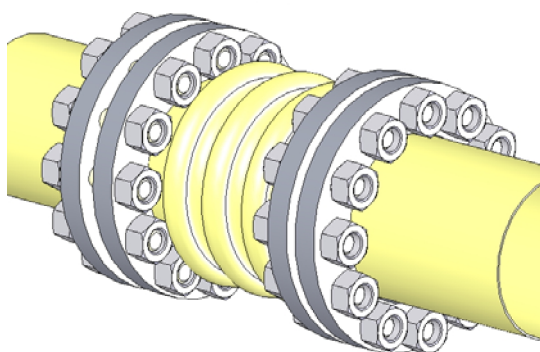


Рис. 45 – Стыки магистральные подвижные (см. на стр. 91):
 1 – вилка; 2 – сильфон; 3 – болт; 4 – вилка; 5 – трубопровод; 6 –
 кольцо;
 7 – трубопровод; 8 – прокладка; 9,10 – кольца; 11 – крепеж; 12 –
 сильфон;
 13 – трубопровод; 14 – стакан; 15 – заканцовка; 16 – крестовина;
 17 – сильфон; 18,19 – кольца; 20 – гайка; 21 – стакан;
 22 – резиновый шланг; 23, 24 – ниппели; 25 – оплетка;
 26 – сильфонный рукав

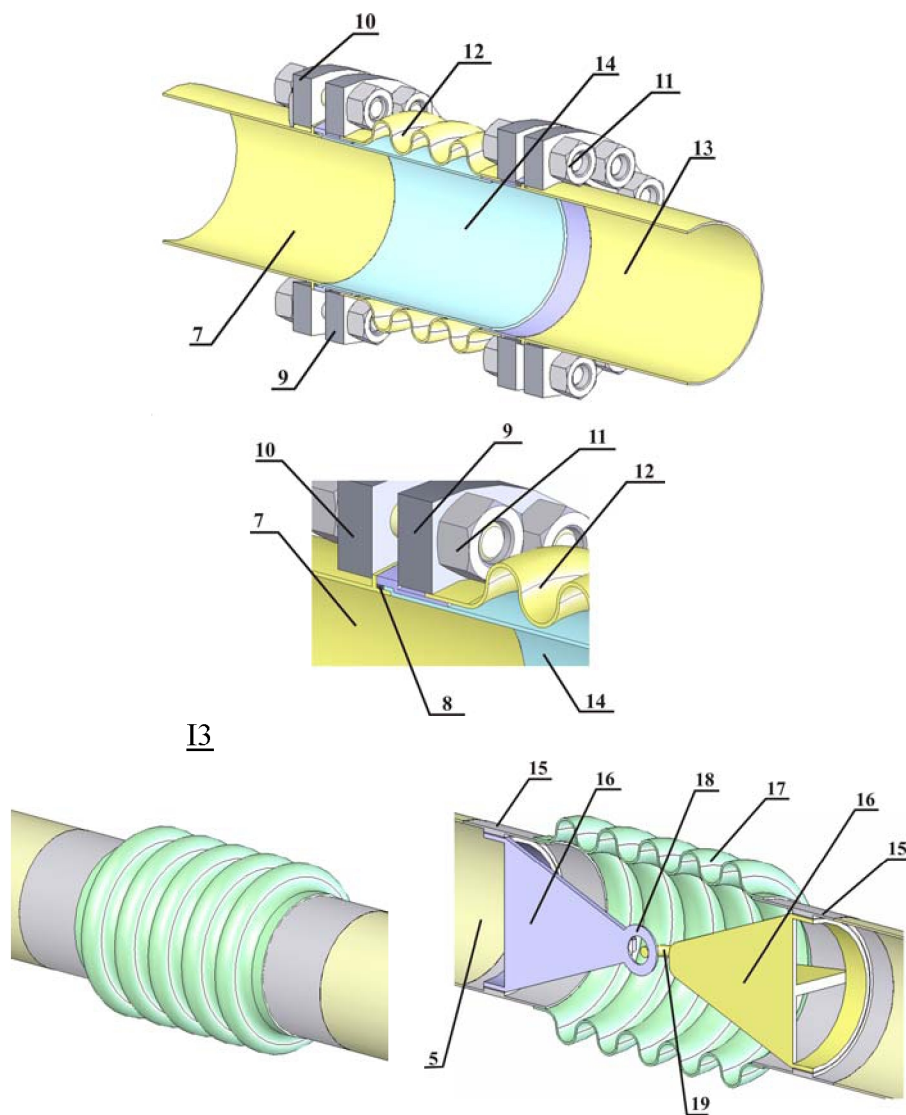


Рис. 45 – Стыки магистральные подвижные (см. на стр. 92)

1)

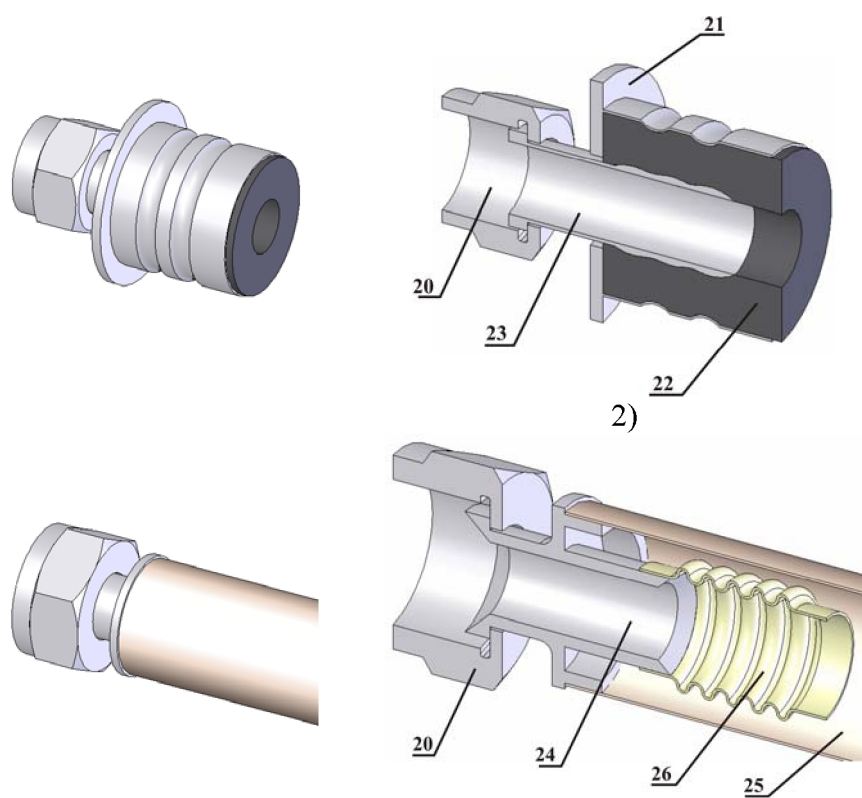


Рис. 45 – Стыки магистральные подвижные (Окончание)

3. СИСТЕМЫ ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ

3.1 Принцип действия, структурная схема системы и ее блочный состав

Система опорожнения баков предназначена обеспечить заданное соотношение горючего и окислителя (компонентов топлива) и одновременное опорожнение баков к моменту окончания работы двигателей летательного аппарата.

Систему можно рассматривать как

а) регулятор соотношения мгновенных объемных расходов компонентов (K_v), который поддерживается в определенном допустимом интервале.

б) если на некотором участке работы изделия происходит накопление одного из компонентов, то регулятор соотношения перестраивается на новое значение поддерживаемого K_v , при котором накопленное по уровням рассогласование снимается.

Такая система обеспечивает в конечном счете одновременное опорожнение баков при ограниченных допустимых отклонениях K_v .

Принципиальная схема системы опорожнения баков приведена на рис. Измерение мгновенных объемных расходов производится датчиками расхода непрерывно. Контроль за опорожнением компонентов осуществляется датчиками уровня дискретно. Сигналы датчиков уровня подвергаются предварительному преобразованию специальным усилительно - преобразовательным устройством УП-1, где происходит формирование так называемой "временной команды рассогласования", которая поступает в счетно – решающее устройство УП –2 для усиления и преобразования сигналов датчиков (мгновенных расходов и датчиков уровней) в командные сигналы, управляющие исполнительным механизмом (привод дросселя), который перемещает заслонку дросселя. Датчики мгновенных расходов представляют собой участок трубопровода с чувствительным элементом - винтовой вертушкой, ось которой совпадает с направлением движения потока. Поток приводит во вращение вертушку, угловая скорость которой пропорциональна скорости движения жидкости в трубопроводе. Обороты вертушки посредством магнитоиндукционной системы преобразуются в электрический сигнал, частота которого пропорциональна замеряемому расходу. Номинальные расходы компонентов соответствуют частотам $f_{o \text{ ном}} = 860$ Гц, $f_{г \text{ ном}} = 700$ Гц. Сигналы датчиков мгновенных расходов подаются на вход усилителя-преобразователя УП -2, где смешиваются во входном каскаде. Полученный в результате сигнал с разностной частотой усиливается и преобразовывается. На выходе усилителя включены командные реле, управляющие работой привода дросселя. При увеличении расхода окислителя (а следовательно, f_o и разности $f_o - f_g$) подается команда на закрытие дросселя, который находится в магистрали окислителя (см. рис. 4.1). При уменьшении расхода окислителя (или увеличении расхода горючего) разностная частота уменьшается и подается команда на открытие дросселя.

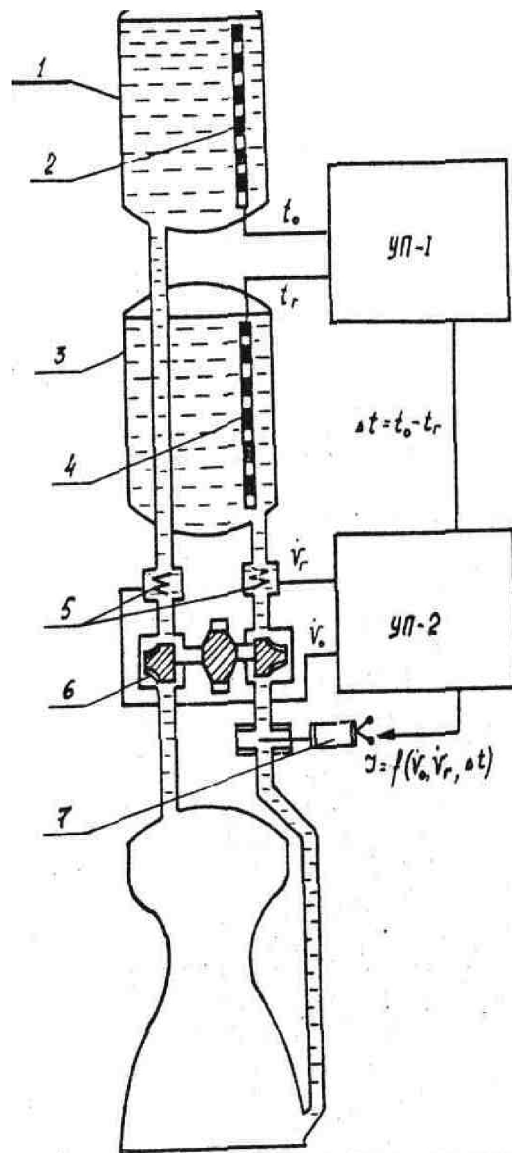


Рис. 3.1 Система опорожнения баков. 1-бак окислителя. 2- датчик уровня. 3- бак горючего. 4- датчик уровня. 5- датчик мгновенных расходов. 6- турбонасосный агрегат. 7- привод дросселя

Исполнительный механизм (ПД) имеет двигатель постоянного тока, вращающийся с постоянной скоростью. Выходной вал привода соединяется с валом двигателя через дифференциал с помощью электромагнитных муфт РМ1 (закрытие) и РМ2 (открытие). Тормозная муфта служит для торможения вала при отсутствии команд. Так работает канал регулирования соотношения объемных расходов.

Положение уровней окислителя и горючего дискретно контролируется емкостными датчиками уровня, которые представляют собой систему конденсаторов, расположенных в специальной трубе на определенных расстояниях по высоте бака. Общее количество точек, в которых помещены конденсаторы, зависит от объема баков и возмущений в процессе полета. Конденсаторы (датчики уровня) объединены в две электрически независимые группы по принципу: четные номера в одной группе, а нечетные - в другой группе, согласно рис. 4.2. Это деление принято для дублирования работы уровнемерного канала. Каждая группа датчиков представляет собой два плеча емкостного моста, включенных согласно рис. 4.3. Одно плечо находится в баке окислителя (Со), другое - в баке горючего (Сг). Два оставшихся плеча находятся в приборе УП – 1.

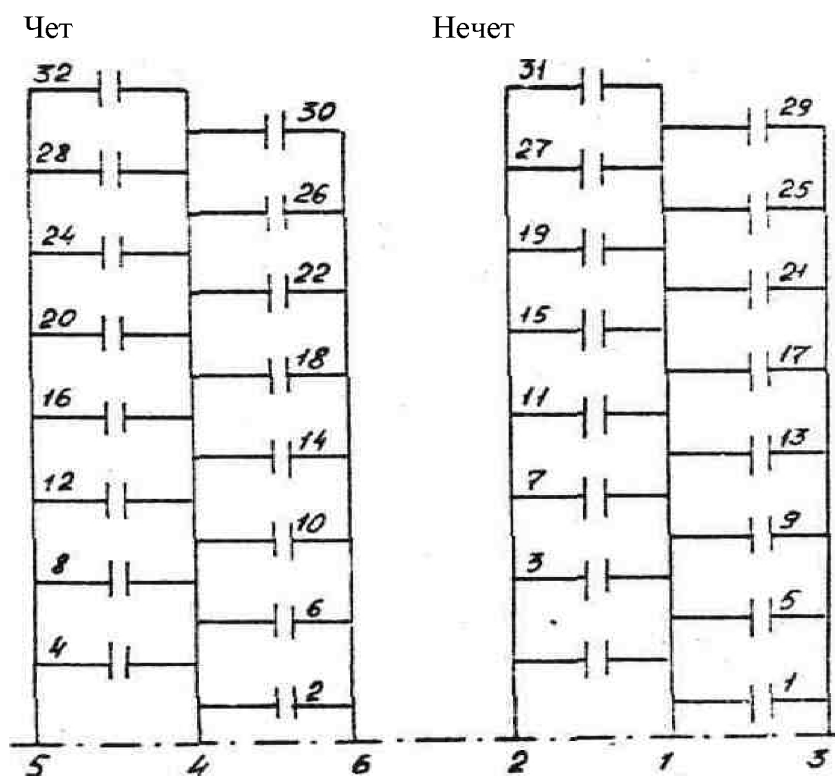


Рис. 3.2. Схема датчика уровня

С уменьшением уровня топлива в баках конденсаторы постепенно оказываются в газозоудной смеси, в результате чего уменьшается их емкость. Уменьшение емкости вычисляется по формуле

$\Delta C = C_{\text{сух}}(\varepsilon - 1)$, где $C_{\text{сух}}$ - емкость "сухого" датчика; ε - диэлектрическая постоянная компонента.

Датчики - конденсаторы выполнены в виде пластин из бронзы. Пластины имеют строго определенные геометрические формы, располагаются в пакете на определенных расстояниях друг от друга и соединяются между собой в две группы четырьмя латунными стержнями пайкой. Весь пакет со стержнями закрепляется в двух колодках из пресс-материала. Для увеличения жесткости концы пластин каждой группы соединяются бронзовой проволокой и пайкой.

После сборки и пайки конденсаторы покрываются винифлексовым лаком. Труба датчиков изготовлена из анодированного дюралюминия. В местах, определяемых положением датчика, фрезеруются пазы, через которые конденсаторы вставляются внутрь трубы. Снаружи трубы у каждого датчика распаиваются проводники - выводы конденсаторов и соединительные провода.

В нижней части трубы имеется фланец для крепления к нижнему днищу бака и патрубки успокоительной системы. Соединение датчиков в общую схему производится проводом, который ведется по наружной поверхности трубы и закрывается по всей длине датчика крышкой. Концы кабелей с датчика выводятся наружу через гермовывод.

При уменьшении емкости датчика возникает либо разбаланс емкостного моста, либо его баланс. Каждый скачок емкости фиксируется прибором УП-1 как электрический сигнал, который усиливается и преобразовывается. В приборе, как и в датчике, имеются два одинаковых канала: четный и нечетный. Выходные реле прибора комбинацией своих контактов формируют сигнал временного рассогласования уровней $\Delta t_{\text{ог}}$ или $\Delta t_{\text{зг}}$, который соответствует разности уровней окислителя и горючего в момент прохождения

одноименных "точек" датчиков уровня. В случае более интенсивного расхода одного из компонентов топлива (горючего или окислителя) произойдет разбаланс емкостного моста и в приборе УП-1 сформируется сигнал рассогласования Δt . Этот сигнал поступает в блок коррекции прибора УП-2, который вносит пропорционально времени рассогласования Δt определенную по величине и знаку коррекцию в настройку регулятора соотношения расходов. Сигнал с блока коррекции поступает в суммирующий блок, в котором складывается с сигналом расходомерного канала. Результирующая команда поступает на привод дросселя.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авдонин, А.С. Расчет на прочность ЛА / А.С. Авдонин, В.К. Фигуровский. - М.: Машиностроение, 1985. - 439 с.
2. Алексеев, Н.А. Расчет и конструирование деталей и узлов авиационных механизмов / Н.А. Алексеев. - М.: МАИ, 1987. - 70 с.
3. Ананьев, И.В. Динамика конструкций ЛА / [И.В. Ананьев и др.]. - М.: Машиностроение, 1972. - 415 с.
4. Андреев, И.И. Ракеты многократного использования / И.И. Андреев. - М.: Воениздат, 1975. - 215 с.
5. Балабух, Л.И. Строительная механика ракет / [Л.И. Балабух и др.]. - М.: Высшая школа, 1984. - 391 с.
6. Беспилотные ЛА / под ред. Л.С. Чернобровкина. - М.: Машиностроение, 1967. - 439с.
7. Бессерер, К.У. Инженерный справочник по управляемым снарядам / К.У. Бессерер. - М.: Воениздат, 1962. - 624 с.
8. Гиммельфарб, А.Л. Основы конструирования в самолетостроении / А.Л. Гиммельфарб. - М.: Машиностроение, 1980. - 367 с.
9. Глушко, В.Я. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР / В.Я. Глушко. - М.: Машиностроение, 1987. - 302 с.
10. Голубев, И.С. Проектирование конструкций ЛА / И.С. Голубев, Л.В. Самарин. - М.: Машиностроение, 1991. - 511 с.
11. Голубев, И.С. Конструкция ЛА / И.С. Голубев. - М.: МАИ, 1964. - 223 с.
12. Далин, В.И. Проектирование элементов конструкций самолетов и вертолетов / В.И. Далин. - М.: Оборонгиз, 1962. - 78 с.
13. Дудченя, А.И. Учебное пособие по проектированию и расчету тонкостенных конструкций из композиционных материалов / А.И. Дудченко. - М.: МАИ, 1985. - 34 с.
14. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции / А.И. Ендгур. - М.: Машиностроение, 1986. - 199 с.
15. Инженерные методы проектирований конструкций корпусов ЛА и их отсеков / под ред. И.С. Голубева. - М.: МАИ, 1987. - 80 с.
16. Келдыш, М. В. Ракетная техника и космонавтика / М.В. Келдыш. - М.: Наука, 1988. - 493 с.
17. Кобелев, В.И. Расчет трехслойных конструкций: справочник / [В.И. Кобелев и др.]. - М.: Машиностроение, 1984. - 304 с.
18. Колесников, К.С. Динамика разделения ступеней ЛА / К.С. Колесников. - М.: Машиностроение, 1977. - 224 с.
19. Конструкция ЛА / [В.Л. Вельский и др.]. - М.: Оборонгиз, 1963. - 709 с.
20. Конструкция управляемых баллистических ракет / под ред. А.М. Симонова. - М.: Воениздат, 1969. - 444 с.
21. Королев, С.П. Творческое наследие акад. С.П. Королева / С.П. Королев. - М.: Наука, 1980. - 519 с.
22. Космонавтика в СССР (фотоальбом). - М.: Машиностроение, 1986. - 496 с.

23. Кудрявцев, Г.С. Элементы конструкции основных частей ЛА / Г.С. Кудрявцев. – Л.: ЛЭТИ, 1977. – 52 с.
24. Куренков, В. И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: учеб. пособие / В.И.Куренков, Л.П.Юмашев; под ред. чл.-кор. РАН Д. И. Козлова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2005. – 240 с.
25. Куренков В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учеб. пособие / В.И.Куренков: под ред. д-ра техн. наук, проф. А.Н. Кирилина – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 457с.
26. Леонов, В.И. Расчет баков ЛА на прочность и устойчивость / В.И. Леонов. - Куйбышев: КуАИ, 1990. - 72 с.
27. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций / В.Т. Лизин, В.Л. Пяткин. - М.: Машиностроение, 1976. - 408 с.
28. Морозов, К.В. Ракеты-носители КА / К.В. Морозов. - М.: Машиностроение, 1975. - 118 с.
29. Москаленко, Г.М. Инженерные методы проектирования в ракетодинамике / Г.М. Москаленко. - М.: Машиностроение, 1974. - 392 с.
30. Назаров, Э.М. Соединения, применяемые в самолетостроении / Э.М. Назаров. - Ташкент: ТашПИ, 1985. - 75 с.
31. Основы конструирования ракет-носителей КА / под ред. В.П. Мишина. - М.: Машиностроение, 1991. - 415 с.
32. Основы проектирования и изготовления конструкций ЛА из композиционных материалов / под ред. В.В. Васильева. М.: ГМАИ, 1985. - 218 с.
33. Мишин, В.Я. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / [В.Я. Мишин и др.]. - М.: Машиностроение, 1985. - 360 с.
34. Основы расчета и конструирования деталей и механизмов ЛА / под ред. В.Н. Кестельмана. - М.: Машиностроение, 1989. - 454 с.
35. Панин, В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем / В.Ф. Панин. - М.: Машиностроение, 1982. - 153 с.
36. Пенцак, И.А. Теория полета и конструкция баллистических ракет / И.А. Пенцак. - М.: Машиностроение, 1974. - 344 с.
37. Гайчук, В.Я. Проектирование соединений элементов конструкций ЛА / [В.Е. Гайчук и др.]. - Харьков: ХАИ, 1983. - 103 с.
38. Прочность ракетных конструкций / под ред. В.И. Моссаковского. - М.: Высшая школа, 1990. - 358 с.
39. Ракеты-носители / под общ. ред. С.О. Осипова. М.: Воениздат, 1981. - 315 с.
40. Слюдинов, М.И. Проектирование деталей, узлов, приводов и механизмов ЛА / М.И. Слюдинов. - М.: Машиностроение, 1967. - 391 с.
41. Федотов, М.Н. Проектирование элементов авиационных конструкций / [М.Н. Федотов и др.]. - Харьков, 1987. - 85 с.
42. Феодосьев, В.И. Введение в ракетную технику / В.И. Феодосьев, Т.Е. Синярев. - М.: Оборонгиз, 1960. - 506 с.

43. Феодосьев, В.И. Основы техники Ракетного полета / В.И. Феодосьев.- М.: Наука, 1981. - 494 с.
44. Хертель, Г. Тонкостенные конструкции / Г. Хертель. - М.: Машиностроение, 1965. - 527 с.
45. Шклярчук, Ф.Я. Динамика конструкции ЛА / Ф.Я. Шклярчук. - М.: МАИ, 1983. - 79 с.