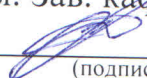


Министерство науки и высшего образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра: стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика

УТВЕРЖДАЮ

Зам. Зав. кафедрой


(подпись) В. В. Соловьев

« 14 » мая 2020г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Маслова Ильи Олеговича.

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование пневмогидравлической системы первой ступени ракеты – носителя среднего класса и процесс пневмоиспытаний на техническом комплексе космодрома.

(Утверждена приказом от 14.04.20 №711-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы: 18.07.2020

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: суммарная тяга двигательной установки ≈ 600 т, компоненты топлива первой ступени: окислитель – жидкий кислород, горючее – керосин, время работы двигателя 150 сек.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: Описание конструкции; Технологическая часть: Технологический процесс проведения испытания на герметичность. Безопасность жизнедеятельности: меры безопасности при проведении пневмоиспытаний ПГС ДУ. Расчет на прочность. Экономическая часть. Расчет стоимости разработки ПГС. Специальная часть.

5. Перечень материалов приложения: цель и задачи дипломной работы, общий вид, пневмогидравлическая система, главный клапан окислителя, главный клапан горючего, схема для проведения испытания на герметичность, автоклавное прессование, график зависимости удельного импульса от добавления водорода, график зависимости молекулярной массы от добавления водорода.

6. Консультант по выпускной квалификационной работе: Насуленко Константин Анатольевич.

7. Дата выдачи задания: 20.04.2020

Руководитель выпускной квалификационной работы: Козырь Аркадий Валентинович, канд. техн. наук, доцент.

Задание принял к исполнению (дата): 20.04.2020


(подпись студента)

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 81 с., 9 рисунков, 4 таблицы, 11 источников.

ГОРЮЧЕЕ, ОКИСЛИТЕЛЬ, ДРЕНАЖНЫЙ КЛАПАН, ДРЕНАЖНО–ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЙ КЛАПАН, КОМПОНЕНТЫ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА, КАМЕРА СГОРАНИЯ, КЛАПАН–ТРОЙНИК, ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ, ЛЕКГОВОСПЛАМЕНЯЕМАЯ ЖИДКОСТЬ, ОТДЕЛ ТЕХНИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ, ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ, ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА, ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМАЯ КОНЦЕНТРАЦИЯ, РАКЕТА–НОСИТЕЛЬ, СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Объектом исследования является космодром «Восточный» Дальневосточного района Амурской области.

В предстоящей работе будет подробно разобрана схема пневмогидравлической системы первой ступени ракета–носителя и полная подготовка изделия к пуску и работа двигательной установки, ее пневмогидравлические испытания на герметичность, расчет на прочность всех узлов ПГС и установка для создания композитных материалов, входящих в его создание, посчитанная экономическая часть с выявлением минимальной стоимости в разработки отдельных сборочных конструкций.

В специальной части целью является способ увеличения удельного импульса при добавлении водорода в топливную систему керосин + кислород.

СОДЕРЖАНИЕ

1	Описание схемы ПГС	9
1.1	Общие сведения о пневмогидравлических системах.	9
1.2	Описание схемы ПГС	13
1.3	Основные требования, предъявляемые к ПГС	17
1.4	Агрегаты и узлы пневмогидравлической системы подачи ЖРДУ	18
1.5	Пневмогидравлическая система двигательной установки	20
1.6	Бак окислителя	22
1.7	Бак горючего	22
1.8	Подготовка изделия к пуску	23
1.8.1	Подготовка изделия к заправке	23
1.8.2	Заправка изделия топливом	23
1.8.3	Предстартовый наддув баков	24
1.8.4	Пуск	24
1.8.5	Работа двигательной установки в полете	26
1.8.6	Выключение двигательной установки	26
1.9	Работа главных клапанов	27
1.9.1	Работа главного клапана окислителя	27
1.9.2	Работа главного клапана горючего	28
2	Технологическая часть	30
2.1	Технология проведения испытания на герметичность	30
2.1.1	Общие сведения	30
2.1.2	Классификация основных методов контроля герметичности	32
2.1.2.1	Манометрический метод	32
2.1.2.2	Масс – спектрометрический метод	33
2.1.3	Технология проведения испытания на герметичность методом	
	щупа	37
3	Расчет на прочность	43

3.1 Общие сведения	42
3.2 Выбор материала	42
3.3 Расчёт на прочность баков	43
3.3.1 Расчёт на прочность бака окислителя	45
3.3.2 Определение фиктивной толщины обечайки в продольном сечении	47
3.4 Расчет на прочность трубопровода подачи окислителя	50
3.5 Расчет на прочность сильфона	52
4. Безопасность жизнедеятельности при проведении испытаний	55
4.1 Общие сведения	54
4.2 Общие положения	54
4.3 Исходные данные для назначения пневматических испытаний	55
4.5 Требования к проектированию, организации и проведению пневматических испытаний	58
4.5.1 Требования к проектированию процесса испытаний	59
4.5.2 Требования к организации и проведению испытаний	60
4.5.3 Требования к системам управления и контроля технологических процессов испытаний	63
4.6 Требования к персоналу, допускаемому к проведению испытаний	63
4.7 Проверочный расчет сосуда высокого давления	64
5 Экономический расчет	68
5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС в линейной постановке	67
5.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС в нелинейной постановке	68
5.2.1 Стоимость корпуса ракетного блока, включающего топливный и двигательный отсеки (без двигателей)	70
5.2.2 Стоимость маршевой двигательной установки $C_{дум}$ у.е.	70
5.2.3 Стоимость системы управления $C_{су}$ у.е.	70
5.2.4 Стоимость прочих элементов и систем ракетного блока $C_{пр}$ у.е.	71
5.3 Минимальная стоимость пуска	70

5.3.1	Определение стоимости разработки двигательных установок	72
5.3.2	Определение стоимости разработки системы управления	73
5.3.3	Определение стоимости разработки конструкции корпуса	73
5.3.4	Определение стоимости разработки прочих систем и элементов ступени	73
5.3.5	Определение стоимости заправляемого топлива	74
5.3.6	Определение стоимости разработки ПГС	74
5.3.7	Определение минимальной стоимости разработки ПГС первой ступени W_6 у.е.	74
6	Специальная часть	76
6.1	Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей.	
	Общие понятия.	75
6.2	Критерии оценки эффективности топлива.	76
6.3	Анализ результатов термодинамических расчетов.	78
	Заключение	80
	Библиографический список	81

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

«Г» – горючее;

«О» – окислитель;

ДК – дренажный клапан;

ЛВЖ – легко воспламеняющаяся жидкость;

НИИ – научно-исследовательский институт;

ОТК – отдел технического контроля;

ДУ – двигательная установка;

ПГ – полезный груз;

ПГС – пневмогидравлическая система;

ПДК – предельно допустимая концентрация;

ПН – полезная нагрузка;

ППИ – пульт пневматический испытательный;

ПРМ – пневматическое реле мембранное;

РД – ракетный двигатель;

РКС – рулевая камера сгорания;

РН – ракета-носитель;

СУ – система управления;

ТНА – турбонасосный агрегат;

ТНВ – турбина насоса водорода;

ТНО – турбина насоса окислителя;

УД – управляющее давление;

ЭПК – электро-пневмоклапан.

ВВЕДЕНИЕ

Пневмогидравлическая система (ПГС), обеспечивающая заправку ЛА основными компонентами топлива, хранение запаса компонентов топлива и рабочих тел ПГС и автоматики является важнейшим элементом летательных аппаратов, которые оснащены жидкостными ракетными двигательными установками (ЖРДУ), причем без изменения химических и физических свойств в диапазоне параметров, а именно:

- предстартовый и основной наддув топливных баков;
- подачу компонентов топлива в камеру сгорания с определенными параметрами на протяжении всего времени работы ДУ.

Предъявляют различные требования по величине тяги, продолжительности и условия работы в зависимости от назначения ЖРД. Как следствие это приводит к большому разнообразию схем ДУ и способов подачи топлива в КС.

Система подачи топлива, которая характеризует ДУ в целом, является одним из важнейших элементов.

1 ОПИСАНИЕ СХЕМЫ ПГС

1.1 Общие сведения о пневмогидравлических системах

Реактивный аппарат, использующий для работы только вещества или источники энергии, имеющиеся в запасе на самом аппарате, должен иметь двигатель, который принято называть ракетным двигателем (РД), независимо от назначения перемещаемого аппарата (25). Такой аппарат может быть летательным (в воздушном или космическом пространстве), наземным, надводным (подводным).

Аппарат, использующий ракетные двигатели и способный доставлять объект в заданную точку космического пространства с заданной скоростью, называют ракетой–носителем (РН). Аппарат, летающий в космическом пространстве по орбите и имеющий средства для изменения орбиты полета, принято называть космическим аппаратом (КА).

В дальнейшем будут рассматриваться только летательные аппараты с ракетными двигателями и работающие только на жидком ракетном топливе (ЖРТ), т. е. аппараты с жидкостными ракетными двигателями. Силовую установку такого аппарата называют жидкостной ракетной двигательной установкой. Так как рабочей средой жидкостной ракетной двигательной установки являются жидкости и газы (жидкие компоненты топлива, газообразные продукты сгорания, жидкие и газообразные продукты наддува баков, газы пневмоуправления и т. д.), то в ЖРДУ можно выделить пневмогидравлическую часть. Под пневмогидравлической системой понимают совокупность пневмо–гидравлических устройств жидкостных ракетных двигательных установок, состоящих из пневмогидравлической системы одного или нескольких жидкостных ракетных двигателей, топливных баков, расходных магистралей и вспомогательных систем, обеспечивающих заправку баков компонентами топлива и зарядку аккумуляторов давления, предпусковой и главный наддувы баков, непрерывное поступление топлива с задан-

ными параметрами в камеры сгорания двигательных установок во время их работы, а также работу агрегатов автоматики и регулирования в соответствии с циклограммой работы и программой полета.

Иногда из ПГС ЖРДУ выделяют пневмогидравлическую систему подачи (ПГСП ЖРДУ), в которую не входит пневмогидравлическая часть собственно двигателя, и которая обеспечивает все выше перечисленные операции и подачу топлива на вход в жидкостные ракетные двигатели с заданными параметрами. Необходимо отметить, что понятие входа в двигатель является условным, зависящим от комплектации (состава) двигателя, особенностей его компоновки на аппарате, условий его стендовой отработки и определяется обычно договоренностью между разработчиками аппарата и двигателя.

Комплектация двигателя существенно зависит от назначения аппарата (ракета-носитель, космический аппарат и т. д.) и задач, выполняемых двигательной установкой. Так, ЖРД, предназначенные для установки на ракеты-носители, имеют узкий круг задач, связанный в основном с разгоном и стабилизацией ракеты на активном участке полета. Здесь наиболее часто применяются двигатели с однократным запуском в полете с насосной подачей компонентов топлива, в состав которых входят турбонасосный агрегат (ТНА), газогенераторы (ГГ) привода ТНА и наддува топливных баков, камеры сгорания двигателя, регуляторы расхода и давления, различные пневмогидравлические или пиротехнические клапаны, служащие для осуществления различных операций при пуске или остановке двигателя. Одним из характерных элементов комплектации ЖРД, предназначенных для установки на ракеты-носители, является наличие в них устройств для изменения направления вектора тяги двигателя. Комплектации двигателей для космического аппарата могут существенно отличаться друг от друга. От того, служит ли двигатель задачам обеспечения маневрирования аппарата в космическом пространстве или только его стабилизации и ориентации, меняется не только структурная схема двигателя и конструкции его агрегатов, но и режимы его работы. Как правило, на космических аппаратах применяются двигатели

многократного запуска в полете как с насосной, так и с вытеснительной системами подачи топлива.

В дальнейшем под параметрами на входе в двигатель (давление, температура, расход, сплошность и т. п.) будем понимать параметры, замеренные в местах подсоединения двигателя к ПГСП.

Современные ракеты-носители и космические аппараты проектируются в многоблочных вариантах. Каждый блок предназначен для выполнения определенной задачи на заданном активном участке траектории полета и поэтому имеет свою автономную двигательную установку. В литературе часто смешиваются понятия блока и ступени. Обозначение ракетных блоков и ступеней показано на рисунке 1.1.

Ракетный блок – это часть многоступенчатой ракеты, обеспечивающая движение полезной нагрузки и последующих ракетных блоков на заданной части активного участка траектории и отделяемая в конце ее. Под ступенью ракеты понимают часть многоступенчатой ракеты, про. должную активный полет по траектории после отделения предыдущего ракетного блока.

Структура ПГС ЖРДУ и конструкция входящих в нее элементов существенно зависят не только от назначения аппарата в целом или его отдельного блока, но от рода топлива, вида старта, видов системы подачи топлива и бортового наддува, длительности эксплуатации в заправленном состоянии и т. и. Это многообразие признаков создает чрезвычайные трудности для классификации пневмогидравлических систем ЖРДУ.

Очевидно, что для изучения проблем, связанных с созданием ПГС ЖРДУ, необходимо прежде всего иметь четкое представление не только о функциональном составе и назначения систем, входящих в нее, но и об основных требованиях, предъявляемых к этим системам, об определении основных элементов и параметров, употребляемых при проектировании ПГС.

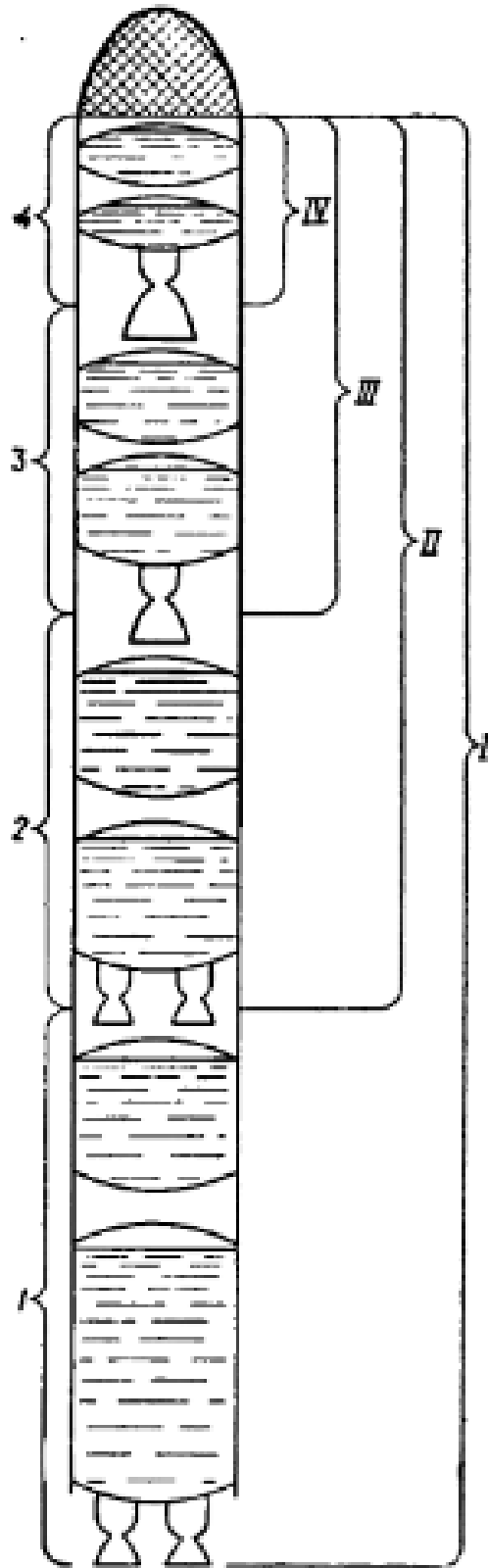


Рисунок 1.1 – Наименование ракетных блоков и ступеней: 1, 2, 3, 4 – первый, второй, третий, четвертый – ракетные блоки; I, II, III, IV – первая, вторая, третья, четвертая ступени.

1.2 Описание схемы ПГС

Пневмогидравлическая система – совокупность пневмогидравлических устройств жидкостных ракетных двигателей, состоящих из пневмогидравлических систем одного или нескольких жидкостных ракетных двигателей, топливных баков, расходных магистралей, вспомогательных устройств и систем, обеспечивающих заправку ТБ компонентами топлива (КТ), зарядку аккумуляторов давления, хранения рабочих продуктов без изменения их свойств в заданном диапазоне параметров, предпусковой и основной наддувы баков, непрерывную подачу КТ в КС ДУ, работу агрегатов автоматики и регулирования в соответствии с циклограммой работы и программой полёта.

ПГС включает в себя следующие комплексные системы:

- систему управления состоянием топлива;
- топливная система;
- систему ограничения давления;
- систему наддува;
- система заправки.

Система управления состоянием топлива – комплекс устройств, обеспечивающих требуемые параметры и характеристики компонентов топлива при эксплуатации пневмогидравлической системы.

Система управления контроля параметров и состоянием топлива может состоять из следующих подсистем:

а) терморегулирования – совокупности мероприятий и устройств, обеспечивающих поддержание заданных значений температур топлива в период эксплуатации;

б) контроля параметров рабочей среды (в баках) – совокупности устройств, обеспечивающих измерение характеристик рабочего тела в пневмогидравлической системе и выдачу соответствующих сигналов в системы регулирования жидкостных ракетных двигательных установок;

в) изменения агрегатного состояния топлива – совокупное устройств, обеспечивающих транспортировку компонентов топлива из различных агрегатных

состояний в жидкое с нужными характеристиками, необходимыми для нормальной работы двигателей.

Топливная система включает следующие подсистемы:

а) расходные магистрали - совокупность трубопроводов, узлов и агрегатов, обеспечивающих транспортировку компонентов топлива в ЖРД;

б) заборные устройства – совокупность внутри баковых устройств, обеспечивающих организованный забор компонентов из топливных емкостей с минимальными остатками не забора;

в) подсистемы управления положением топлива и разделения газовой и жидкой сред – совокупность устройств, обеспечивающих постоянную подачу (сплошность потока, жидкого топлива в жидкостный ракетный двигатель);

г) подсистемы перелива – совокупность устройств, обеспечивающих перекачку компонентов топлива из одной емкости в другую;

д) подсистемы демпфирования колебаний топлива – совокупность устройств и приспособлений, позволяющих уменьшить амплитуды колебаний топлива в баках и магистралях;

е) подсистемы подпитки – совокупность устройств, обеспечивающих питание жидкостных ракетных двигателей компонентами топлива из не бортовых емкостей.

Система заправки – комплекс устройств, обеспечивающих заправку, слив, зарядку и сброс с емкостей топливом и газом.

Система заправки может состоять из следующих подсистем:

а) заправки топливом – совокупности устройств, обеспечивающих насыщение газом, заправку, дозаправку, слив и повторную заправку топливом;

б) зарядки газом – совокупности устройств, обеспечивающих сброс газа и его зарядку;

в) дренажа – совокупности устройств, обеспечивающих дренаж емкостей при заправке.

Система наддува – комплекс устройств, обеспечивающих необходимые давления в топливных баках.

Система наддува может состоять из следующих подсистем:

а) предпускового наддува – совокупности устройств, обеспечивающих наддув (под наддув) топливных баков до выхода на режим системы основного наддува;

б) основного наддува – совокупность бортовых устройств, обеспечивающих наддув топливных баков при работающих двигателях. Система ограничения давления – комплекс устройств, предохраняющих ПГС от разрушения и разгерметизации в процессе эксплуатации.

Такая система может состоять из следующих подсистем:

а) обеспечения давления в топливных баках в требуемых пределах при хранении и транспортировке в не заправленном состоянии – совокупности устройств, обеспечивающих допустимый перепад давления между топливными баками и окружающей средой;

б) обеспечения давления в топливных баках в требуемых пределах при хранении в заправленном состоянии – совокупности устройств и мероприятий, обеспечивающих необходимый диапазон давления в топливных баках в процессе хранения в заправленном состоянии;

в) предохранения топливных баков при пуске и в полете – совокупности устройств, обеспечивающих ограничение давлений в баках при наддуве.

Вспомогательные системы:

а) продувки;

б) пневмоуправления агрегатами;

в) нейтрализации;

г) аварийного слива и т. п.

Состав ПГС, разбитый по функциональному назначению на системы и подсистемы, представлен на рисунке. 1.2.

В зависимости от назначения ракеты и от вида старта ПГС расположены на борту и вне борта:

- на земле (РН);
- на космическом корабле-носителе и т. д.

Вне борта располагаются в основном системы первых ракетных блоков (система подпитки топливом двигателей 1-го ракетного блока и т. п), а также системы заправки, дренажа и предпускового наддува всех ракетных блоков.

Вне бортовой системы до старта соединены с бортовыми системами герметичными соединениями, которые при старте расстыковываются либо соответствующим образом разделяются.

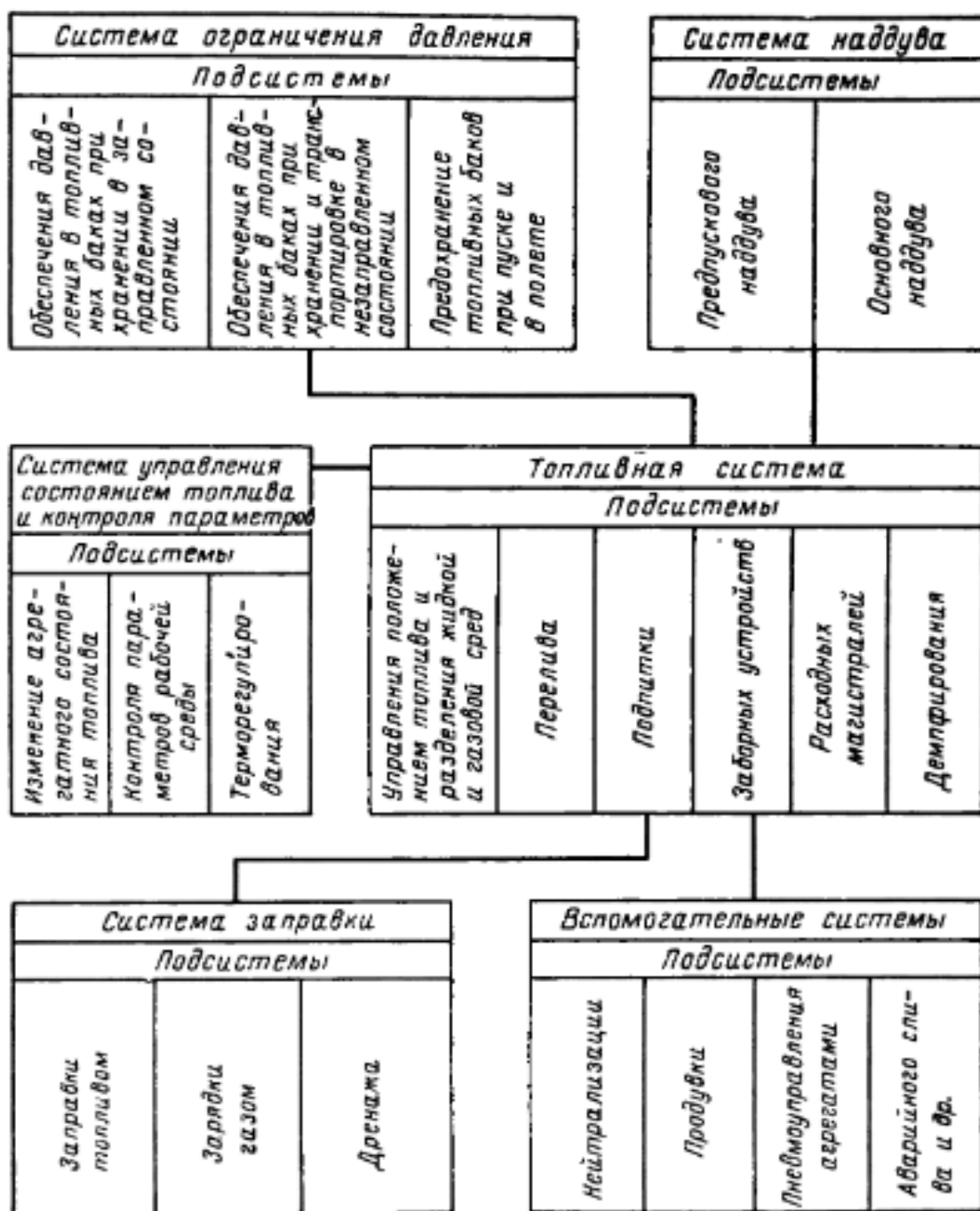


Рисунок 1.2 – Состав ПГС

1.3 Основные требования, предъявляемые к ПГС

Общие технические требования к ПГС обусловлены тактико-техническими, конструктивными и эксплуатационными признаками.

Пневмогидравлические системы должны удовлетворять следующим главным требованиям:

- иметь минимальную массу при обеспечении заданной надежности функционирования;
- размещение максимально возможного количества агрегатов и систем вне борта;
- иметь минимально необходимое количество разъемных соединений и обеспечивать требуемую герметичность;
- исключать случайный контакт компонентов топлива друг с другом;
- иметь достаточную прочность и минимальную стоимость при оптимальной массе;
- обладать необходимой коррозионной стойкостью и не вызывать изменения состава компонентов топлива;
- иметь минимально возможные гидравлические сопротивления при оптимальной массе;
- должны быть технологичны в изготовлении и при испытаниях на герметичность, функционирование и т. п.;
- состоять по возможности из недефицитных материалов, соответствовать действующим стандартам и нормам;
- обладать вибропрочностью и вибростойкостью при эксплуатации;
- иметь минимально возможное количество пневмо– и гидросвязей с внебортовыми системами, исключать возможность неправильного подключения к ним в процессе выполнения технологических операций (в том числе при сборке на заводе-изготовителе и при эксплуатации);

- должны обеспечивать максимально возможный полный слив компонентов топлива без остатка и возможность проведения нейтрализации и повторной заправки топливом;
- обеспечивать автоматические и дистанционные проверки различных подсистем на заводе – изготовителе и во время эксплуатации;
- предусматривать блокировки систем, исключающие возможность самопроизвольного запуска двигателей в процессе эксплуатации;
- обеспечивать максимальную автоматизацию управления в процессе подготовки и старта;
- обеспечивать минимально возможные сроки и материальные затраты на разработку и изготовление.

В зависимости от назначения ракеты-носителя и вида старта к ПГС ЖРДУ предъявляются специальные требования:

- минимально возможное время предстартовых операций;
- минимально необходимое количество операций контроля за состоянием ПГС во время хранения и эксплуатации;
- иметь резервирование наиболее ответственных узлов и агрегатов ПГС ракет-носителей и космических аппаратов;
- иметь возможность многократного включения двигателей и обеспечение работы ПГС космического аппарата в условиях невесомости и знакопеременных перегрузок.

1.4 Агрегаты и узлы пневмогидравлической системы подачи ЖРДУ

Таблица 1.1 – Агрегаты и узлы

Клапан предохранительный (ПК)	предназначен для ограничения давления в системе и срабатывающий от избыточного давления рабочего тела.
-------------------------------	--

Клапан дренажно – предохранительный (ДПК)	предохранительный клапан, снабжённый устройством, обеспечивающим принудительное открытие клапана с целью дренажа системы.
Клапан заправочно – сливной (ЗСК)	сообщает полости топливных систем изделия с всепортовыми системами.
Клапан дренажный	обеспечивает сброс газа, паров топлива или их смеси из ПГСП при его принудительном открытии.
Клапан заправочно – дренажный	сообщает полости пневмосистем ПГСП с внебортовыми системами зарядки и дренажа газов.
Клапан пусковой	обеспечивает соединение двух смежных пневмо- или гидромагистралей при подаче управляющего сигнала.
Клапан отсечной	обеспечивает перекрытие двух смежных пневмо или гидромагистралей при подаче управляющего сигнала.
Клапан сливной	предназначен для слива топлива. в устройство, обеспечивающее ввод газа наддува в газовый объем топливной емкости.
Газораспределитель	устройство, обеспечивающее снижение собственной частоты колебаний жидкого топлива в магистралях.
Демпфер	устройство, предназначенное для разъема трубопроводов с обеспечением герметичности разъединенных концов.

Устройство заборное (ЗУ)	устройство, предназначенное для компенсации изменения объема рабочего тела и элементов конструкции ПГСП.
Пневмогидроразъем	трубопровод, предназначенный для транспортировки топлива к ЖРД.
Компенсатор	устройство, изменяющее свое гидравлическое сопротивление с изменением давления рабочего тела, проходящего через это устройство.
Магистраль расходная	приспособление, содержащее мембрану, закрывающую гидравлическую или газовую магистраль
Автодроссель	имеет несколько режимов настройки и работающий в любом из них.

1.5 Пневмогидравлическая система двигательной установки

Пневмогидравлическая схема двигателя представляет собой совокупность всех агрегатов и систем двигателя, обеспечивающих его подготовку к запуску, запуск, работу на всех заданных режимах и выключение.

В ее состав входят следующие агрегаты и системы:

- четыре камеры;
- турбонасосный агрегат;
- система горючего;
- система газорегенерации.

Двигательная установка состоит из четырех одинаковых однокамерных двигателей. Поскольку двигатели одинаковы, описание производится для одного двигателя.

Двигатель оснащен камерой сгорания, подключенную по линиям питания горючим и окислительным газом к газогенератору и к турбонасосному агрегату. ТНА выполнен однороторным. Конструктивно турбонасосный агрегат состоит из двух основных составных частей: основного насоса горючего с пусковой паротурбиной и турбины с насосом окислителя. Каждая часть содержит свой вал, а именно вал основного насоса горючего, соединенные рессорой и вал насоса окислителя.

Со стороны подвода горючего к валу основного насоса горючего через шестеренчатый мультипликатор механически подсоединен дополнительный или дожимной насос горючего. Гидравлически вход дополнительного насоса подключен к выходу главного насоса горючего, а выход его через линию питания горючим, регулятор тяги подключен к двухкомпонентному газогенератору. Из главного насоса горючего через регулятор соотношения компонентов горючее поступает на рубашку охлаждения камеры сгорания. Внутренняя полость корпуса мультипликатора с расположенными внутри шестеренками гидравлически подключена ко входу главного насоса горючего. Выход насоса окислителя через регулятор кажущейся скорости подключен к газогенератору, а выход из газогенератора - к верхушке камеры сгорания.

В процессе работы жидкостного ракетного двигателя и при его пуске весь расход окислителя подается из насоса на окислительный газогенератор. При пуске двигателя производится наддув бака и вытеснение из него горючего, давление которого прорывает мембраны пусковых ампул. В результате пусковое горючее из ампул и под действием давления, которое создает пусковой бак, поступает в газогенератор через открытый клапан и камеру сгорания через обратный клапан. Пусковое горючее, попадающее в газогенератор, воспламеняется с кислородом, также попадающим в газогенераторы за счет предпускового наддува баков ракеты и гидростатического напора в них. Горючее, пройдя по охлаждаемому тракту камер сгорания, через определенное время поступает в смесительные камеры сгорания. В течение этого времени задержки, в газогенераторах

успевают начаться процесс горения и вырабатываемый генераторный газ раскручивает турбину турбонасосного агрегата.

В двигателе задействованы прямоточные дифференциальные клапаны управления, автоматически срабатывающие при определенном перепаде давлений компонентов топлива.

Для уменьшения гидроударов и улучшения затухания колебаний давления во входных топливных магистралях двигателей при пуске использованы сильфонные демпферы с продольными гофрами. Для уменьшения ударных нагрузок, действующих на конструкцию ракеты при выключении двигателей, введена плавная остановка двигателей.

1.6 Бак окислителя

Корпус бака окислителя предназначен для размещения запаса окислителя (жидкого кислорода) и является силовым отсеком, воспринимающим внешние нагрузки, действующие на изделие.

На переднем днище имеется:

- фланец для установки указателя наполнения;
- дренажно-предохранительный клапан;
- пневматическое реле мембранное соединенное с баком через клапан тройник.

В баке установлен датчик уровня, а также шар баллоны для наддува бака.

На нижнем днище имеется:

- фланец для присоединения к баку магистрали окислителя;
- фланец для присоединения трубопровода подпитки окислителя;
- заборное устройство.

1.7 Бак горючего

Корпус бака горючего предназначен для размещения запаса горючего (керосин) и является силовым отсеком, воспринимающим внешние нагрузки, действующие на изделие.

На переднем днище имеется:

- фланец для установки указателя наполнения;
- дренажно-предохранительный клапан;
- пневматическое реле мембранное соединенное с баком через клапан тройник;

- в баке установлен датчик уровня.

На нижнем днище имеется:

- фланец для присоединения к баку магистрали горючего;
- заборное устройство.

По всей длине бака проходит тоннельная труба магистрали окислителя.

1.8 Подготовка изделия к пуску

1.8.1 Подготовка изделия к заправке

Перед заправкой ракеты производится выдача по трубке воздушной колодки сжатого воздуха давлением 200 атм. Бортовые баллоны заполняются воздухом. Сжатый воздух из бортовых баллонов через пневмоклапан поступает на редуктор давления, где воздух высокого давления редуцируется до давления 55 атм. Далее воздух от редуктора давления поступает через ЭПК на главный клапан окислителя. При подаче давления на главный клапан окислителя происходит его закрытие. Через ЭПК на главный клапан горючего. При подаче давления на главный клапан горючего происходит его закрытие. При замыкании контактов реле давления на пульт системы управления подаётся сигнал о закрытии главных клапанов окислителя и горючего.

Одновременно с выдачей давления, осуществляется выдача сжатого воздуха воздушной колодки давлением 47 атм. Воздух подаётся на открытие ДПК «Г», ДПК «О».

Изделие готово к проведению заправки.

1.8.2 Заправка изделия топливом

От пневмощитка управления заправкой подаётся сжатый воздух на открытие заправочных клапанов «О» и «Г». По IV трубке воздушной колодки на открытие клапана подпитки окислителем подаётся сжатый воздух.

По V трубке подаётся газообразный азот на обдув сильфона главного клапана окислителя.

Начинается заправка баков изделия компонентами ракетного топлива. При достижении заданного уровня компонента в баках по сигналу указателей «О» и «Г» заправка изделия прекращается. Подпитка окислителем осуществляется до момента пуска.

1.8.3 Предстартовый наддув баков

Прекращается выдача сжатого воздуха по III трубке воздушной колодки. Закрываются ДПК «Г», ДПК «О». По II трубке воздушной колодки производится выдача гелия на теплообменник откуда газообразный гелий подается на предстартовый наддув баков. При достижении заданного давления в баках «О» и «Г» пневматическое реле мембранное «О» и «Г» замыкается и прекращается предстартовый наддув баков.

Предварительный наддув баков произведён.

1.8.4 Пуск

Прекращается продувка сильфона главного клапана окислителя азотом по V трубке воздушной колодки. Подаётся напряжение на ЭПК, прекращается подача сжатого воздуха к главному клапану окислителя, происходит его открытие. Окислитель за счёт давления наддува и гидравлического давления столба жидкости поступает на насосы окислителя двигателей.

Подаётся напряжение на ЭПК, останавливается подача сжатого воздуха к основному клапану горючего, происходит его открытие. Горючие за счёт гидравлического давления столба жидкости и давления наддува поступает на насосы горючего двигателей.

Подаётся напряжение на запальники пиростартера ТНА двигателя. Происходит возгорание пиропашки и газ начинает поступать на пусковую пиротурбину. Вращаясь, пиротурбина производит вращение крыльчаток насоса окислителя и насоса горючего. Окислитель в полном объёме начинает поступать в газогенератор, где, смешиваясь с пусковым горючим загорается. И часть горючего,

отобранного от основного насоса горючего поступает на двухкомпонентный газогенератор. Образовавшийся в результате сгорания генераторный газ приводит во вращение турбину ТНА двигателя. Далее, по газоходу генераторный газ с избытком окислителя поступает в смесительную головку камеры сгорания, где, смешиваясь с пусковым горючим, прошедшем через рубашку охлаждения, воспламеняется. Запуск двигателя основан на опережающим поступлении окислителя в газогенератор и в камеру сгорания и опережающем запуске газогенератора по отношению к камере сгорания. Процесс запуска сопровождается интенсивной продувкой азотом полостей запаздывающего горючего.

Запуск двигателя программированный, то есть производится через промежуточную ступень тяги продолжительностью от 0,5 с до 0,7 с, которая обеспечивается программным изменением расхода горючего в газогенератор с помощью регулятора расхода. Наличие промежуточной ступени тяги позволяет проконтролировать до старта запуск двигателя и снижает динамические возмущения по давлениям на входе в насосы. В камере сгорания начинает возрастать давление, о чём свидетельствует замыкание пневматической реле мембранной. Двигатель выходит на главную ступень тяги. Происходит это ко времени от 1,7 с до 1,8 с от подачи команды на зажигание.

После выхода двигателя на основную ступень тяги регулирование по тяге выполняется регулятором расходом, а регулирование соотношения компонентов топлива – дросселем системы опорожнения баков. Команды на электроприводы этих агрегатов поступают непосредственно из системы управления ракетой в соответствии с алгоритмом задания.

Зажиганием и открытием клапанов управляет специальный автомат запуска, обеспечивающий строго определенные времена выведения двигателя на промежуточную и основную ступени тяги. В результате разброс времени запуска и выхода на режим всех двигателей в составе двигательной установки ступени ракеты не превышает 0,05 с.

После выхода двигателей на режим подаётся напряжение на ЭПК. Сжатый воздух по магистрали поступает на шариковые замки воздушной колодки и и

горловины подпитки окислителя обеспечивая их «отстрел» от борта изделия.

Изделие полностью переходит на бортовое питание.

1.8.5 Работа двигательной установки в полете

Поддержание равномерного объема расхода компонентов осуществляется системой регулирования опорожнением баков. Включение системы СОБ производится после команды на запуск.

Сигналы от дискретных датчиков-уровнемеров, расположенных в баках компонентов, подаются на привод, перенастраивающий дроссель, расположенный в магистрали горючего за насосом.

Наддув бака горючего и окислителя производится газообразным гелием с шар баллонов, помещенных в баке окислителя.

Управление изделием на активном участке полета осуществляется при помощи четырех двигателей, установленных на кардане. Поворот сопел производится приводами.

1.8.6 Выключение двигательной установки

При достижении изделием заданной скорости от системы управления подается команда на выключение двигателей. По этой команде подается напряжение на ЭПК. ЭПК открываются, сжатый воздух поступает на главные клапаны окислителя и горючего, тем самым происходит их закрытие, в результате чего прекращается подача компонентов топлива в камеры двигателей и газогенератор.

После закрытия топливных клапанов в ДУ за счет клапанов, инерционности магистралей и камеры двигателя снижение тяги происходит не мгновенно, а в течение некоторого промежутка времени. Ввиду того, что работа двигателей после закрытия топливных клапанов становится не контролируемой и зависит от различных факторов, характер изменения тяги от двигателя к двигателю не воспроизводится, а имеет разброс.

В результате изменения тяги во времени после закрытия клапанов создается импульс тяги, который воздействует на ракетоноситель после отключения

двигательной установки. Этот импульс называется импульсом последствия тяги и после чего двигатели выключаются.

1.9 Работа главных клапанов

1.9.1 Работа главного клапана окислителя

Главный клапан окислителя имеет три фиксированных рабочих положения, или три режима работы:

- закрыт;
- открыт для работы на режиме предварительной ступени;
- открыт для работы на режиме главной ступени.

Эти рабочие положения обеспечиваются с помощью двух отдельных запорных органов, двух самостоятельных клапанов:

- а) главного клапана, или клапана главной ступени;
- б) вспомогательного малого клапана, или клапана предварительной ступени;

Топливо поступает в агрегат через центральный фланец. Выход топлива осуществляется через двух патрубков, равномерно расположенных на боковой поверхности корпуса.

Агрегат изображен при отсутствии давления и в топливной полости, и в управляющей полости. Таким образом, при отсутствии давления воздуха в управляющей полости топливо может перетекать через агрегат, это положение соответствует работе двигателя на предварительной ступени.

При подводе управляющего давления к штуцеру воздух попадает внутрь стакана и сжимает малый сильфон, преодолевая усилие пружины. При этом клапан предварительной ступени садится на свое седло, выполненное в тарели клапана. Но управляющее давление закрывая клапан, вместе с тем, прижимает клапан к своему седлу в корпусе.

Таким образом, при подаче сжатого воздуха в управляющую полость агрегата клапаны полностью закрыты, т.е. закрыты клапаны главной и предварительной ступеней. Такое положение имеет место до начала пуска двигателя. При этом

давление топлива перед клапаном невелико. Силы, действующие на клапаны и, сводят к минимуму возможность утечки топлива через уплотнения клапана.

Для выхода на режим предварительной ступени воздух из управляющей полости клапана с помощью электропневмоклапана (ЭПК) стравливается в атмосферу. Тогда под действием давления топлива и усилия пружины сильфон начнет растягиваться, и клапан откроется. Ход клапана определяет величину растяжения сильфона. Клапан начнет открываться несколько ранее, чем управляющее давление упадет до атмосферного. Главный клапан останется закрытым, так как давление топлива недостаточно для преодоления усилия пружины.

Для контроля открытия клапана в конструкцию агрегата введен выключатель. При движении клапана, укрепленного на стержне, перемещается гильза выключателя, связанная со стержнем при помощи пружины и регулировочного винта, ввертываемого в основание малого сильфона. Гильза при своем движении замыкает контакты выключателя и тем самым дает электрический сигнал о том, что клапан открывается для работы на режиме предварительной ступени.

Расход топлива при открытии агрегата для работы на режиме предварительной ступени определяется диаметром отверстий в теле клапана.

При полном выключении двигателя клапан закрывается, для чего в управляющую полость подается сжатый воздух. Давление воздуха, преодолевая давление топлива в жидкостной полости, растягивает сильфон, прижимая клапан к седлу, одновременно клапан так же садится на седло в тарели клапана.

1.9.2 Работа главного клапана горючего

Главный клапан горючего является нормально – прикрытым пневмоклапаном неуравновешенного типа, прямого действия.

Клапан имеет только два фиксированных рабочих положения:

- полностью закрыт;
- полностью открыт.

Агрегат изображен при отсутствии давления и в жидкостной полости, и в управляющей полости. При этом усилие пружины прижимает запорный орган –

стакан клапана к его седлу в корпусе. При подаче управляющего давления в штуцер воздух проходит внутрь стакана клапана, давление сжатого воздуха создает значительное усилие, действующее на тарель клапана, обеспечивающее герметичность уплотнения по седлу корпуса. В таком состоянии клапан находится до начала работы двигателя.

Для открытия клапана воздух из управляющей полости стравливается через ЭПК в атмосферу. При этом обратный клапан прижат к своему седлу и скорость изменения давления воздуха определяется размером центрального отверстия в стержне клапана. Вследствие падения давления воздуха в управляющей полости и роста давления горючего при запуске двигателя клапан начинает открываться, преодолевая усилие пружины, сопротивление управляющего воздуха и трение манжет. Когда клапан приоткроется и начинается поступление горючего в двигатель, давление на входе может скачкообразно снизиться.

Перемещение стакана клапана будет происходить до момента упора его в крышку. Это и будет положение полного открытия.

Для закрытия клапана в управляющую полость с помощью ЭПК подается воздух. Если стравливание воздуха через отверстие в теле клапана происходило относительно медленно, то при заполнении полости диаметр сверления значения не имеет, потому что открывается обратный клапан и возрастание давления происходит резко. Под действием управляющего давления и пружины клапан закрывается, преодолевая сопротивление потока жидкости и трение в манжетах.

2 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

2.1 Технология проведения испытания на герметичность

2.1.1 Общие сведения

Герметичность – это свойство конструкции противостоять пропусканием через нее паров, газов, жидкостей. Полной герметичности изделий обеспечить невозможно, так как абсолютно герметичных материалов не существует. Характеристикой герметизированного изделия является степень не герметичности, определяемая суммарным расходом вещества через течи данного изделия.

Испытание на герметичность проводят для определения степени герметичности элементов пневмогидравлической системы, а также нахождение отдельных течей или течеискание.

Методы течеискание относятся к методам контроля пробными веществами и основаны на регистрации проходящих через течи пробных веществ. В зависимости от вида пробного вещества методы испытаний на герметичность подразделяют на две группы: жидкостные и газовые. Метод испытания изделий, их конструктивно–технологических возможностей, требований к степени герметичности, а также технико–экономических характеристик испытаний. При этом метод обязан обеспечивать проведение испытаний в условиях, соответствующих действующим на предприятии требованиям к технике безопасности жизнедеятельности и промышленной санитарии.

Степень герметичности пневмогидравлической системы и их элементов характеризуется потоком воздуха через все имеющиеся в них течи или через суммарную течь, найденные при испытаниях и приведенным к нормальным условиям. Если при испытаниях утечка или натекание не зафиксированы, можно утверждать, что пневмогидравлическая система и все ее составные части герметичны в пределах порога чувствительности проведенных испытаний. Для определения степени не герметичности нормальными считают условия перетекания воздуха при температуре 293 ± 5 К из атмосферы в объем, откаченный до давления 10 Па и меньше, при атмосферном давлении $10^5 \pm 4 \cdot 10^3$ Па.

Для систем, находящихся под непрерывной откачкой, параметрами, определяющими герметичность, являются обязательное равновесное давление и быстрая откачка. Для изолированных систем требования к герметичности определяются их объемом и допускаемым возрастанием давления во времени.

В пневмогидравлических системах, подлежащих контролю герметичности, должен быть предоставлен доступ пробного газа ко всем поверхностям оболочек, отделяющим объект от атмосферы, сварным швам, разборным и неразборным уплотнениям, а также должна быть предусмотрена возможность беспрепятственного прохождения пробного газа к контролируемым участкам поверхности и от них к течеискателю. В сложных испытуемых элементах предусматривают возможность секционирования системы в процессе течеискания для быстрого нахождения участка с течью.

Перед испытанием систем и их элементов, длительное хранившихся на воздухе, необходимо подготовить их к испытаниям – освободить течи от влаги. Для удаления воды из течей с потоком натекания менее 10^{-5} Па*м³/с систему прогревают в условиях вакуума при температуре выше 623 К. Поверхности не прогреваемых систем следует промывать летучей жидкостью с малым поверхностным напряжением, например, ацетоном, с последующим прогревом. Из течей с потоком натекания более 10^{-5} Па*м³/с воду удаляют в процессе откачки (без прогрева).

Перед испытаниями на герметичность поверхность оборудования должна быть тщательно промыта и обезжирена растворителями, рекомендуемым для ПГС, и просушена для освобождения каналов течей от растворителей.

Если программой испытаний предусмотрены испытания на вибростенде или испытания на прочность (сжатие, растяжение, тепловые удары, неравномерный нагрев, охлаждение и др.), проверка на герметичность должна быть заключительным этапом испытаний.

Испытания следует проводить в три этапа, каждый раз выбирая метод и способ проведения, позволяющие решать определенную задачу этапа. Цель пер-

вого этапа или предварительных испытаний – оценка общей герметичности испытуемого объекта, второго – поиск течей, который проводят при установлении факта не герметичности, третьего – проверка соответствия степени герметичности системы техническим требованиям, который проводят при испытаниях пневмогидравлической системы или сборных единиц.

Этап поиска течей рекомендуется разделить на два под этапа: выделение не герметичных участков управляемой ПГС с помощью чехлов, захватывающих отдельные участки системы, или системы с поочередной подачей пробного газа на отдельные участки (для обеспечения оперативности испытаний крупногабаритных систем выбранный негерметичный участок можно поделить на более мелкие для локализации течей; при этом уменьшается время испытаний и уменьшается вероятность пропустить течь); уточнения места расположения течей обдувом тонкой струей или с помощью щупа.

После устранения найденных течей испытания повторяют до тех пор, пока на предварительных испытаниях не будет установлено, что система полностью герметична.

2.1.2 Классификация основных методов контроля герметичности

2.1.2.1 Манометрический метод

С помощью вакуумметра можно найти суммарный поток натекания через течи в систему и найти места течей. Завышенные показания вакуумметра по сравнению с расчетными или полученными ранее свидетельствуют о наличии течей в системе, если при заливке жидкого азота в охлаждаемые ловушки давление практически не меняется.

Для определения суммарного потока натекания через течи необходимо отсоединить испытуемую систему от средств откачки и по показаниям вакуумметра, снятым через определенные промежутки времени, построить зависимость давления от времени, определяемую суммарным потоком газовых выделений внутренних поверхностей системы и потоком натекания через течи.

В системах с большим газовым выделением манометрический преобразователь будет лучше присоединить через охлаждаемую ловушку, применение которой повышает эффективность поглощения продуктов газовых выделений и позволяет снизить время выхода не линейный участок характеристики. При измерениях уровень азота должна быть постоянным.

При испытаниях газонаполненных систем испытуемый элемент кладут в вакуумную камеру, в которую закачивают воздух под избыточным давлением. О степени не герметичности судят по изменению показаний манометрических преобразователей вакуумной камеры при известном изменении избыточного давления в элементе. Место течи определяют по изменению показаний вакуумметра при подаче на отдельные участки поверхности пробного вещества. Наиболее чувствительны к течи неабсолютные манометрические преобразователи, показания которых зависят от рода газа. Для получения количественной оценки найденных течей предварительной градуировкой манометрического преобразователя устанавливают его чувствительность по воздуху и пробному газу.

Манометрический метод испытания на герметичность часто применяют, так как в каждой вакуумной системе есть по крайней мере один из наиболее распространенных вакуумметров, который можно использовать для нахождения и поиска течей. Это позволяет испытывать без применения дополнительного оборудования.

2.1.2.2 Масс – спектрометрический метод

Масс – спектрометрический метод основан на принципе ионизации газов и паров с последующим разделением образовавшихся ионов в магнитных и электрических полях. Этот метод – наиболее чувствительный и универсальный. Разнообразие объектов исследования по объему и рабочим характеристикам обуславливает разнообразие способов реализации метода с применением обдува и гелиевых чехлов (камер), щупа, барокамеры, вакуумных присосок, метода накопления.

Вакуумные системы и отдельные элементы испытывают по одной из трех схем, показанных на рисунке 2.1.

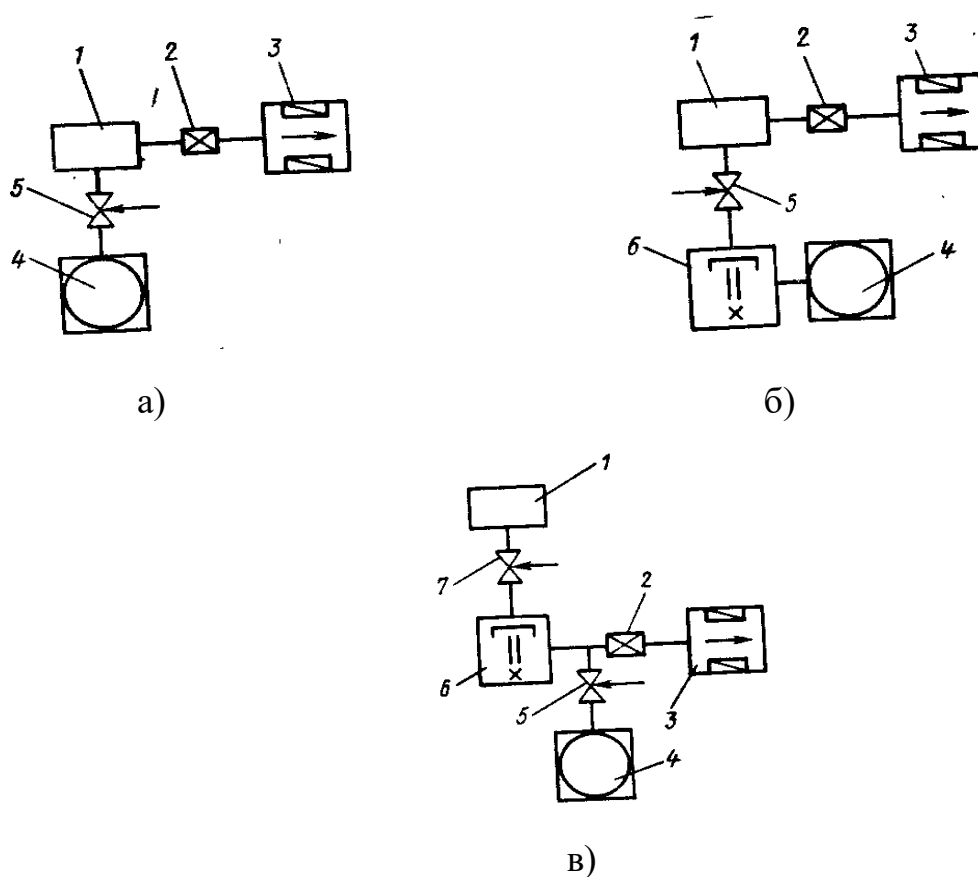


Рисунок 2.1 – Схемы испытаний на герметичность. 1 – испытуемая система; 2 – дроссельный клапан; 3 – течеискатель; 4 – вспомогательный механический насос; 5, 7 – клапаны; 6 – пароструйный насос.

По первому варианту (рисунок 2.1, а) как правило, испытывают отдельные элементы вакуумных систем, суммарный газовый поток которых не превышает предельно допустимый поток течеискателя. Вспомогательный механический насос (поз. 4) отключают сразу после достижения форвакуума в системе и соединительных коммуникациях. Если суммарный газовый поток проверяемого элемента превышает предельно допустимый поток течеискателя, испытания проводят с работающим механическим насосом. Дроссельный клапан (поз. 2) течеискателя (поз. 3) открывается до получения максимально допустимого давления в анализаторе $p_{\text{доп}}=0,002$ Па.

Проверяемый элемент присоединяют к входному фланцу течеискателя непосредственно или с помощью присоединительных трубок с достаточно высокой проводимостью по гелию (не менее 10^{-3} м³/с).

Применение второго варианта (рисунок 2.1, б) целесообразно в двух случаях: при испытаниях элементов вакуумной системы или объемов с большими потоками газовыделения и натекания, когда объем отбираемого в течеискатель газа достаточен для создания в анализаторе предельно допускаемого давления $p_{доп}$ при соединении течеискателя с высоковакуумной системой: при большом и нестабильном фоновом сигнале, создаваемом механическим насосом (если этот сигнал нельзя устранить).

Схема, приведенной на рисунке 2.1, в, позволяет получить наиболее высокую чувствительность в широких пределах изменения объема, различных потоках газовыделения проверяемых элементов и системы в целом, а также при разной длительности подачи гелия. Схема обеспечивает возможность максимального отбора газа в течеискатель, малое время установления сигнала и, следовательно, наибольшую чувствительность (если поступление газов из форвакуумной линии приводит к увеличению фонового сигнала).

Способ щупа применяют для обнаружения мест течей в элементах ПГС, работающих под избыточным давлением, а также для определения степени негерметичности этих элементов при испытаниях способом накопления гелия в чехле при атмосферном давлении испытания способом щупа проводят при заполнении испытуемого элемента гелием (или смесью гелия с балластным газом) до максимально допускаемого давления. Схема испытаний на герметичность способом щупа проведена на рисунке 2.2

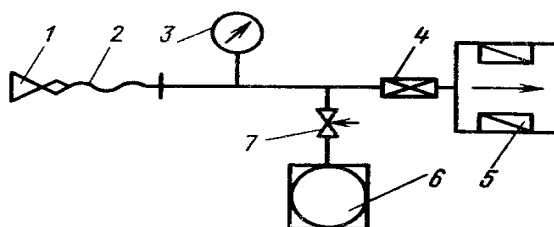


Рисунок 2.2 – Схема испытаний на герметичность способом щупа.

1 – щуп; 2 – гибкий трубопровод; 3 – манометрический преобразователь; 4 – дроссельный клапан течеискателя; 5 – течеискатель; 6 – механический вакуумный насос; 7 – клапан.

Способ вакуумной камеры применяется для проверки герметичности газонаполненных объектов или их элементов. Для проведения испытаний изделие заполняется гелием и герметизируется. Изделие помещается в вакуумную камеру. Течеискатель присоединяется к вакуумной камере. Камера откачивается до рабочих давлений, предусмотренных требованиями на изделие. На основании регистрируемых течеискателем потоков определяется герметичность изделия. Изделие также может заполняться гелием непосредственно в вакуумной камере. Схема испытаний представлена на рисунке 2.3

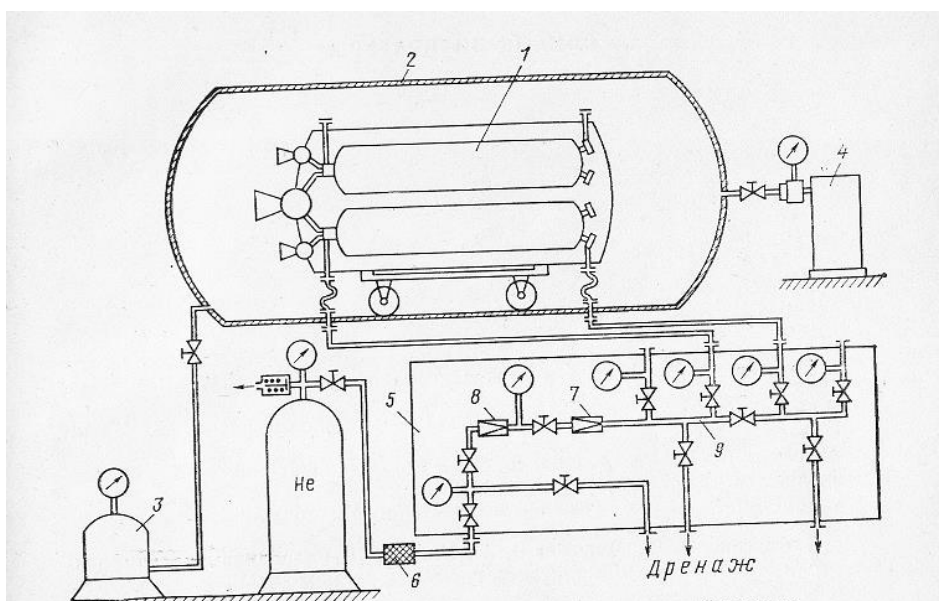


Рисунок 2.3 – Схема испытания на герметичность способом вакуумной камеры
 1- двигательная установка; 2 – вакуумная камера; 3 – вакуумный насос; 4 – гелиевый течеискатель; 5 – пневмопульт; 6 – газовый фильтр; 7, 8 – редукторы; 9 – коллектор.

2.1.3 Технология проведения испытаний на герметичность методом щупа

Перед испытанием проверяется испытательное оборудование, комплектность эксплуатационной документации и конструкций, соответствие стандартам состава, влажности, температуры, давления применяемых сжатых газов (воз-

духа, азота, гелия и т.д.). Масс – спектрометрические течеискатели настраиваются на контрольные течи с тем, чтобы их чувствительность по потоку контрольного газа (например, гелия) позволяла определить не герметичность объекта испытания, меньшую допустимой. Автономным проверкам подвергаются мембранные узлы, электро-, пневмо- и пироклапаны, участки трубопроводов, сигнализаторы давления и т.п. Обычно испытательное оборудование изготавливается в виде пневмопультов и электрощитков.

Применение пневмопультов и электрощитков существенно повышает качество проверки систем, так как позволяет собрать перед испытаниями единую схему проверок и без ее перемонтажа реализовать весь технический цикл.

При испытаниях в МИКе автономным проверкам на функционирование и герметичность подвергаются следующие агрегаты ПГС ДУ:

- заправочно-сливные клапаны;
- дренажно-предохранительные клапаны;
- электрические клапаны;
- сигнализаторы давления;
- магистрали топливоподачи.

На целостность электрических цепей и герметичность проходят испытания мембранные и пироклапаны. На функционирование проверяются системы опорожнения баков, первичные преобразователи системы контроля уровня топлива, давления и т.д.

После автономных испытаний ПГС ДУ в сборе проводятся комплексные проверки отдельных ее систем. Одним из этапов этих проверок являются испытания на герметичность. Для этого используются те же пневмопульты, с помощью которых производится наддув систем до давлений, находящихся в пределах от 0,6 до 0,8 рабочих значений.

Существует несколько методов проверок на герметичность.

Агрегаты, участки магистралей не большого объема можно проверять на герметичность по спаду или увеличению давления. В испытываемый объем подается

сжатый газ до заданного давления, после чего подача прекращается. Через определенный промежуток времени по манометру определяется понижение давления, которое сравнивается с расчетным или среднеопытным значением. При этом выдержка времени должна быть тем больше, чем больше разница температур испытуемого объекта и окружающей среды. Негерметичность оценивается как среднее из трех результатов последовательно выполняемых измерений. Часто при проверках агрегатов негерметичность оценивают по натеканию газа в полость за уплотнительным элементом, например, клапаном.

Для измерения негерметичностей посадочных мест клапанов и заглушек, т.е. порядка $\text{мм}^3/\text{с}$, применяются ротаметры или градуированные перевернутые вниз горлом мензурки, опущенные в кювету с жидкостью, куда под мензурку подведен патрубок от испытуемой полости. Изменения объема газа под мензуркой и время проверки позволяют сделать вывод о степени негерметичности объекта.

Наиболее точный и широко распространенный метод поиска не герметичности – метод щупа с использованием масс-спектрометрических течеискателей. При его применении испытуемый объект – бак, система, магистраль надуваются контрольным газом (гелием или воздушно – гелиевой смесью). Для равномерного распределения гелия по всему объему дается выдержка от 10 мин до нескольких часов в зависимости от объема и конфигурации объекта испытания или осуществляется предварительное вакуумирование полости. После выдержки производится поиск не герметичности путем перемещения щупа – натекавателя течеискателя вдоль соединений и швов объекта. Если поток гелия через блок измерения течеискателя превышает уровень заданной настройки, включается система звуковой или световой сигнализации. Чувствительность прибора позволяет определять течи порядка от 10^{-4} до 10^{-5} л*мкм рт. ст./с.

В технологический процесс испытаний способом щупа в динамическом режиме входят следующие основные операции:

- подготовка зоны испытаний, внешний осмотр объекта испытания и проверка правильности оформления технологической документации;

- сборка схемы испытаний;
- включение и настройка течеискателя. При этом плавно регулируется проходное сечение щупа таким образом, чтобы в вакуумной системе течеискателя установилось оптимальное для данного прибора давление в масс-спектрометрической камере, регулируется потенциометр «Регулировка ускоряющего напряжения» таким образом, чтобы показания течеискателя по эталонной калиброванной течи (ЭКТ) были максимальными. В качестве эталонной калиброванной течи используются специальные устройства, содержащие имитатор проверяемой поверхности, в которой установлен капилляр, через него идет постоянный поток пробного газа известной величины $Q_{\text{экт}}$;

- определение динамической чувствительности схемы испытаний, для чего фиксируют фоновые показания течеискателя $\alpha_{\text{ф}}$ (т.е. показания по гелию, содержащемуся в цеховой атмосфере), уровень флуктуаций показаний течеискателя $\alpha_{\text{фл}}$ (т.е. нестабильность показаний за время 1 мин);

- перемещают щуп с насадкой по ЭКТ и фиксируют показания течеискателя. Динамическую чувствительность $q^{\text{дин}}$, Вт, рассчитывают по формуле:

$$q^{\text{дин}} = \frac{(Q_{\text{экт}} * 3\alpha_{\text{мин}})}{(a_{\text{экт}}^{\text{дин}} - a_{\text{ф}})} \quad (1)$$

где $\alpha_{\text{мин}}$ – минимальные достоверные показания течеискателя, равные $3\alpha_{\text{фл}}$, В, так как при испытаниях атмосферными способами показания течеискателя менее стабильны, чем при испытаниях вакуумными способами.

- заполнение объекта испытаний контрольным газом до испытательного давления;

- проверка герметичности сварных швов и целого материала, для чего последовательно перемещают щуп по проверяемой поверхности со скоростью, не превышающей установленную при определении чувствительности. Насадка щупа должна перекрывать сварной шов не менее чем на 5 мм с каждой стороны.

В случае увеличения показаний течеискателя определить место, где эти показания максимальны, и зафиксировать их величину α_T . Величина течи Q_T , V_T , определяется по формуле:

$$Q_{экт} = \frac{Q_{экт} * (a_T - a_\phi)}{(a_{экт}^{дин} - a_\phi)} * \frac{100}{C_{ОИ}} \quad (2)$$

где $C_{ОИ}$ – концентрация пробного газа в объекте испытания (ОИ);

- оформление технологической документации и отправка ОИ для проведения последующих технологических операций.

Вариант испытаний в статическом режиме отличается операцией проверки герметичности. Определение чувствительности этим способом производится следующим образом:

- для проверки фланцевых соединений последовательно переставляют щуп с насадкой по поверхности внешнего периметра проверяемого соединения и регистрируют показания течеискателя после выдержки в течение 30 с. Насадка щупа устанавливается непосредственно на внешнюю поверхность фланцев и перекрывает ее не менее чем на 2 мм, при этом ось щупа должна находиться в центре зазора между поверхностями фланцев. Схема установки щупа показана на рисунке 2.4;

- для проверки ниппельных соединений щуп с насадкой устанавливают на технологическое отверстие в накидной гайке. И регистрируют показания течеискателя после выдержки в течение 30 с. При этом второе технологическое отверстие необходимо заклеить. Схема проверки ниппельных соединений показана на рисунке 2.5.

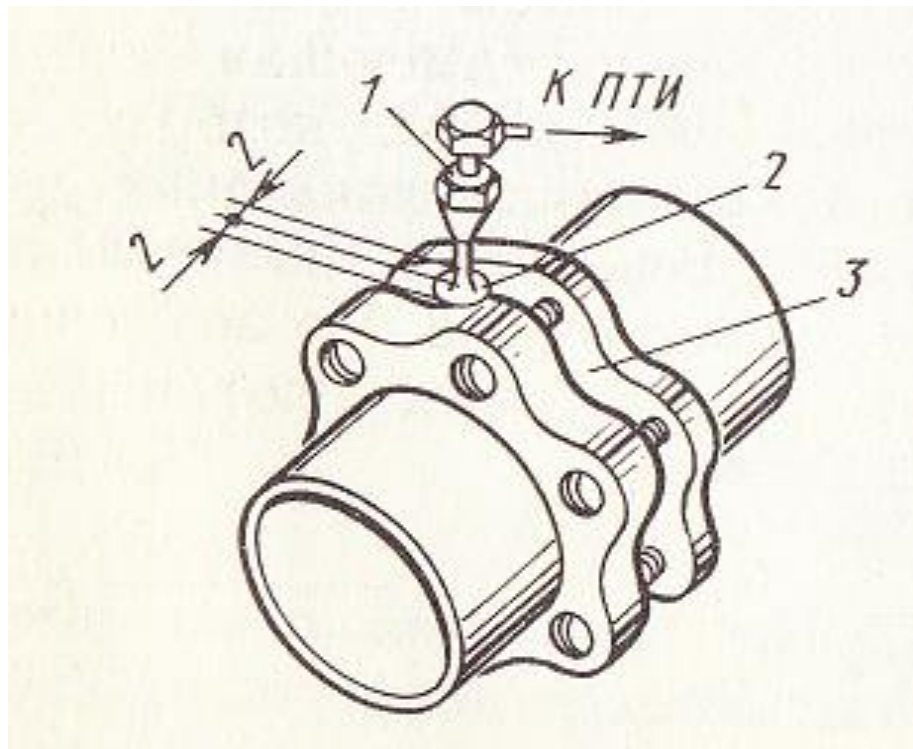


Рисунок 2.4 – Схема установки щупа при проверке фланцевого соединения

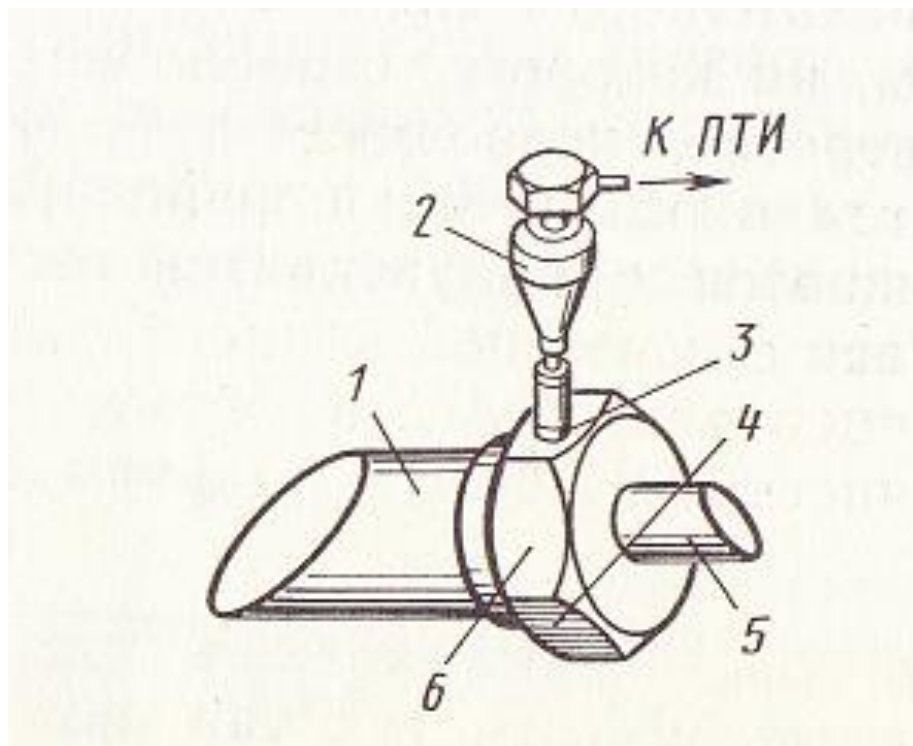


Рисунок 2.5 – Схема проверки nippleных соединений способом щупа

3 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

3.1 Общие сведения

Задача расчета на прочность элементов конструкции ракеты состоит в том, чтобы обеспечить надежную работу конструкции при минимальной ее массе. Формулировка условий надежности зависит от принимаемых критериев при оценке прочности, а также от методов определения расчетных предельных состояний конструкций. В ракетной технике чаще всего принимается метод расчета разрушающим нагрузкам, при котором размеры элементов конструкции выбирают таким образом, чтобы конструкция выдерживала без разрушения определенную нормированную нагрузку.

3.2 Выбор материала

Выбор материалов для конструкции РН определяется ее назначением, условиями эксплуатации и производства. Выбор материалов является важным процессом в создании совершенных конструкций, так как применяемые материалы должны обеспечивать наибольшую экономию массы.

В конструкции элементов корпуса РН применяются алюминиевые (АМг6, АМц, Д16, Д20, В95, АК5, АЛ2, АЛ4, САП-1, САС-Д16), магниевые (МЛ5, МЛ12, МА2-1, МА2, МА5, ВМ65-1), титановые (ВТ6, ВТ14, ВТ6С), бериллиевые (АБМ1) сплавы и стали (Сталь 45, 30ХГСА, 03Х20Н16АГ6, 12Х18Н10Т). При выборе материала следует учитывать не только прочность, коррозионную стойкость, жаропрочность и другие свойства, но и его пластичность. Все эти характеристики очень сложно оптимально сочетать в одном материале.

Основными характеристиками конструкционных материалов являются:

- показатели прочности, пределы прочности σ_b и τ_b , текучести τ_t и $\sigma_{0,2}$, выносливости $\sigma_{0,1}$. Для жаропрочных материалов при высоких температурах показателями являются: предел ползучести $\sigma_{\varepsilon/m}$, вызывающий деформацию ε (%) за t при температуре T , предел длительной прочности σ_{dn} и σ_t , то есть пределов прочности, вызывающих разрушение за t_r при температуре T ;

- песткость – способность конструкции сопротивляться образованию деформации под действием нагрузок. Виброжесткость – способность конструкции сопротивляться деформации при вибрации определенной частоты и амплитуды. Жесткость характеризуется величиной модуля продольной упругости E ;

- ударная вязкость a_n , показателем которой является удельная работа по разрушению образца в поперечном сечении;

- пластичность материала, характеризуемая относительным удлинением δ и сужением φ ;

- удельные показатели прочности σ_v/ρ , ударной прочности $\sigma_v/2E\rho$, жесткости E/ρ , E/σ_v ;

- коррозионная стойкость, характеризуемая обычной потерей массы, определяемой на единицу поверхности в единицу времени;

- теплофизические свойства – теплостойкость, хладостойкость, теплопроводность, удельная теплоемкость, термостабильность, определяемая коэффициентами линейного расширения.

Базовыми конструкционными металлическими материалами для создания узлов и конструкций КА являются материалы для каркасно-силовых конструкций, емкостей высокого давления, трубопроводов и арматуры, ферменных конструкций, биметаллических переходников и крепежа.

3.3 Расчёт на прочность баков

Топливные баки предназначены для размещения компонентов ракетного топлива. В связи с необходимостью наддува к бакам предъявляют ряд дополнительных требований. К таким требованиям относят, прежде всего, герметичность, безопасность обслуживания.

В несущих баках обечайки совмещают в себе функции стенок баков и обшивки корпуса и воспринимают как внешние нагрузки на корпус ЛА, так и внутреннее давление наддува баков. Создаваемые избыточным давлением наддува, растягивающие напряжения в обечайках уменьшают сжимающие напряжения от

внешних нагрузок, что повышает устойчивость конструкции корпуса и позволяет уменьшить толщину стенок. Поэтому в конструктивном отношении, несущие баки наиболее совершенны.

С целью обеспечения высокой герметичности баки изготавливают из хорошо свариваемых сплавов. Для компенсации ослабления прочности в зоне сварных швов делают утолщение стенок.

Каждый бак как конструктивно законченный отсек состоит из днищ (верхнего и нижнего), обечайки, внутрибаковых устройств и теплоизоляции, имеющих свои особенности.

Конструктивный вид бака представлен на рисунке 3.1

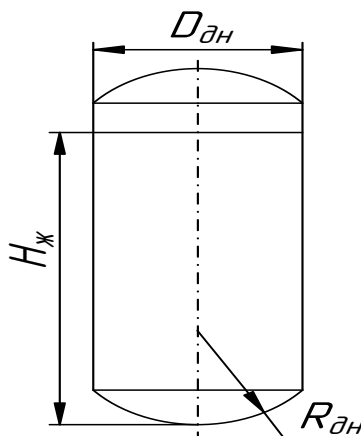


Рисунок 3.1 – Конструктивный вид бака

3.3.1 Расчёт на прочность бака окислителя

При выборе материала для бака окислителя целесообразно применить сплав из алюминия АМг-6.

Характеристики сплава АМг-6:

- предел прочности $\sigma_B = 470 \cdot 10^6$ [Па];
- предел текучести $\sigma_T = 370 \cdot 10^6$ [Па];
- модуль упругости $E = 0,71 \cdot 10^{11}$ [Па].

Давление наддува бака окислителя $p_{поток} = 536783,709$ [Па]

Осевая перегрузка $n_{хк} = 5,77$

Высота столба жидкости $H_{\text{жок}} = 16,455$ [м]

Внутреннее давление бака окислителя определяется по формуле

$$p_{\text{вн}} = p_{\text{поток}} + g \cdot n_{\text{хк}} \cdot \rho_{\text{ок}} \quad (3)$$

$$p_{\text{вн}} = 536783,709 + 9,8 \cdot 5,571140 = 599011,749 \text{ [Па]}.$$

При расчёте бака на прочность определяющим являются погонные радиальные и окружные усилия, зависящие от внутреннего давления.

Окружное усилие определяется по следующей формуле

E

M

Усилия определяются по следующей формуле

E

D

$$N_m = - \left[\left(\frac{1168072,911}{2 \cdot 3,14 \cdot \frac{3,9}{2}} \right) - \frac{536783,709 \cdot \frac{3,9}{2}}{2} \right] = 427980,079 \text{ [Н]}.$$

При проектировании обечайки будем считать высоту продольных и поперечных рёбер одинаковой, ширина рёбер, как и шаг может быть различной.

Пусть $\delta_{\text{пан}}$ - толщина панели, h - высота ребра, $b_c, b_{\text{ш}}$ - ширина ребра стрингера, шпангоута ($b_c = b_{\text{ш}} = b$); $t_c, t_{\text{ш}}$ - шаг между стрингерами и шпангоутами ($t_c = t_{\text{ш}}$)

Для удобства расчёта вводятся параметры:

• фиктивная толщина обечайки в продольном сечении $\delta_{\text{пр}}$;

• фиктивная толщина обечайки в поперечном сечении $\delta_{\text{поп}}$.

Величина коэффициента эффективности обычно выбирается из интервала

$2 < \psi < 7$

M

Оптимальное значение φ определяется по формуле

T

q

4

Коэффициент эффективности принимаем $\psi = 2$

$$\varphi = \frac{\psi - 1}{2 \cdot \psi^2} \quad (6)$$

$$\varphi = \frac{2 - 1}{2 \cdot 2^2} = 0,125.$$

3.3.2 Определение фиктивной толщины обечайки в продольном сечении

В качестве начального приближения для фиктивной толщины обечайки в продольном сечении ($\delta_{пр}$) можно принять

$$\delta_{пр} = \frac{N_t + N_m}{\sigma_T} \quad (7)$$

$$\delta_{пр} = \frac{1168072,911 + 427980,097}{370000000} = 0,00531 \text{ [м]}$$

Определяется толщина панели

$$\delta_{пан} = \frac{\delta_{пр} \cdot (2 \cdot \psi)}{3 \cdot \psi - 1} \quad (8)$$

$$\delta_{пан} = \frac{0,00531 \cdot (2 \cdot 2)}{3 \cdot 2 - 1} = 0,00425 \text{ [м]}.$$

Определяем расчётное напряжение

$$\sigma_{расч} = \frac{N_t \cdot \frac{D_p}{2} \cdot \pi \cdot \delta_{пр}}{2} \quad (9)$$

$$\sigma_{расч} = \frac{1168072,911 \cdot \frac{3,9}{2} \cdot 3,14 \cdot 0,00531}{2} = 15412,798 \text{ [Па]}.$$

Фиктивная толщина обечайки в поперечном сечении ($\delta_{поп}$) определяется по следующей формуле

$$\delta_{поп} = \frac{536873,709 \cdot \frac{3,9}{2}}{470000000 - 15412,798} = 0,00223 \text{ [м]}.$$

Эквивалентная по весу толщина изотропной оболочки (δ) определяется по следующей формуле

$$\delta = \delta_{пр} + \delta_{пан} + \delta_{поп} \quad (11)$$

$$\delta = 0,00531 + 0,00425 + 0,00223 = 0,01179 \text{ [м]}$$

Шаг между стрингерами (t_c) определяется по формуле

$$t_c = 1,9 \cdot \delta_{пан} \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_t}} \quad (12)$$

$$t_c = 1,9 \cdot 0,00425 \cdot \sqrt{\frac{71000000000}{370000000}} = 0,112 \text{ [м]}$$

Высота ребра (h) определяется по формуле

$$h = \psi \cdot \delta_{пан} \quad (13)$$

$$h = 2 \cdot 0,00425 = 0,0085 \text{ [м]}.$$

Ширина ребра стрингера и шпангоута (b) определяется по формуле

4

$$\delta_{поп} = \frac{\rho_{поток} \cdot \frac{D_p}{2}}{\sigma_t - \sigma}$$

$$b = \varphi \cdot t_c \quad (14)$$

$$b = 0,125 \cdot 0,112 = 0,014 \text{ [м]}.$$

Координата центра тяжести сечения (z_c) определяется по формуле

$$z_c = \frac{h \cdot b \cdot (h - \delta_{пан})}{2 \cdot (p \cdot b + \delta_{пан} \cdot t_c)} \quad (15)$$

$$z_c = \frac{0,0085 \cdot 0,014 \cdot (0,0085 - 0,00425)}{2 \cdot (0,0085 \cdot 0,014 + 0,00425 \cdot 0,112)} = 0,000224 \text{ [м]}.$$

Момент инерции поперечного сечения (I_c) определяется по формуле

$$I_c = \left(\frac{h^2 \cdot b}{12} \right) + \left(\frac{\delta_{пан}^3 \cdot t_c}{12} \right) + \delta_{пан} \cdot t_c \cdot z_c^2 + h \cdot b \cdot \left(\left(\frac{h + \delta_{пан}}{2} \right) - z_c \right)^2 \quad (16)$$

$$I_c = 0,249 \cdot 10^8 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Коэффициент устойчивости (k_p) определяется по формуле

$$k_p = \left(\frac{1}{\pi} \right) \cdot \sqrt[8]{ \left(\frac{100 \cdot \delta}{\frac{D_p}{2}} \right)^3 } \quad (17)$$

$$k_p = \left(\frac{1}{3,14} \right) \cdot \sqrt[8]{ \left(\frac{100 \cdot 0,01179}{\frac{3,9}{2}} \right)^3 } = 0,263.$$

Критическое напряжение для вафельной обечайки рассчитывается по формуле

$$\sigma_{кр} = \left(\frac{k_p \cdot 3.2 \cdot E}{\frac{D_p}{2} \cdot \delta} \right) \cdot \sqrt{\frac{12 \cdot I_c \cdot \delta_{нр}}{t_c}} \quad (18)$$

$$\sigma_{кр} = \left(\frac{0,263 \cdot 3,20 \cdot 71000000000}{\frac{3,9}{2} \cdot 0,01179} \right) \cdot \sqrt{\frac{12 \cdot 0,00000000249 \cdot 0,00531}{0,112}} =$$

$= 128579629,1$ [Па].

Условие выполняется, т. е. $\sigma_{кр} < \sigma_T$. Следовательно, обечайка является устойчивой.

Толщина сферических днищ определяется по формуле

Коэффициент безопасности $f = 2$

$$\delta_{днр} = \frac{f \cdot p_{вн} \cdot R_{дн}}{2 \cdot \sigma_B} \quad (19)$$

$$\delta_{днр} = 0,00323 \text{ [м]}.$$

Принимаем толщину днища $\delta_{дн} = 0,0035$ [м]

Усилие, которое возникает в сферическом днище при выбранной толщине днища ($\delta_{дн}$), определяется по формуле

$$\sigma = \frac{f \cdot p_{вн} \cdot R_{дн}}{2 \cdot \delta_{дн}} \quad (20)$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 599011,749 \cdot 2,535}{2 \cdot 0,0035} = 433855652,5 \text{ [Па]}.$$

Коэффициент запаса прочности рассчитывается по формуле

$$n_{нр} = \frac{\sigma_B}{\sigma} \quad (21)$$

$$n_{\text{пр}} = \frac{470000000}{433855652,5} = 1,08.$$

Так как $n_{\text{пр}} > 1$, днища удовлетворяют требованиям прочности, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность

3.4 Расчет на прочность трубопровода подачи окислителя

Пневмогидравлическая система любой ракетной установки представляет разветвленную сеть трубопроводов, по которой компоненты топлива, жидкости и газ транспортируются от источников давления (насосов, баков и т.д.). Поэтому надежность всей системы и изделия в целом зависит от надежности и прочности трубопроводов и их соединений. Большие длины и диаметры трубопроводов и, как следствие, масса современных установок с жидкостным ракетным двигателем накладывают существенные ограничения на выбор материала и толщины стенок трубопроводов и их крепежных элементов.

Диаметр d трубопровода определяется по следующей формуле

$$d = \sqrt{\frac{W_c}{\pi \rho V}} \quad (22)$$

W_c – максимальный секундный расход

$$d = \sqrt{\frac{1908,265}{3,14 \cdot 1140 \cdot 7,5}} = 0,267 \text{ [м]}.$$

Толщина стенки трубопровода определяется следующим соотношением

$$\delta = \frac{p_{\text{поток}} \cdot d}{2 \cdot \sigma_B + p_{\text{поток}}} \quad (23)$$

$$\delta = \frac{536783,709 \cdot 0,267}{2 \cdot 470000000 + 536783,709} = 0,00152 \text{ [м]}.$$

Трубопроводы подачи окислителя работают обычно при внутреннем давлении:

$$p_{вн} = p_{поток} + g \cdot n_{хк} \cdot \rho_{ок} \quad (24)$$

Трубопроводы, работающие при давлении $p_{вн} = 599011,749$ [Па] рассчитывают на прочность от внутреннего давления

$$\sigma = \frac{p_{вн} \cdot f \cdot \frac{d}{2}}{\delta} \quad (25)$$

$$\sigma = \frac{599011,749 \cdot 2 \cdot \frac{0,267}{2}}{0,00152} = 105221142,8 \text{ [Па]}.$$

Критическое напряжение определяется по формуле:

$$\sigma_{кр} = \frac{k \cdot E \cdot \delta}{\frac{d}{2}} \quad (26)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{0,2 \cdot 71000000000 \cdot 0,00152}{\frac{0,267}{2}} = 121258427 \text{ [Па]}.$$

$k=0,2$ для оболочки

Так как $\sigma < \sigma_{в}$ условие прочности трубопровода выполняется, а так же выполняется условие устойчивости $\sigma < \sigma_{кр}$ трубопровода как оболочки.

3.5 Расчет на прочность сиффона

Сиффоны применяют для компенсации температурных и технологических деформаций в трубопроводах. Это – оболочки вращения, состоящие из гофрированных участков положительной и отрицательной кривизны и соединенные плоскими круговыми пластинами.

Расчет сиффонов сводится к определению его жесткости при осевом и угловых перемещениях и расчету прочности.

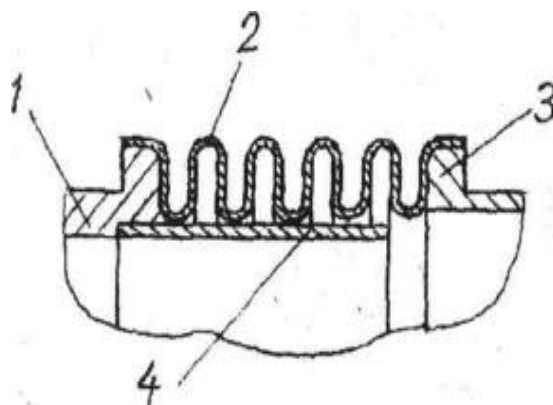


Рисунок 3.2 – Компенсатор. 1,3 – фланцы; 2 – сиффон; 4 – гильза

Наружный диаметр сиффона определяется по следующей формуле

$$d_H = 1,3 \cdot d_B, \quad (27)$$

$$d_H = 1,3 \cdot 0,267 = 0,347 \text{ [м]}.$$

Внутренний диаметр сиффона принимается равной диаметру трубопровода $d_B=d$.

Высота гофров определяется по формуле

$$h = d_H - d_B \quad (28)$$

$$h = 0,347 - 0,267 = 0,08 \text{ [м]}.$$

Толщину сильфонов определяют из расчета на прочность. Изгибные напряжения ввиду небольшого ресурса работы и пластичности материала в расчет не принимают. Эксперименты показывают, что разрушению сильфонов от внутреннего давления предшествует распрямление наружных участков гофров и, в конце концов разрушение оболочки вдоль образующей.

Толщина стенки сильфона может быть определена из соотношения

E

M $b = 0,0042$ [м].

B Жесткость сильфона определяется из зависимости

E

D

$$\lambda = \frac{2 \cdot \pi \cdot E \cdot b^2}{3 \cdot (1 - 0.2^2) \cdot \frac{d_B}{2} \cdot n} \cdot \left(\left(\frac{d_H}{d_B} \right)^2 - \frac{4 \cdot \left(\frac{d_H}{d_B} \right)^2}{\left(\frac{d_H}{d_B} \right)^2 - 1} \cdot \ln^2 \left(\frac{d_H}{d_B} \right) \right)^{-1} \quad (30)$$

E

q

u

$$\lambda = 11731$$

a

t

i

o

n

.

D

S

M

T

4

$$b = \frac{p_{\text{поток}} \cdot f \cdot \frac{d_H}{2}}{2}$$

4 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПНЕВМОИСПЫТАНИЙ ПГС

4.1 Общие сведения

Пневмоиспытания изделий при величинах $PV \leq 0,3$ МПа·м³ проводятся на стендах, которые разрешается размещать в производственных зданиях при наличии других производственных процессов. Установки при $PV > 0,3$ МПа·м³, но $< 2,5$ МПа·м³, как правило, размещают в изолированных помещениях, при $PV > 2,5$ МПа·м³ установки располагаются на испытательных станциях, удаленных от других производственных помещений.

В зависимости от габаритных размеров испытываемых изделий и давления применяют следующие виды защит: бронешкафы, бронекабины, бронекамеры и боксы и т.д.

4.2 Общие положения

1) Необходимость проведения пневматических испытаний устанавливается технической документацией на конкретное изделие.

2) При разработке технологических процессов пневматических испытаний на прочность и герметичность, при проектировании испытательных стендов, участков и корпусов, при изготовлении, монтаже и эксплуатации технологических систем, оснастки, оборудования и защитных устройств наряду с требованиями настоящего документа следует руководствоваться требованиями действующих государственных стандартов по безопасности труда (ССБТ), санитарных, строительных норм и правил и других нормативных документов по безопасности труда.

3) Ответственность за полноту изложения требований безопасности в конструкторской и технологической документации, качество изготовления, а также исправное состояние и безопасную эксплуатацию испытательных стендов и защитных устройств несут предприятия и организации, выполняющие соответствующие работы.

4) Нормативнотехнические документы на методы испытаний должны содержать требования безопасности, которые должны быть конкретными и отражать специфику испытаний изделий на прочность и герметичность.

5) Ответственным за создание безопасных условий труда при проведении пневматических испытаний является руководитель предприятия, начальник цеха, старший мастер и мастер – непосредственный руководитель испытаний, назначенный приказом по цеху.

4.3 Исходные данные для назначения пневматических испытаний

1) Пневматические испытания изделий назначаются с целью:

а) проверки герметичности изделий для предварительного определения мест негерметичности перед применением высокочувствительных способов контроля, а также для приемочного контроля, если данный метод удовлетворяет требованиям эксплуатации изделия, а использование других методов контроля герметичности, предусмотренных ГОСТ 24054–80, нецелесообразно или неприемлемо по техническим причинам;

б) проверки прочности изделий – в исключительных случаях, когда проведение гидравлических испытаний невозможно или нерационально (промышленное использование изделия не допускает наличия даже следов влаги; конструкция изделия не приспособлена для наполнения водой; статические нагрузки при заполнении изделия водой недопустимы по условиям прочности изделия, опорных конструкций и фундамента).

2) Необходимость или допустимость проведения пневматических испытаний на прочность, а также методы контроля и оценки герметичности устанавливаются конструкторской документацией на конкретное изделие.

3) Пневматические испытания могут быть предусмотрены для изделий, предназначенных для эксплуатации под атмосферным давлением, под наливом, под вакуумом и под внутренним избыточным давлением.

4) При пневматических испытаниях на прочность в качестве рабочего газа преимущественно должен использоваться воздух (до 63,0 МПа).

При испытаниях на герметичность в обоснованных случаях могут быть использованы другие газы, в том числе те, на которых эксплуатируется изделие.

5) Обнаружение негерметичности и ее оценка при пневматических испытаниях изделий в условиях производства и монтажа производится следующими методами:

- манометрическим, основанным на регистрации изменения давления газа за определенный промежуток времени с учетом изменения температуры газа;
- перетечки газа в смежную с испытываемой полость изделия;
- пузырьковым, при котором регистрируются пузырьки газа, вытекающего из изделия, помещенного в воду (в обоснованных случаях - в другую жидкость);
- обмыливания;
- акустического течеискания, основанного на индикации ультразвуковых акустических волн, возбуждаемых при вытекании газа через сквозные поры и щели.

6) Величина давления газа при пневматических испытаниях на прочность должна соответствовать величине давления при гидравлических испытаниях, назначенной в соответствии с действующими нормами и правилами.

7) Величина давления газа при пневматических испытаниях на герметичность должна приниматься для изделий:

- работающих под атмосферным давлением, – 0,01 (0,1) МПа;
- работающих под наливом, – равной рабочему гидростатическому давлению;
- работающих под вакуумом, – 0,1 (1,0) МПа;
- работающих под избыточным давлением, – равной рабочему при эксплуатации, но не выше расчетного.

8) Изделия, предназначенные для эксплуатации под внутренним избыточным давлением газа, перед пневматическими испытаниями на герметичность,

как правило, должны пройти испытания на прочность гидравлическим давлением.

9) Для изделий с расчетным (рабочим) давлением до 10 МПа в случаях недопустимости закупоривания неплотных мест водой, взвешенными частицами или продуктами коррозии допускается проведение пневматических испытаний на герметичность до проведения гидравлических испытаний.

Давление газа при этом не должно превышать 10% от расчетного (рабочего).

4.4 Опасные факторы при пневматических испытаниях

1) В процессе пневматических испытаний главную опасность представляет энергия, накапливаемая в системе, величина которой на несколько порядков больше, чем при гидравлических испытаниях.

2) При пневматических испытаниях на прочность возможна как внезапная разгерметизация разъемных соединений, так и разрушение испытуемого изделия (разрыв, отрыв элементов и др.), в результате которого возникают следующие опасные и вредные факторы:

- а) ударная волна;
- б) осколки изделия и оснастки;
- в) резкое повышение давления окружающей среды в зоне испытания.

Разрушение изделия при пневматических испытаниях имеет аварийный характер.

3) При пневматических испытаниях на герметичность возможна внезапная разгерметизация разъемных соединений изделия или систем со сжатым газом, в результате которой могут возникнуть следующие опасные и вредные факторы:

- движущиеся с большой скоростью под воздействием давления или вытекающей струи элементы разъемных соединений изделия, оснастки и систем;
- повышенный уровень шума, в том числе при срабатывании предохранительных устройств;
- увеличенная струей газа стружка, окалина, пыль и др.;
- повышенная загазованность рабочей зоны при использовании для испытаний сжатых газов, отличных от воздуха.

4.5 Требования к проектированию, организации и проведению пневматических испытаний

4.5.1 Требования к проектированию процесса испытаний

1) Ответственным за разработку технологического процесса проведения пневматического испытания, обеспечивающего безопасность испытания, является подразделение – разработчик технологического процесса.

2) Пневматические испытания на прочность следует проводить с использованием защитных устройств.

3) Определение радиуса опасной зоны при пневматических испытаниях изделий на прочность, проводимых на открытых площадках.

4) Без применения защитных устройств на производственном участке могут испытываться на прочность любые изделия избыточным давлением воздуха, азота или гелия до 0,1 МПа.

5) Пневматические испытания на герметичность изделий, прошедших испытания на прочность, рекомендуется проводить с использованием защитных устройств.

б) На производственном участке без применения защитных устройств допускается проведение пневматических испытаний на герметичность воздухом, азотом или гелием:

а) изделий объемом не более 100000 л, испытанных на прочность, если испытательное давление на герметичность не превышает 0,2 МПа;

б) монтажных стыков и разъемных соединений изделий из труб, при условии, что:

- сборочные единицы прошли испытания на прочность;
- в монтажных стыках отсутствуют дефекты при контроле неразрушающим методом;
- технологический процесс испытаний предусматривает требования безопасности;
- организован контроль за соблюдением технологического процесса испытаний.

7) Пневматические испытания должны проводиться в интервале температур окружающего атмосферного воздуха и используемого сжатого газа от плюс 50 °С до минус 40 °С.

8) В обоснованных случаях пневматические испытания изделий на герметичность могут проводиться при температуре сжатого газа и окружающей среды от минус 196 °С до плюс 200 °С, требования безопасности при этом устанавливаются специальными инструкциями.

9) Требования к качеству подготовки изделия для испытаний, способам крепления испытательных приспособлений и оснастки, способам крепления (установки, монтажа) изделия с учетом наиболее критических положений при испытании и при эксплуатации, а также режимы испытаний должны быть указаны в технологическом процессе (инструкции).

10) Прочность специальной оснастки и приспособлений, используемых при испытаниях, должна быть подтверждена расчетами и проверена испытаниями. Как правило, при испытании на герметичность должна использоваться та же оснастка и приспособления, на которых изделие испытывалось на прочность.

4.5.2 Требования к организации и проведению испытаний

1) Общее руководство подготовкой и проведением пневматических испытаний должен осуществлять руководитель испытаний (мастер, заведующий лабораторией, начальник участка).

2) Стенд (установка) для пневматических испытаний в каждой смене должен быть закреплен за наиболее квалифицированным испытателем распоряжением по цеху.

3) Доступ к органам управления испытательным стендом другому лицу допускается по распоряжению руководителя испытаний, что должно быть отражено в журнале испытаний.

4) Обслуживать испытательный стенд в процессе испытаний должно минимальное количество ответственных исполнителей, но не менее двух.

5) На испытательном стенде, у пульта управления и в зоне проведения испытаний разрешается находиться следующим лицам:

- руководителю испытаний;
- испытателям;
- контролеру;
- представителю заказчика.

Пребывание посторонних лиц в зоне испытаний допускается только с разрешения руководителя производственного подразделения.

6) Сигнал о начале испытаний (подаче газа в испытуемое изделие) подает испытатель после проверки готовности к испытаниям.

Он же подает сигнал об окончании или прекращении испытаний, убедившись в отсутствии давления в испытуемом изделии и системах стенда (после запорного устройства пульта управления).

Подача сигналов другими лицами, не являющимися испытателями, запрещена. Во время проведения испытаний испытатели не имеют права оставлять пульт управления и изделие, находящееся под давлением газа, без надзора или отвлекаться для проведения других работ.

7) Одновременно с началом испытаний на защитном устройстве должно включаться световое табло: "Идут испытания" или "Изделие под давлением".

8) Перед началом пневматических испытаний на герметичность испытатель должен убедиться, что испытания на прочность проведены полностью, о чем имеется запись в сопроводительной документации, а на изделии поставлено клеймо величины испытательного давления на прочность.

9) Во время пневматических испытаний подъем и перемещение изделий, находящихся под давлением, не допускается.

Разрешается подъем в пределах испытательного стенда изделия совместно с жесткой рамой, если при этом не проходит дополнительного нагружения изделия.

10) Запрещается применение каких-либо рычагов, не предусмотренных технической документацией, для закрывания арматуры и затяжки разъемных соединений.

11) На изделии, находящемся под избыточным давлением газа, запрещается обстукивание, устранение мест негерметичности и других неисправностей, подсоединение и отсоединение трубопроводов и рукавов, подтяжка крепления.

12) При пневматических испытаниях на прочность давление в изделии следует поднимать постепенно, при необходимости, с остановками и осмотрами, вплоть до достижения:

- 60% испытательного давления, если величина его не превышает 12,5 МПа;
- давления 10,0 МПа, если величина испытательного давления 20 МПа и более.

При каждом осмотре изделия подъем давления должен временно прекращаться. Дальнейшее повышение давления до достижения испытательного следует поднимать с остановками:

- для изделий с испытательным давлением менее 12,5 МПа – при достижении 80% и 90% испытательного давления;
- для изделий с испытательным давлением от 12,5 МПа до 50,0 МПа - при достижении 60%, 80%, 90% и 95% испытательного давления;
- для изделий с испытательным давлением выше 50,0 МПа - при достижении 60%, 80%, 85%, 90% и 95% испытательного давления и через каждые последующие 2,5 МПа.

Длительность остановок - не менее 3 минут. При этом доступ людей к изделию или выход из укрытия не разрешается.

13) Испытательное пневматическое давление на прочность должно выдерживаться в течение 5 мин., после чего оно снижается до рабочего (расчетного), при котором проводятся испытания на герметичность.

14) При пневматическом испытании на герметичность изделий, прошедших гидравлические испытания на прочность, давление газа в изделии следует поднимать постепенно с остановками и осмотрами вплоть до достижения испытательного давления.

Остановки и осмотры рекомендуется производить по достижении ступеней давлений.

На время осмотра подъем давления должен прекращаться.

Испытательное давление в изделии сохраняется на время выявления мест негерметичности или оценки герметичности изделия.

15) По окончании выявления мест негерметичности, перед их устранением и после завершения испытаний избыточное давление с изделия должно сбрасываться до нуля.

16) Если в процессе пневматического испытания:

- произошло разрушение испытуемого изделия или его элементов;
- при подаче сжатого газа давление в испытуемом изделии не повышается;
- вышли из строя показывающие приборы, предохранительные клапаны и запорные устройства;
- сработала аварийная сигнализация;
- давление в изделии возрастает выше разрешенного, несмотря на соблюдение всех требований инструкции;
- создалась опасная, вредная концентрация газа в помещении, то испытания должны быть прекращены, подводный сжатый газ трубопровод перекрыт, электроэнергия отключена, давление газа в изделии сброшено до нуля.

4.5.3 Требования к системам управления и контроля технологических процессов испытаний

1) Щиты и пульты управления и контроля процессов испытаний должны быть вынесены в безопасное место.

2) На пультах управления испытательных стендов и установок со сложной схемой на видном месте должна быть размещена мнемосхема, облегчающая управление.

3) Основными приборами при проведении технологического процесса пневматических испытаний являются приборы контроля давления и температуры сжатого газа. Все приборы должны соответствовать требованиям документации, устанавливающей их точность.

4) Верхние пределы шкал манометров должны быть выбраны по величине испытательных давлений в изделиях в соответствии с действующими правилами.

5) Запрещается эксплуатация манометров, у которых:

- отсутствует пломба или клеймо с отметкой о проведении поверки;
- истек срок поверки;
- стрелка при полном сбросе давления не возвращается к нулевому показателю шкалы на величину, превышающую половину допустимой погрешности;
- разбито стекло или имеются повреждения, которые могут отразиться на правильности показаний.

4.6 Требования к персоналу, допускаемому к проведению испытаний

1) К работе по проведению пневматических испытаний допускаются лица не моложе 18 лет, имеющие необходимую теоретическую и практическую подготовку, прошедшие аттестацию и имеющие удостоверение на право проведения испытаний.

2) Все инженерно-технические работники, назначенные для проведения пневматических испытаний, должны пройти проверку знаний правил и инструкций по технике безопасности.

3) Работающие на стенде или испытательной площадке должны проходить инструктаж по технике безопасности при первичном допуске к работе, повторный – не реже одного раза в квартал, внеплановый – при проведении испытаний ранее не поступавших изделий, а также при изменении технологии испытаний.

4) Все работающие на стенде должны знать:

- опасные и вредные производственные факторы, связанные с выполняемыми работами;
- инструкции по порядку подготовки и выполнения работ;

- инструкции по технике безопасности, пожарной безопасности и производственной санитарии;

- требования технологического процесса на испытания.

5) Рабочие могут быть допущены к работе только в спецодежде. Спецодежда и средства индивидуальной защиты должны применяться с учетом конкретных санитарно-технических условий на испытательном стенде и методов испытаний.

4.7 Проверочный расчет сосуда высокого давления

Для конструкций с многократным повторным действием нагрузок возникающие при эксплуатационной нагрузке напряжения не должны превышать значения предела текучести и обязаны иметь по отношению к нему некоторый запас прочности, который гарантирует не снижение прочности в течение установленного срока службы изделия даже в результате накопления усталостных повреждений в металле. Учитывая это, расчеты прочности удобнее проводить по эксплуатационным нагрузкам.

Исходные данные для расчета:

- рабочее давление в баллоне $p_p = 300 \cdot 10^5$ [Па];
- испытательное гидравлическое давление $p_{исп} = 375 \cdot 10^5$ [Па];
- наружный диаметр корпуса баллона $D = 3,9$ [м];
- толщина стенки $\delta_{min} = 0,012$ [м];
- механические свойства материала [АМг – 6];
- предел прочности $\sigma_B = 470 \cdot 10^6$ [Па];
- предел текучести $\sigma_T = 370 \cdot 10^6$ [Па].

Внутренний диаметр баллона:

$$D_B = D - 2 \cdot \delta_{min} , \tag{31}$$

$$D_B = 3,9 - 2 \cdot 0,012 = 3,876 \text{ [м]}.$$

Напряжения, возникающие при рабочем давлении:

$$\sigma_p = \frac{p_p \cdot D_B}{2 \cdot \delta_{\min}} \quad (32)$$

$$\sigma_p = \frac{300 \cdot 10^5 \cdot 3,876}{2 \cdot 0,012} = 484,5 \cdot 10^5 \text{ [Па]}.$$

Запас прочности баллонов:

$$f = \frac{\sigma_B}{\sigma_p} \quad (33)$$

$$f = \frac{470 \cdot 10^6}{484,5 \cdot 10^5} = 9,7.$$

Напряжения, возникающие при испытательном давлении:

$$\sigma_{исп} = \frac{p_{исп} \cdot D_B}{2 \cdot \delta_{\min}} \quad (34)$$

$$\sigma_{исп} = \frac{375 \cdot 10^5 \cdot 3,876}{2 \cdot 0,012} = 605,6 \cdot 10^5 \text{ [Па]}.$$

5 ЭКОНОМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

При проектировании РН необходимо оценить его экономическую эффективность. Затраты на выполнение проекта в сумме общих затрат на создание носителя с учетом подготовки производства, изготовления опытных образцов и их экспериментальной отработки относительно невелики. Однако безошибочное проектирование предопределяет возможность создания РН в установленные сроки и с минимальными суммарными затратами. Такое положение очевидно, поскольку принципиальные ошибки проектирования не могут быть исправлены ни в процессе изготовления опытных образцов ЛА, ни в процессе их экспериментальной отработки без больших материальных затрат и существенного увеличения сроков создания ЛА. А современные РН интенсивно совершенствуются, и задержки с созданием опытных образцов могут привести к их моральному старению и, в конечном счете, к непроизводительным затратам.

Стоит отметить, что современный рынок космических услуг разделяется на два больших сегмента:

- рынок космических услуг, предоставляемых через запущенные космические аппараты;
- рынок собственно космических запусков, связанный с выполнением платных заказов по запуску космических аппаратов.

Одноразовые РН, как правило, используют существующие технологии, сравнительно дешевы при разработке, однако главным отрицательным свойством одноразовых РН является высокая удельная стоимость выведения.

В настоящий момент в качестве средства выведения полезных нагрузок в космос на рынке предлагаются несколько десятков типов американских, российских, китайских и западноевропейских носителей, как правило, представляющих собой конверсионные или глубокие модификации военных МБР.

5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС в линейной постановке

При отсутствии информации о величине партии ЛА, выполняющей заданную программу полетов, допустимо использование проектного критерия в виде стоимости изготовления серийного образца в условных единицах (у.е.), выраженную через средние удельные стоимости систем и агрегатов, либо в виде стоимости изготовления, отнесенной к массе полезной нагрузки.

$C_{то}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг топливного отсека

$C_{ду}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг ДУ

$C_{су}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг системы управления

$C_{пр}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг прочих систем ЛА

Коэффициенты C_i для различных ЛА в зависимости конструкции находятся в диапазонах: $C_{то} = 30 \div 300$ [ед. ст./кг], $C_{ду} = 600 \div 1500$ [ед. ст./кг] причем большие значения соответствуют двигателям замкнутой схемы со сравнительно небольшой тягой: $C_{су} = 5000 \div 12000$ [ед. ст./кг], $C_{пр} = 2000 \div 10000$ [ед. ст./кг]

Значение коэффициентов удельной стоимости для данного случая: $C_{то} = 250$ [у. е./кг], $C_{ду} = 1350$ [у. е./кг], $C_{су} = 10000$ [у. е./кг], $C_{пр} = 8500$ [у. е./кг]

Данные для проведения расчёта представлены в таблице 5.1

Таблица 5.1 – Данные для проведения расчёта

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Масса окислителя	$m_{ок}$	204921,6	кг
Масса горючего	$m_{г}$	81318,15	кг
Суммарная масса топлива	$m_{т}$	286239,75	кг
Масса системы управления	$m_{су}$	173,66	кг

Масса двигательной установки	$m_{ду\Sigma}$	4988	кг
Масса полезного груза	$m_{пг}$	12860	кг
Начальная масса ступени	m_0	428570	кг
Тяга двигателя	P_M	5883990	Н
Масса прочих элементов	$m_{пр}$	260,488	кг
Плотность топлива	ρ_T	1021,743	кг/м ³
Нагрузка на мидель	P_M	10000	кг/м ²
Относительная конечная масса ступени РН	μ_k	0,32	-
Длина хвостового отсека РН	$L_{хо}$	2,335	м

$$W_4 = \frac{C_{mo} \cdot m_{mo} \cdot C_{dy} \cdot m_{dy} + C_{cy} \cdot m_{cy} + C_{np} \cdot m_{np}}{m_{пг}} \quad (35)$$

$$W_4 = \frac{250 \cdot 12377,888 + 10000 \cdot 173,66 + 1350 \cdot 4988 + 8500 \cdot 260,488}{12860}$$

$$= 1071,463 \text{ [у. е./кг]}$$

5.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС в нелинейной постановке

Данный критерий используется в случае отсутствия информации о величине партии ЛА, выполняющей заданную программу полетов, причем предполагается, что в ходе изучения будут сравниваться между собой альтернативные варианты ЛА сильно различающиеся между собой габаритно-массовыми характеристиками. Для вычисления данного критерия необходимо иметь массовую и энергетическую сводки ЛА в размерном виде.

5.2.1 Стоимость корпуса ракетного блока, включающего топливный и двигательный отсеки (без двигателей)

Стоимость корпуса ракетного блока, включающего топливный и двигательный отсеки (без двигателей)

$$C_k = 0.33 \cdot m_{mo}^{0.332} \cdot m_T^{0.2362} \cdot \mu_k^{-1.5935} \cdot \left(\frac{m_{mo} \cdot P_M}{\rho_T \cdot m_o} \right)^{0.1079} \cdot L_{xo}^{0.1616} \cdot 10^3 \quad (36)$$

где m_{To} – масса топливного отсека, кг;

m_T – масса топлива, кг;

m_o – начальная масса i -ой ступени, кг;

P_M – нагрузка на мидель, кг/м²;

L_{xo} – длина хвостового отсека ракетного блока ступени, м;

μ_k – относительная конечная масса ступени;

ρ_T – средняя плотность топлива, кг/м³.

$$C_k = 0,33 \cdot 12377,888^{0,332} \cdot 286239,75^{0,2362} \cdot 0,32^{-1,5935} \times \\ \times \left(\frac{12377,888 \cdot 10000}{1021,743 \cdot 428570} \right)^{0,1079} \cdot 2,335^{0,1616} \cdot 10^3 = 703240,526 \text{ [y. e.]}$$

5.2.2 Стоимость маршевой двигательной установки $C_{дум}$ у.е.

$$C_{дум} = 4,7 \times \\ \times \left((P_M \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (P_M \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (P_M \cdot 10^{-4})^{-0,229} \right) \cdot 10^3 \quad (37)$$

где P_M – тяга маршевого двигателя, Н

$$C_{дум} = (4,7 \cdot (5883990 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (5883990 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times \\ \times (5883990 \cdot 10^{-4})^{-0,229}) \cdot 10^3 = 7673325,504 \text{ [y. e.]}$$

5.2.3 Стоимость системы управления C_{cy} у.е.

Стоимость системы управления определяется по формуле

$$C_{cy} = 8,5 \cdot (m_{cy} \cdot 10^{-3})^{0,786} \cdot 10^6, \quad (38)$$

где m_{cy} – масса системы управления, кг.

$$C_{cy} = 8,5 \cdot (173,66 \cdot 10^{-3})^{0,786} \cdot 10^6 = 2146955,119 \text{ [y. e.]}.$$

5.2.4 Стоимость прочих элементов и систем ракетного блока $C_{пр}$ у.е.

Стоимость прочих элементов и систем определяется по формуле

$$C_{пр} = 6 \cdot m_{пр} \cdot 10^3 \quad (39)$$

где $m_{пр}$ – масса прочих элементов, кг.

$$C_{пр} = 6 \cdot 260,488 \cdot 10^3 = 1562928 \text{ [y. e.]}.$$

Минимальная стоимость изготовления ЛА в нелинейной постановке определяется по следующей формуле:

$$W_5 = C_k + C_{дум} + C_{cy} + C_{пр} \quad (40)$$

где C_k - стоимость изготовления корпуса;

$C_{дум}$ - стоимость изготовления маршевой двигательной установки;

C_{cy} - стоимость изготовления системы управления;

$C_{пр}$ - стоимость изготовления прочих элементов и систем ЛА.

$$W_5 = 703240,526 + 7673325,504 + 2146955,119 + 1562928 = \\ = 12086449,15 \text{ [y. e.]}.$$

5.3 Минимальная стоимость пуска

Данный критерий используется при задании объема партии ЛА, выполняющего заданную программу транспортировки. Критерий стоимости пуска записывается в виде:

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_{п}} + \frac{C_{нк}}{N_{п}} + C'_{эксп} + C_{изг} + C_T \quad (41)$$

где $C_{\text{разр}}$ – суммарная стоимость научно-исследовательских работ и опытно-конструкторских разработок;

$C_{\text{нк}}$ – стоимость наземного пускового и наземно-измерительного комплексов;

$C'_{\text{эксп}}$ – стоимость обеспечения запуска;

$C_{\text{изг}}$ – стоимость изготовления серийного образца;

$C_{\text{т}}$ – стоимость топлива рабочей заправки;

$N_{\text{п}}$ – объем партии ЛА.

Для упрощения расчетов близких по проектно-конструкторским характеристикам ЛА можно считать, что расходы на создание наземных комплексов и эксплуатацию ЛА постоянны, тогда:

$$W_6 = \frac{C_{\text{разр}}}{N_{\text{п}}} + C_{\text{изг}} + C_{\text{т}} \quad (42)$$

Стоимость разработки РН складывается из следующих значений:

$$C_{\text{разр}} = \sum_{i=1}^N C_{\text{ду}i}^{\text{р}} + \sum_{i=1}^N C_{\text{су}i}^{\text{р}} + \sum_{i=1}^N C_{\text{к}i}^{\text{р}} + \sum_{i=1}^N C_{\text{пр}i}^{\text{р}} \quad (43)$$

где $C_{\text{ду}i}^{\text{р}}$ – стоимость разработки ДУ;

$C_{\text{су}i}^{\text{р}}$ – стоимость разработки СУ;

$C_{\text{к}i}^{\text{р}}$ – стоимость разработки конструкции корпуса;

$C_{\text{пр}i}^{\text{р}}$ – стоимость разработки прочих систем и элементов ракетного блока

ступени.

5.3.1 Определение стоимости разработки двигательных установок

Стоимость разработки ДУ складывается из стоимости разработки маршевых двигателей.

Стоимость разработки маршевого двигателя в соответствии со следующей формулой:

$$C_{\text{дум}}^p = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (P_M \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 \times \\ \times (P_M \cdot 10^{-4})^{0,648} \quad (44)$$

$$C_{\text{дум}}^p = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (5883990 \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 \times \\ \times (5883990 \cdot 10^{-4})^{0,648} = 29231919521 \text{ [y. e.]}$$

5.3.2 Определение стоимости разработки системы управления

Стоимость разработки системы управления определяется по следующей формуле

$$C_{\text{су}}^p = 10 \cdot C_{\text{су}} \quad (45)$$

$$C_{\text{су}}^p = 10 \cdot 2146955,119 = 21469551,19 \text{ [y. e.]}$$

5.3.3 Определение стоимости разработки конструкции корпуса

Стоимость разработки конструкции корпуса определяется по следующей формуле:

$$C_K^p = 7,7 \cdot 10^5 \cdot (m_{\text{то}} \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (m_{\text{то}} + m_{\text{ду}})^{-0,196} \cdot \mu_K^{2,424} \times \\ \times (P_M \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot m_T^{-0,39} \quad (46)$$

$$C_K^p = 7,7 \cdot 10^5 \cdot (12377,888 \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (12377,888 + 4988)^{-0,196} \times \\ \times 0,32^{2,424} \cdot (5883990 \cdot 10^{-4})^{0,387} \times 286239,75^{-0,39} = 15708,485 \text{ [y. e.]}$$

5.3.4 Определение стоимости разработки прочих систем и элементов ступени

Стоимость разработки прочих систем и элементов ступени, определяется по следующей формуле:

$$C_{\text{пр}}^{\text{p}} = 15 \cdot C_{\text{пр}} \quad (47)$$

$$C_{\text{пр}}^{\text{p}} = 15 \cdot 1562928 = 23443920 \text{ [у. е.]}.$$

5.3.5 Определение стоимости заправляемого топлива

Стоимость топлива определяется по следующей формуле

$$C_{\text{T}} = \bar{c}_{\text{ок}} \cdot m_{\text{ок}} + \bar{c}_{\text{T}} \cdot m_{\text{T}} \quad (48)$$

где $\bar{c}_{\text{ок}}$ – удельная стоимость окислителя ($\bar{c}_{\text{ок}} = 0,05$ [у. е./кг]);

\bar{c}_{T} – удельная стоимость горючего ($\bar{c}_{\text{T}} = 0,04$ [у. е./кг]);

$m_{\text{ок}}$ – рабочая заправка окислителя ракетного блока ступени;

m_{T} – рабочая заправка горючего ракетного блока ступени.

$$C_{\text{T}} = 0,05 \cdot 204921,6 + 0,04 \cdot 81318,15 = 13498,806 \text{ [у. е.]}.$$

5.3.6 Определение стоимости разработки ПГС

Стоимость разработки ПГС первой ступени определяется по следующей формуле:

$$C_{\text{раз}}^{\text{p}} = C_{\text{дум}}^{\text{p}} + C_{\text{су}}^{\text{p}} + C_{\text{к}}^{\text{p}} + C_{\text{пр}}^{\text{p}} \quad (49)$$

$$C_{\text{раз}}^{\text{p}} = 29231919521 + 21469551,19 + 15708,485 + 23443920 = \\ = 29276848701 \text{ [у. е.]}.$$

5.3.7 Определение минимальной стоимости разработки ПГС первой ступени W_6 у.е.

Объём партии, включая отработочные образцы принимаем равным $N_{\text{п}} = 100$

Минимальная стоимость пуска определяется по следующей формуле:

$$W_6 = \frac{C_{\text{раз}}^{\text{p}}}{N_n} + W_5 + C_{\text{T}} \quad (50)$$

$$W_6 = \frac{29276848701}{100} + 201398734,9 + 13498,806 = 49418072,07 \text{ [y. e.]}$$

6 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

6.1 Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей. Общие понятия.

Предназначенные для исследования космоса современные ракеты-носители представляют собой системы, собранные из отдельных блоков (ступеней) по схеме «тандем» или «пакет», с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), работающими на химическом топливе. Таковы, например, созданные в СССР ракеты Р-7 и УР-500. В настоящее время используются их модификации «Союз-2» и «Протон». Перечислим требования, предъявляемые к ЖРД: 1) высокий удельный импульс на Земле – I_3 и в пустоте – $I_{уд.п}$; 2) высокая плотность используемых компонентов, которая обуславливает объем топливного бака, а значит, размеры и массу ракеты-носителя; 3) обеспечение экологической безопасности для окружающей среды при старте с поверхности Земли, когда продукты сгорания, выходящие из сопла ЖРД, попадают в атмосферу. Наиболее используемыми видами топлива в настоящее время являются кислород + керосин и кислород + водород (табл. 6.1). Удельный импульс ЖРД, работающих на топливе кислород + водород, примерно на 30 % выше, чем на топливе кислород + керосин. Вследствие низкой плотности водорода топливо кислород + водород используется для второй ступени, а топливо кислород + керосин – для первой ступени.

Цель проводимых расчетных исследований – выявить возможности увеличения удельного импульса ЖРД, использующего в качестве топлива керосин. Для увеличения удельного импульса непосредственно в камеру сгорания двигателя, работающего на топливе кислород + керосин, вводили разное количество водорода. По полученным результатам разработана принципиальная пневмогидравлическая схема ЖРД, использующего в качестве топлива водород + кислород, кислород + керосин и водород.

Таблица 6.1 — Свойства технического топлива.

Параметр	НДМГ* + N ₂ O ₄ **		Керосин*+ O ₂ **		H ₂ *+O ₂ **		H ₂ *+F ₂ **		CH ₄ *+O ₂ **		
	РД-257		РД-270		РД-57	РД-0120	РД-350		РД-190		
Плотность ρ, г/см ³	0,9	1,44	0,83	1,44	0,07	1,44	0,07	1,5	0,43	1,44	
Температура жидкой фазы T _к	К	298	294	298	90	20	90	20	85	110	90
	°С	25	21	25	-183	-253	-183	-253	-188	-163	-183
Молярная масса μ, г/моль	24		22		13,7		16		22		
Удельная теплота сгорания топлива Q, кДж/кг	6000		9200		13400		—		—		
Оптимальное соотношение компонентов k _m	2.67		2.6		6.0		16.2		3.4		
Сила тяги в пустоте p _n , тс (1тс = 9,8 кН)	15,7		740		44	204	10		100		
Давление в камере сгорания P _{к.с} , МПа	15,7		24,5		11,5	22	7,8		14,7		
Температура в камере сгорания T _{к.с} , К	3300		3800		3300		4600		3650		
Удельный импульс, с	На земле I _з	287		309		461		464		309	
	в пустоте I _{уд.п}	316		337		446		—		351	
Плотность топлива ρ _т , г/см ³	1,2		1		0,37	0,34	0,66		0,85		
*Горючее, **Окислитель											

6.2 Критерии оценки эффективности топлива.

Одним из основных критериев оценки эффективности топлива ЖРД является удельный импульс $I_{уд}$, который определяется по уравнению:

$$I_{уд} = \sqrt{2R_g T_{к.с} \frac{k}{k-1} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{к.с}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (51)$$

где R_g – газовая постоянная продуктов сгорания; $T_{к.с}$ – температура продуктов сгорания в камере сгорания; k – показатель теплообменного процесса в камере сгорания; p_a – давление на срезе сопла; $p_{к.с}$ – давление в камере сгорания.

В этой формуле величина $I_{уд}$ в основном определяется по параметрам использованного топлива: тепло производительности $T_{к.с}$ и молекулярной массе μ , которые влияют на величину газовой постоянной $R_{г} = \frac{R^*}{\mu_{г}}$, где R^* – универсальная газовая постоянная.

Тепло производительность топлива определяет температуру в камере сгорания. Температура для продуктов сгорания в камере двигателя для разных видов топлива изменяется в пределах 3300...3800 К, а значение молекулярной массы – от 14 до 24 г/моль. Значение R смеси продуктов сгорания обратно пропорционально значению μ смеси. Поэтому удельный импульс для топлива кислород + водород (см. табл. 6.1) на 30 % выше, чем для топлива кислород + керосин.

Продукты сгорания топлива кислород + водород – это экологически чистые газы, состоящие в основном из паров воды, чего нельзя сказать о топливе, содержащем фтор.

Работы по использованию фтора для ЖРД были закрыты, хотя по удельному импульсу топливо фтор + водород превосходило топливо кислород + водород. Однако в случае аварии ракетносителя, использующего такое топливо, произошла бы экологическая катастрофа.

С точки зрения массовых характеристик ракетной системы и, соответственно, размеров большое значение имеет плотность топлива, определяющая объем и размер бака. Поэтому введено понятие условной плотности топлива ρ_T , которая зависит от плотности окислителя ρ_0 , плотности горючего $\rho_{г}$ и соотношения компонентов по массе k_m :

$$\rho_T = \frac{1 + k_m}{\left(\frac{1}{\rho_T}\right) + \left(\frac{k_m}{\rho_0}\right)} \quad (52)$$

Величина от дает возможность сравнить массовые характеристики различных видов топлива, используемых для работы ЖРД. Низкая плотность водорода является основным недостатком топлива кислород + водород и ограничивает его применение. Повышенные требования предъявляются к герметизации баков, трубопроводов и другого оборудования водородных систем, обеспечивающих абсолютную изоляцию от воздуха, с которым водород образует взрывоопасную смесь, в отличие от кислорода, воспламеняющегося от притока тепла или контакта с органическими веществами. Недостатком водорода, как и кислорода, является низкая температура, необходимая для обеспечения пребывания обоих компонентов в жидкой фазе. Хотя существуют разные способы термоизоляции криогенных систем, вопрос исключения притока тепла к криогенным системам не удастся решить без применения специальных мер. Топливо, использующее в качестве окислителя кислород, относится к несамовоспламеняющимся компонентам, для воспламенения которых требуются запальные устройства, усложняющие процесс запуска, что снижает их надежность. Имеется возможность разработки новых схем ЖРД: без генераторной и трехкомпонентной.

6.3 Анализ результатов термодинамических расчетов.

В качестве исходного ЖРД был взят двигатель с $p_k = 10$ МПа (первая ступень ракеты-носителя), работающий на топливе кислород + керосин. Параметры двигателя были рассчитаны при разном количестве добавок водорода: 1...12 % массы секундного расхода топлива (табл. 6.2).

Анализ результатов показал, что добавление водорода не оказывает существенного влияния на температуру продуктов сгорания, но влияет на молекулярную массу μ и тем самым на значение газовой постоянной R . Это приводит к повышению удельного импульса с ~ 350 до ~ 450 с. Он возрастает с увеличением массы водорода, используемого в качестве добавки к топливу. Сколько можно добавить водорода – зависит от ракеты-носителя, на которой будет установлен рассматриваемый ЖРД, а также от массовых характеристик всей ракетной системы. Предполагается, что оптимальным может быть добавление водорода в количестве 6 % относительно секундного расхода топлива.

Таблица 6.2 — Свойства продуктов сгорания топлива кислород + керосин при добавлении водорода.

Добавление водорода, % (мас.)	Удельный импульс в пустоте $I_{уд.и}$, м/с	Молекулярная масса μ , г/моль	Удельная газовая постоянная R , Дж/(кг · К)	Температура в камере сгорания $T_{к.с}$, К
1	3485	23,3	3565	3763
2	3580	21,9	3804	3729
3	3744	19,7	4222	3769
4	3814	18,8	4417	3659
5	3880	17,5	4594	3643
6	3940	17,0	4752	3639
7	3990	16,4	4912	3616
8	4043	16,0	5055	3605
9	4090	15,5	5192	3596
10	4133	15,3	5319	3587
11	4174	15,0	5439	3579
12	4247	14,7	5553	3572

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выпускной квалификационной работы были разобраны подробно описание пневмогидравлической системы, ее агрегаты и узлы, а также подготовка к пуску и ее технология проведения испытания на герметичность и были изложены общие положения о безопасности жизнедеятельности при проведении пневмоиспытаний на герметичность. Были сделаны расчеты на прочность и минимальная стоимость всех узлов пневмогидравлической системы.

Так же в специальной части была рассмотрена возможность увеличения удельного импульса за счет добавления водорода и были получены следующие выводы:

1. Удельный импульс жидкостного ракетного двигателя при использовании добавок водорода к топливу кислород + керосин повышается в зависимости от массы добавленного водорода.

2. Возможна разработка трехкомпонентного ЖРД который может работать на двух режимах в качестве первой и второй ступеней ракеты-носителя, на основании эффекта увеличения удельного импульса при добавлении водорода в топливную систему керосин + кислород.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Инженерный справочник по космической технике / под ред. А.В. Солодова - М.: Воениздат, 1969. – 696 с.
- 2 Советская энциклопедия Космонавтика / под ред. В. П. Глушко - М.: Наука, 1985. – 528 с.
- 3 Фетисов, Г.П., Материаловедение и технология металлов / Г.П. Фетисов, М.Г. Карпман, В.М. Матюнин – М.: Высшая школа, 2002 – 638 с..
- 4 Балабух, Л. И. Основы строительной механики ракет / Л. И. Балабух, К.С. Колесников– М.: Высшая школа, 1969. – 488 с.
- 5 Эдельман А. И., Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей / А. И. Эдельман – М.: Машиностроение, 1970. – 245 с.
- 6 Движение ракет / под ред. А. А. Дмитриевского – М.: Воениздат, 1968. – 458 с.
- 7 Материаловедение / под ред. Б. П. Арзамасова – М.: Наука, 1986. – 383 с.
- 8 Конструкция и проектирование ЖРД / под ред. Г.Г.Гахуна – М.: Машиностроение, 1989. – 420 с.
- 9 Пономаренко, В.К. Ракетные топлива / В. К. Пономаренко – С-П.: ВИККА, 1995. – 607 с.
- 10 Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве ЛА / под ред. В.А Барвинка – М.: Машиностроение, 1996. – 286 с.
- 11 Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. / под ред. В.Н. Челомей – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.