

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов
Специальность 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы – Ракетно-космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зав. кафедрой

В.В. Соловьев

« _____ » _____ 2025 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Разработка ракетного блока второй ступени для ракета-носителя тяжелого класса на криогенных компонентах топлива с тягой двигателя 400 тонн

Исполнитель
студент группы 1109-об2


(подпись, дата)

Л.Ф. Тесля

Руководитель
доцент, канд. техн. наук


(подпись, дата)

В.В. Соловьев

Консультант по БЖД
доцент, канд. техн. наук


(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
ст. преподаватель


(подпись, дата)

М.А. Аревков

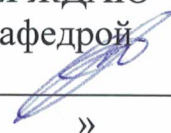
Благовещенск 2025

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов

УТВЕРЖДАЮ

Зав. кафедрой

 В.В. Соловьев
« » 2025 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Лилии Флюоровны Тесля.

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка ракетного блока второй ступени для ракеты-носителя тяжелого класса на криогенных компонентах топлива с тягой двигателя 400 тонн

(утверждена приказом от 22.04.2025 №1055-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 06.06.2025 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: отчеты по практикам, ГОСТы, справочная литература.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: введение, основная часть, расчет на прочность, описание конструкции, технологическая часть, безопасность жизнедеятельности, организационно-экономическая часть, заключение.

5. Перечень материалов приложения: вид РД0162, ККС ступени, общий вид базового ракетного блока, схемы черчения и технологическая часть.

6. Консультант по БЖД: Козырь А.В., доцент, канд. тех. наук.

7. Дата выдачи задания: 29.05.2025 г.

Руководитель выпускного квалификационного проекта: доцент, канд. техн. наук. Соловьев В.В.

Задание принял к исполнению (дата):  29.05.2025г

Задание принял к исполнению (дата): _____

РЕФЕРАТ

Пояснительная записка 161 страниц, 25 рисунков, 9 таблиц, 6 приложений, 12 источников.

РАКЕТНЫЙ БЛОК, СЖИЖЕННЫЙ ПРИРОДНЫЙ ГАЗ, КОНСТРУКЦИЯ, РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС

В данной выпускной квалификационной работе (или дипломном проекте) представлен разработанный проект ракетного блока второй ступени для тяжелой ракеты-носителя, использующего криогенные компоненты топлива — жидкий кислород и сжиженный природный газ — с двигателем мощностью 400 тонн тяги. В общей части работы выполнен подбор оптимальных проектных параметров, проведены расчеты на прочность и описана конструкция устройства. В технологической части рассмотрены методы проверки герметичности бака ракетного блока, в котором в качестве топлива применяется сжиженный природный газ, а окислитель — жидкий кислород.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» изложены требования и порядок реализации мер безопасности при работе со сжиженным природным газом. Для обеспечения безопасности предложена система приточно-вытяжной вентиляции закрытого хранилища сжиженного природного газа. Для обоснования выбора конструкции и характеристик системы был выполнен расчет приточно-вытяжной вентиляции данного хранилища.

В организационно-экономической части произведен расчет затрат на производство базового ракетного блока как в линейной, так и в нелинейной постановке задач.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения и сокращения	8
Введение	9
1 Основная часть	14
1.1 Основные проектные параметры	14
1.1.1 Расчёт проектных параметров ДУ ракетного блока	16
1.1.1.1 Анализ схемных решений и выбор варианта подачи КТ	16
1.1.1.2 Оценочный расчёт проектных параметров ЖРД	20
1.1.1.3 Определение удельного импульса	21
1.1.2 Определение массово-энергетических и объемно-геометрических характеристик ракетного блока	23
1.1.2.1 Расчёт топливного отсека	23
1.1.2.2 Определение объемных характеристик топливного отсека	23
1.1.2.3 Расчет продольных размеров топливных баков	26
1.1.2.4 Определение геометрических размеров ракетного блока	29
1.1.2.5 Расчет массовых характеристик ракетного блока	29
1.1.2.6 Определение массы топлива ракетного блока	29
1.1.2.7 Определение массы топливного отсека ракетного блока	30
1.1.2.8 Определение массы двигательной установки	32
1.1.2.9 Определение массы прочих элементов конструкции	32
1.1.2.10 Определение массы системы управления	32
1.1.2.11 Определение геометрических параметров переднего отсека	33
1.1.2.12 Определение общей длины блока	33
1.1.2.13 Составление компоновочной схемы ракетного блока	34
1.1.3 Выбор и обоснование схемы системы наддува	34
1.1.3.1 Классификация систем наддува	36

1.1.3.2	Оценочный расчет массы и габаритов «холодной» системы наддува	36
1.1.3.3	Определение давления в газовой подушке баков	37
1.1.3.4	Расчет «холодной» системы наддува для баков	41
1.1.3.5	Расчёт «холодной» системы наддува с подогревом для топливных баков	46
1.1.3.6	Расчёт «горячей» системы наддува	49
1.1.4	Расчет элементов топливоподающих магистралей РБ	53
1.1.4.1	Конструкция трубопроводов	56
1.1.4.2	Расчёт параметров сильфона	60
1.1.4.3	Расчет скорости звука в трубопроводе с жидкостью	62
1.1.4.4	Расчет частот собственных продольных колебаний топлива в трубопроводе	63
1.1.4.5	Расчет потерь давления жидкости в магистралях	64
1.1.4.5.1	Потери давления на создание скорости	65
1.1.4.5.2	Потери давления на местных сопротивлениях	66
1.1.4.5.3	Потери давления на трение в трубопроводах	70
1.1.5	Выбор типов заборных устройств и расчёт остатков незабора	71
1.1.5.1	Выбор типов и основных геометрических размеров заборных устройств	73
1.1.5.1.1	Выбор основных размеров заборного устройства бака окислителя	73
1.1.5.1.2	Выбор основных размеров заборного устройства бака горючего	74
1.1.5.2	Расчёт полных остатков незабора	75
1.1.5.2.1	Расчёт полных остатков незабора окислителя	75
1.1.5.2.2	Расчёт полных остатков незабора горючего	79
1.1.6	Расчёт времени заправки	82
2	Расчет на прочность	88
2.1	Обеспечение прочности конструкции	88

2.2 Анализ режимов эксплуатации	89
2.3 Выбор материала	91
2.4 Нагрузки, действующие на РН	93
2.5 Расчет на прочность переходного отсека ракетного блока	94
2.6 Расчет на прочность хвостового отсека ракетного блока	99
3 Описание конструкции	104
3.1 Конструкция ракетного блока	105
3.2 Переходной отсек	105
3.3 Бак окислителя	107
3.4 Бак горючего	108
3.5 Хвостовой отсек	109
3.6 Двигательная установка	110
4 Технологическая часть	114
4.1 Технологичность конструкции	114
4.2 Технологический процесс проверки герметичности бака РБ	117
4.2.1 Конструктивно-технологическая характеристика бака РН	118
4.2.2 Обоснование выбранного варианта процесса проверки на герметичность	119
4.2.3 Устройство и назначение передвижного течеискателя ПТИ-7	122
4.2.4 Порядок проверки герметичности при применении масс-спектрометрического метода	123
4.2.5 Технологический процесс испытаний	126
5 Безопасность жизнедеятельности	128
5.1 Анализ рабочего места оператора, проводящего работу на автоматической системе управления заправки ракеты-носителя тяжелого класса	128
5.1.1 Оценка микроклиматических параметров воздушной среды	128
5.1.2 Оценка условий труда, связанный с электромагнитными полями	131
5.1.3 Освещенность рабочей поверхности	132
5.1.4 Виброакустические факторы	136
5.1.5 Обеспечение пожарной безопасности	137

5.2 Расчет приточно-вытяжной вентиляции закрытого хранилища СПГ	138
6 Организационно-экономическая часть	145
6.1 Минимальная стоимость изготовления ракетного блока в линейной постановке	146
6.2 Минимальная стоимость изготовления ракетного блока в нелинейной постановке	147
Заключение	151
Библиографический список	154
Приложение А	156
Приложение Б	157
Приложение В	158
Приложение Г	159
Приложение Д	160
Приложение Е	161

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

БНАГ – бустерный насос агрегата горючего;
БНАО – бустерный насос агрегата окислителя;
ГГ – газогенератор;
ДУ – двигательная установка;
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
КРК – космический ракетный комплекс;
КТ – компоненты топлива;
ЛА – летательный аппарат;
МО – межбаковый отсек;
ОПП – основные проектные параметры;
ПГС – пневмогидравлическая система;
ПК – предохранительный клапан;
ПО – приборный отсек;
РБ – ракетный блок;
РДТТ – твердотопливный ракетный двигатель;
РКН – ракета космического назначения;
РН – ракета-носитель;
САУ – система автоматического управления;
СКЗ – система контроля заправки;
СПА – система приводов автоматики;
СПГ – сжиженный природный газ;
СРП – система рулевых приводов;
СТИ – система телеметрических измерений;
СУ – сигнализатор уровня;
СУ – система управления;
СУРТ – система управления расходом топлива;
ТНА – турбонасосный агрегат;
ТО – топливный отсек;
ХО – хвостовой отсек.

ВВЕДЕНИЕ

Президент Российской Федерации в своем указе от 14 января 2014 года № Пр-51 «Об основах государственной политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» определил основные направления государственной политики в сфере использования результатов космической деятельности для модернизации экономики страны и развития регионов до 2030 года. Основные цели включают:

а) обеспечение эффективного использования отечественного космического потенциала для развития Российской Федерации и ее субъектов, а также объединение усилий и ресурсов всех участников, использующих результаты космической деятельности;

б) эффективное использование на государственном уровне результатов космической деятельности, которые имеют межведомственный, межрегиональный и межотраслевой характер и затрагивают интересы всех секторов экономики;

в) применение результатов космической деятельности для развития страны, повышения качества жизни населения и обеспечения национальной безопасности;

г) повышение эффективности использования результатов космических программ, связанных с пилотируемыми полетами и фундаментальными исследованиями космоса;

д) создание системы оценки эффективности использования результатов космической деятельности в рамках деятельности исполнительных органов власти субъектов Российской Федерации.

Существующие космические ракетные комплексы включают в свой состав ракеты космического назначения, использующие экологически вредные и опасные компоненты ракетного топлива.

Одним из способов реализации направления повышения качества жизни и безопасности населения страны является создание космических ракет-

ных комплексов с применением ракет космического назначения, использующих экологически чистые перспективные компоненты ракетного топлива.

В связи с вышеизложенным тема выпускной квалификационной работы (дипломного проекта), посвященная проектной разработке базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива, является актуальной.

В рамках выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) решена задача обоснования проекта базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

Целью выпускной квалификационной работы (или дипломного проекта) является повышение экологичности ракет космического назначения при сохранении неснижаемых тактико-технических характеристик перспективных ракетных комплексов. Для достижения этой цели предлагается использовать базовые ракетные блоки с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных экологически чистых компонентах топлива, таких как сжиженный природный газ и кислород.

Объектом исследования выпускной квалификационной работы (или дипломного проекта) являются базовые ракетные блоки с жидкостными ракетными двигателями, использующими перспективные экологически безопасные компоненты топлива.

Предметом исследования выпускной квалификационной работы (или дипломного проекта) являются модели и методики расчета основных проектных параметров базовых ракетных блоков с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива. В рамках исследования рассматриваются вопросы расчета на прочность базовых ракетных блоков и их составных частей, а также подходы к обоснованию выбора схемно-конструктивных, технических и технологических решений для этих блоков и их элементов, включая заборные устройства баков ракет-носителей. Дополнительно в работе

освещаются технологические процессы проверки герметичности баков базовых ракетных блоков с применением масс-спектрометрического метода и обоснование выбора варианта проведения таких проверок. Рассматриваются методы и мероприятия по обеспечению безопасности при работе со сжиженным природным газом (СПГ), учитывающие порядок выполнения специальных требований к размещению резервуаров комплексов и систем хранения СПГ, а также к транспортировке баллонов со СПГ. В рамках исследования также изучаются методы и порядок периодического технического освидетельствования баллонов, цистерн и сосудов, работающих под давлением.

Особое внимание уделяется методам обеспечения безопасности жизнедеятельности при заправке ракет космического назначения криогенными компонентами топлива — сжиженным природным газом и кислородом. В этом разделе рассматриваются порядок газосброса и утилизации отходов, а также методы расчета приточно-вытяжной вентиляции закрытых хранилищ СПГ.

Кроме того, в работе исследуются методы обеспечения экономичности создания ракетно-космических систем на основе моделей оценки минимальной стоимости изготовления ракетного блока в линейной и нелинейной постановке задач.

Для достижения цели выпускной квалификационной работы (или дипломного проекта) по проектированию базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, использующими перспективные экологически чистые компоненты топлива, выделяются три основных этапа:

а) Предварительные изыскания:

На этом этапе выполняется сбор и анализ исходных данных, определяются требования к характеристикам ракетного блока, проводится оценка существующих технологий и нормативных требований. Также осуществляется предварительный выбор компонентов топлива, оценка их экологических

преимуществ и технических возможностей, а также анализ условий эксплуатации и безопасности.

б) Проектная разработка ракетного блока:

На данном этапе разрабатываются основные параметры конструкции, схемы и компоновки ракетного блока. Выполняются расчеты на прочность, тепловые режимы, динамическую устойчивость и другие показатели. Формируются чертежи и техническая документация, определяются материалы и технологические процессы изготовления.

в) Разработка систем ракетного блока и ее конструкции:

Этот этап включает создание детальных проектных решений систем питания, заборных устройств, систем управления и автоматизации. Также разрабатываются системы герметизации, проверки герметичности (в том числе с применением масс-спектрометрического метода), системы безопасности при эксплуатации и заправке. В рамках этого этапа осуществляется выбор конструктивных решений для обеспечения надежности, безопасности и экологической чистоты работы ракетного блока.

Предварительные изыскания, выполненные в рамках выпускной квалификационной работы (дипломного проекта), обеспечивают формирование целей разработки, обоснование решения о создании ракетного блока и определение технического облика ракетного блока и ракеты космического назначения в целом.

Исходные данные выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) являются результатом предварительных изысканий.

При выполнении выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) решена задача разработки, обеспечивающей сбалансированный проект ракетного блока. В ходе решения задачи обоснования проекта базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива, получены результаты выбора и разработки:

а) компоновочной схемы ракетного блока;

- б) основных проектных характеристик ракетного блока;
- в) требований к конструкции;
- г) действующих нагрузок;
- д) расчета на прочность ракетного блока;
- е) технологической части проекта;
- ж) мероприятий безопасности жизнедеятельности;
- з) организационно-экономического расчета;
- и) графических материалов по общей, специальной и технологической частям.

1 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

1.1 Основные проектные параметры

Ракетный блок— это автономная часть составной ракеты, включающая в себя топливный отсек с запасом топлива, двигательную установку, органы управления, аппаратуру и бортовую кабельную сеть системы управления, корпуса хвостового и переходного отсеков, элементы системы разделения ступеней, а также ряд вспомогательных систем и агрегатов.

Характеристики ракетных носителей и ракетных блоков, составляющих основу ракетно-космических комплексов, можно разделить на три группы:

а) Лётно-технические характеристики:

Задаваемые в техническом задании на разработку и определяющие параметры, необходимые для успешного выполнения миссии. В их число входят:

диапазон параметров орбиты выведения;

масса полезной нагрузки;

точность выведения;

допустимый разброс времени выведения на орбиту;

время подготовки и осуществления запуска.

б) Массово-энергетические характеристики:

Обеспечивают выполнение лётно-технических характеристик за счёт правильного соотношения массы и энергетических ресурсов. В их число входят параметры, связанные с запасами топлива, массой двигательной установки, энергетическими ресурсами и т.п., которые гарантируют достижение заданных кинематических параметров движения.

в) Критериальные характеристики или критерии эффективности:

Количественно определяют эффективность решения поставленных целей и задач разработки. Они позволяют оценить степень достижения целей проекта по сравнению с заданными требованиями.

Для выполнения заданных лётно-технических характеристик необходимо обеспечить в конце активного участка полета определенное сочетание кинема-

тических параметров движения — величины и направления скорости — что существенно влияет на параметры орбиты выведения. Эти кинематические параметры зависят от массово-энергетических характеристик и других данных.

На начальных этапах проектирования важно иметь представление о влиянии массово-энергетических характеристик на кинематические параметры движения и, следовательно, на летно-технические характеристики. Из множества характеристик всегда можно выделить наиболее важные — основные проектные параметры (ОПП), значения которых гарантируют выполнение летно-технических требований независимо от возможных вариаций остальных данных.

Правильный выбор состава ОПП является ключевым моментом в формализации задач проектирования ракетного блока: он позволяет минимизировать количество аргументов при разработке и обеспечивает основу для систематизированного подхода к решению задачи.

Прямая задача расчетного проектирования базового ракетного блока в общем случае формируется так: при заданных энергетических и временных параметрах функционирования РН определить характеристики составной части изделия, обеспечивающие минимальные затраты средства на выполнение программы полета.

Обратная задача может быть сформулирована следующим образом: при заданных ассигнованиях на создание (проектирование) космического ракетного комплекса определенного класса требуется установить проектные параметры РН (базового ракетного блока), обеспечивающие максимальную технологичность, экономичность и простоту при изготовлении и дальнейшей эксплуатации изделия.

Основными исходными данными для проектирования базового ракетного блока являются:

- а) наименование (назначение) составной части изделия — базовый ракетный блок;
- б) наименование двигателя: (однокамерный) РД0162;

в) тяга двигательной установки базового ракетного блока $P_{ДУ}=203$ тс ($1991,43 \cdot 10^3$ Н);

г) время работы базового ракетного блока $t_{\text{раб}}=200$ с;;

д) компоненты топлива: окислитель – жидкий кислород, горючее – СПГ.

На первом этапе проектирования вышеуказанные параметры задаются статистически с последующим уточнением части из них на последующей итерации проектных работ. К этим данным относятся:

а) плотность компонентов топлива ракетного блока $\rho_{\text{топ}}$, кг/м³;

б) коэффициент соотношения компонентов топлива Kg ;

в) плотность горючего (керосин) ракетного блока $\rho_{\text{гор}}$, кг/м³;

г) плотность окислителя (окислителя) ракетного блока $\rho_{\text{ок}}$, кг/м³;

1.1.1 Расчёт проектных параметров ДУ базового ракетного блока

1.1.1.1 Анализ схемных решений и выбор варианта подачи КТ

Анализ схемных решений и выбор варианта подачи компонентов топлива представлены на рисунке 1.1.

В зависимости от назначения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) к ним предъявляются различные требования по величине тяги, продолжительности работы и условиям эксплуатации. Это обуславливает широкий спектр применяемых способов подачи компонентов топлива и схем двигательных установок (ДУ).

По типу агрегата, создающего давление подачи, различают два основных типа систем:

Вытеснительная система подачи

Турбонасосная система подачи

Отличительные особенности вытеснительной системы:

Баки с компонентами топлива находятся под высоким давлением, значительно превышающим давление в камере сгорания (КС).

В результате этого баки требуют изготовления толстостенными и массивными, что увеличивает их массу и усложняет конструкцию.

Такая схема обеспечивает надежное и простое создание давления за счет внутреннего давления в баках, однако при этом увеличивает массу системы из-за необходимости использования толстостенных емкостей. В свою очередь, турбонасосные системы используют насосы для повышения давления топлива перед подачей в камеру сгорания, что позволяет снизить давление в баках и уменьшить их массу за счет более тонких стенок.

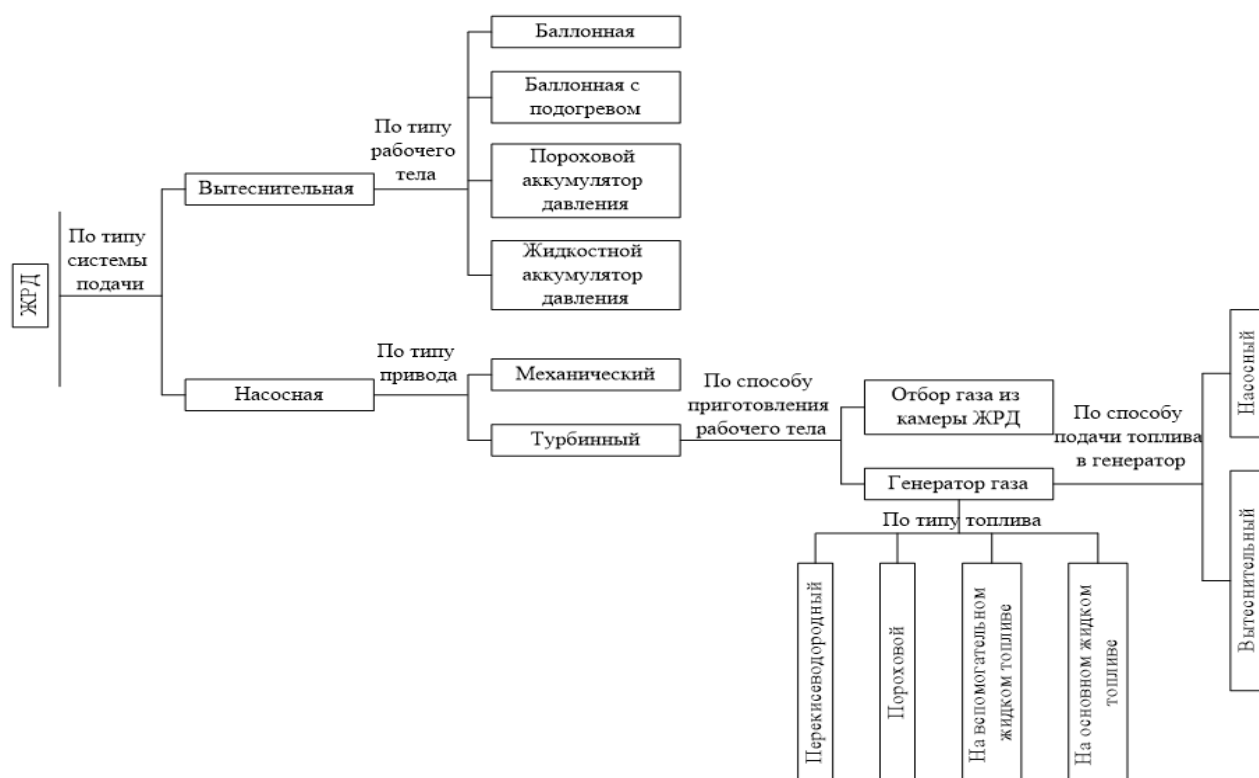


Рисунок 1.1 – Классификация жидкостных ракетных двигателей по типу системы подачи

Применение вытеснительной системы подачи топлива целесообразно при давлениях в камере сгорания (КС) не превышающих 1...1,5 МПа. Газовытеснительные системы подачи топлива находят преимущественное применение в двигателях небольшой тяги, рассчитанных на короткое время работы, поскольку их конструкция и масса ограничивают использование в более мощных установках.

При насосной системе подачи топлива необходимость поддерживать высокое давление в баках отпадает. Вместо этого создается небольшая воздушная

подушка давления ($P_{\text{над}} = 0,2 \dots 0,5$ МПа), которая обеспечивает бескавитационную работу насосов. Насосные системы подачи топлива являются более сложными по конструкции по сравнению с вытеснительными, однако для двигателей средней и большой тяги они предпочтительнее, поскольку позволяют снизить массу всей системы питания ракетного двигателя (ЖРД), включая баки с топливом.

Системы питания ЖРД с насосной подачей топлива бывают двух типов:

с автономной (независимой) турбиной — схема «без дожигания», при которой турбина работает независимо от камеры сгорания и обеспечивает подачу топлива без необходимости догона топлива после основной камеры;

с предкамерной турбиной — схема «с дожиганием», при которой турбина связана с предкамерой или дополнительной камерой догона, что позволяет повысить эффективность использования топлива и увеличить тягу.

Эти схемы позволяют оптимизировать работу двигателя в зависимости от требований к характеристикам и условиям эксплуатации.

Системы ЖРД с предкамерной турбиной применяются в двигателях большой тяги, при высоких давлениях в КС ($P_{\text{над}} = 25 \dots 30$ МПа). Предкамерные турбины являются высокоэффективными низкоперепадными турбинами ($\delta = 1,3 \dots 1,8$). Эти схемы более экономичны, поскольку исключают потери удельного импульса из-за расходования топлива на питание турбин, что повышает общую эффективность двигателя.

Ключевые отличия и особенности:

Автономные турбины:

1. Используются для среднетяговых двигателей.
2. Высокий перепад давления (δ).
3. Меньший расход топлива.
4. Потеря удельного импульса (на 2–6 %).
5. Более простая конструкция, но с меньшей эффективностью.

Предкамерные турбины:

1. Используются для мощных двигателей с высоким давлением в КС.

2. Низкий перепад давления (δ).
3. Высокая эффективность за счет отсутствия потерь топлива на питание турбин.
4. Более сложная конструкция и более высокая стоимость.

Эти схемы позволяют оптимизировать работу ракетных двигателей в зависимости от требований к тяге, эффективности и условий эксплуатации.

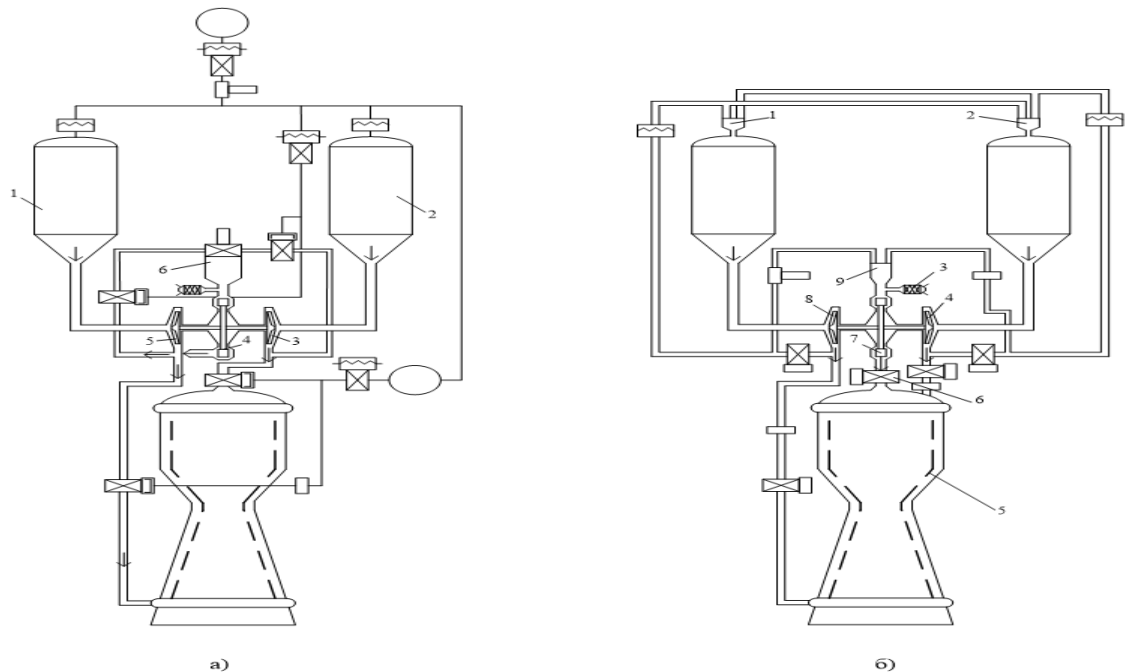


Рисунок 1.2 – Насосная система подача: а) – схема без дожигания генераторного газа: 1 и 2 – компоненты топлива, 3 и 5 – насосы, 4 – турбина и 6 – газогенератор; б) – схема с дожиганием: 1 и 2 – компоненты топлива, 3 – стартовая шашка, 4 и 8 - насосы, 5 – камера сгорания, 6 – выход турбины, 7 – турбина и 9 – газогенератор

Исходя из того, что оба компонента топлива является криогенными, и не имеются высокие перепады температур в полостях ТНА, то выбираем центральное расположение турбины ТНА (см. рисунок 1.3).

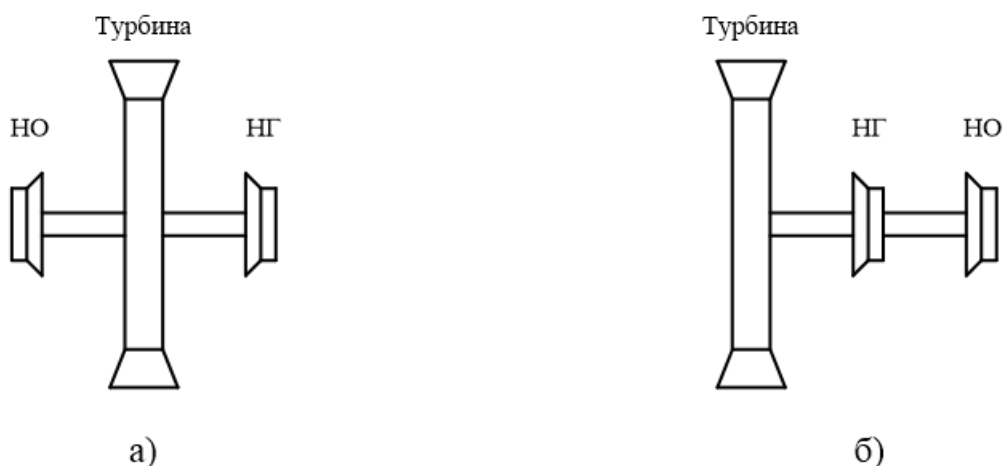


Рисунок 1.3 – Схема расположения турбины в ТНА: а – центральное расположение турбины; б – консольное расположение турбины.

Так как интервал времени работы двигательной установки (ДУ) достаточно значителен, а двигатели обладают высокой тягой, предпочтительным является выбор насосной системы подачи топлива с дожиганием газогенераторного газа. Такая схема обеспечивает более эффективное использование топлива и повышает общую надежность системы.

1.1.1.2 Оценочный расчёт проектных параметров ЖРД

Ракетный двигатель (РД) базового ракетного блока представляет собой функционально-конструктивную совокупность агрегатов, систем, устройств и элементов, обеспечивающих его работу как в режиме функционирования в составе ракетного блока, так и в качестве исполнительной части органов управления.

В состав ДУ входят:

- а) Два однокамерных двигателя РД0162;
- б) Топливные баки окислителя и горючего;
- в) Системы, обеспечивающие работу двигателей;
- г) Вспомогательные системы и устройства и т. д.

Характеристики двигательной установки и стандартные показатели применяемого топлива

Эти параметры позволяют определить основные проектные характеристики двигателя, такие как тяга, удельный импульс, расход топлива и другие важные показатели. Таблица 1.1 содержит конкретные значения этих характеристик для выбранных компонентов и систем.

Если потребуется более подробный анализ или расчетные формулы для определения проектных параметров, пожалуйста, уточните необходимые данные или параметры из таблицы 1.1.

Таблица 1.1 – Характеристики двигателей

Наименование параметра	Значение параметра для РД0162
Тяга одного двигателя $P_{ду.}$, 103 Н	1991,43
Суммарная тяга двигательной установки $P_{ду}$, 103 Н	3982,86
Удельный пустотный импульс $I_{уд}$, Н/(кг/с)	3149
Время работы двигателя $t_{раб}$, с	200
Давление в камере сгорания p_k , 106 Па	15,7
Давление на срезе сопла p_a , 106 Па	0,05
Показатель процесса истечения продуктов сгорания из сопла k	1,11
Универсальная газовая постоянная R , Дж/(кг·град)	324
Плотность горючего (СПГ) $\rho_{гор}$, кг/м ³	425
Плотность окислителя (жидкий кислород) $\rho_{ок}$, кг/м ³	1140
Весовое соотношение компонентов топлива k_m	3,4

1.1.1.3 Определение удельного импульса

Приведенный стандартный удельный импульс тяги вычисляется по следующей формуле:

$$I_{прст} = 0,95 \times I_{уд} \quad (1.1)$$

Подставляя значения, получим:

$$I_{прст} = 0,95 \times 3149 = 2991,55 \text{ Н кг / с}$$

Степень расширения газов в сопле двигателя определяется по следующей формуле:

$$\varepsilon = \frac{p_a}{p_\kappa} \quad (1.2)$$

Подставляя значения, получим:

$$\varepsilon = \frac{0,05 \times 10^6}{15,7 \times 10^6} = 0,0031$$

Расчётный параметр k_1 рассчитывается по формуле:

$$k_1 = \frac{k-1}{k}, \quad (1.3)$$

где k – показатель процесса истечения продуктов сгорания из сопла.

Подставляя значения, получим:

$$k_1 = \frac{1,11-1}{1,11} = 0,0991$$

Удельный импульс тяги двигателя на расчётном режиме работы определяется по следующей эмпирической формуле:

$$I_{уд.p} = I_{нрст} \times \left[0,67 - 0,016 \times \frac{p_\kappa}{10^6} + 0,163 \times \left(\frac{p_\kappa}{10^6} \right)^{0,5} \right] \times \sqrt{\frac{\left(1 - \varepsilon^{k_1} \right) \times \left(\frac{p_\kappa}{10^6} \right)^{k_1}}{\left(\frac{p_\kappa}{10^6} \right)^{k_1} - 0,0981^{k_1}}} \quad (1.4)$$

Подставляя значения, получим:

$$2991,55 \times \left[0,67 - 0,016 \times \frac{15,7 \times 10^6}{10^6} + 0,163 \times \left(\frac{15,7 \times 10^6}{10^6} \right)^{0,5} \right] \times \sqrt{\frac{\left(1 - 0,0031^{0,0991} \right) \times \left(\frac{15,7 \times 10^6}{10^6} \right)^{0,0991}}{\left(\frac{15,7 \times 10^6}{10^6} \right)^{0,0991} - 0,0981^{0,0991}}} = 3343,95 \text{ Н / (кг / с)}$$

1.1.2 Определение массово-энергетических и объемно-геометрических характеристик базового ракетного блока

1.1.2.1 Расчёт топливного отсека

Определение расхода топлива двигателя $\dot{m}$:

$$\dot{m} = \frac{P_i}{J_{\text{уд}}} = \frac{3982,86 \times 10^3}{3343,95} = 1191,06 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, \quad (1.5)$$

Определение массовых секундных расходов окислителя и горючего:

$$\dot{m}_{\text{ок}} = \dot{m} \times \frac{K_m}{1 + K_m} = 1191,06 \times \frac{3,4}{1 + 3,4} = 920,36 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, \quad (1.6)$$

$$\dot{m}_g = \frac{\dot{m}}{1 + K_m} = \frac{1191,06}{1 + 3,4} = 270,69 \frac{\text{кг}}{\text{с}}. \quad (1.7)$$

1.1.2.2 Определение объемных характеристик топливного отсека

Исходные данные:

$$\dot{m}_g = 270,69 \text{ кг/с};$$

Расход горючего:

$$\dot{m}_{\text{ок}} = 920,36 \text{ кг/с};$$

Расход окислителя:

Время работы двигателя: $\tau = 200 \text{ с}$;

Плотность горючего: $\rho_g = 425 \text{ кг/м}^3$;

Плотность окислителя: $\rho_{\text{ок}} = 1140 \text{ кг/м}^3$;

Полный объем баков горючего определяется по следующей формуле:

$$V_{\text{д.г}} = \frac{V_{\text{расч.г}} + V_{\text{зап.г}} + V_{\text{окс.г}}}{1 - \delta}, \quad (1.8)$$

где $V_{расч.г.}$ – расчётный объем горючего;

$$V_{расч.г.} = \frac{\dot{m}_г \times \tau}{\rho_г} = \frac{270,69 \times 200}{425} = 127,077 \text{ м}^3, \quad (1.9)$$

где $V_{гар.г.}$ – объем гарантированного запаса горючего;

$$V_{гар.г.} = \frac{\dot{m}_г \times \Delta \tau_{гар}}{\rho_г} = \frac{270,69 \times 1,5}{425} = 0,955 \text{ м}^3, \quad (1.10)$$

Принимаем $\Delta \tau_{гар} = 1,5$ с.

$V_{дост.г.}$ – достартовый объем горючего;

Объем горючего при работе двигателя на самотёке:

$$V_{см.г.} = \frac{\dot{m}_г \times \tau_1}{\rho_г} = \frac{270,69 \times 2}{425} = 1,273 \text{ м}^3, \quad (1.11)$$

Принимаем $\tau_1 = 2$ с.

Объем горючего, расходуемого от момента включения в работу ТНА до выхода двигателя на расчётный режим:

$$V_{ТНА.г.} = \frac{\dot{m}_г \times \tau_2}{\rho_г} = \frac{270,69 \times 1,5}{425} = 0,955 \text{ м}^3, \quad (1.12)$$

Принимаем $\tau_2 = 1,5$ с.

$\delta = 0,025 - 0,035$ – коэффициент объема газовой подушки.

Принимаем $\delta = 0,035$

Итак, определяется достартовый объем горючего:

$$V_{дост.г.} = V_{см.г.} + V_{ТНА.г.} = 1,273 + 0,955 = 2,228 \text{ м}^3. \quad (1.13)$$

И в конечном итоге полный объем баков горючего:

$$V_{\delta, \Sigma} = \frac{V_{расч, \Sigma} + V_{зар, \Sigma} + V_{докт, \Sigma}}{1 - \delta} = \frac{127,077 + 0,955 + 2,228}{1 - 0,035} = 134,984 \text{ м}^3 \quad (1.14)$$

Объем заправляемого горючего первой ступени:

$$V_{\Sigma} = V_{расч, \Sigma} + V_{зар, \Sigma} + V_{докт, \Sigma} = 127,077 + 0,955 + 2,228 = 130,26 \text{ м}^3 \quad (1.15)$$

По аналогии с расчетом объема баков горючего рассчитывается объем баков окислителя:

$$V_{расч, ок} = \frac{\dot{m}_{ок} \times \tau}{\rho_{ок}} = \frac{920,36 \times 200}{1140} = 161,46 \text{ м}^3 \quad (1.16)$$

$$V_{зар, ок} = \frac{\dot{m}_{ок} \times \Delta \tau_{зар}}{\rho_{ок}} = \frac{920,36 \times 1,5}{1140} = 1,211 \text{ м}^3 \quad (1.17)$$

$$V_{см, ок} = \frac{\dot{m}_{ок} \times \tau_1}{\rho_{ок}} = \frac{920,36 \times 2}{1140} = 1,614 \text{ м}^3 \quad (1.18)$$

$$V_{ТНА, ок} = \frac{\dot{m}_{ок} \times \tau_2}{\rho_{ок}} = \frac{920,36 \times 1,5}{1140} = 1,211 \text{ м}^3 \quad (1.19)$$

$$V_{докт, ок} = V_{см, ок} + V_{ТНА, ок} = 1,614 + 1,211 = 2,758 \text{ м}^3 \quad (1.20)$$

Принимаем $\delta=0,035$.

$$V_{\delta, \text{ок}_\Sigma} = \frac{V_{\text{расч.ок}} + V_{\text{гар.ок}} + V_{\text{дост.ок}}}{1 - \delta} = \frac{161,46 + 1,211 + 2,758}{1 - 0,035} = 171,429 \text{ м}^3 \quad (1.21)$$

Объем заправляемого окислителя первой ступени:

$$V_{\text{ок}_\Sigma} = V_{\text{расч.ок}} + V_{\text{гар.ок}} + V_{\text{дост.ок}} = 161,46 + 1,211 + 2,758 = 165,429 \text{ м}^3 \quad (1.22)$$

1.1.2.3 Расчет продольных размеров топливных баков

Для рассчитанных значений объемов блока выбираем диаметр равным D_b

$= 4,1 \text{ м.}$

Определяем радиус сферы верхнего и нижнего днищ баков (см. рисунок 1.4):

$$R_u = \frac{D_b}{2} = \frac{4,1}{2} = 2,05 \text{ м} \quad (1.23)$$

$$R_{сф} = 1,3 \times R_u = 1,3 \times 2,05 = 2,665 \text{ м} \quad (1.24)$$

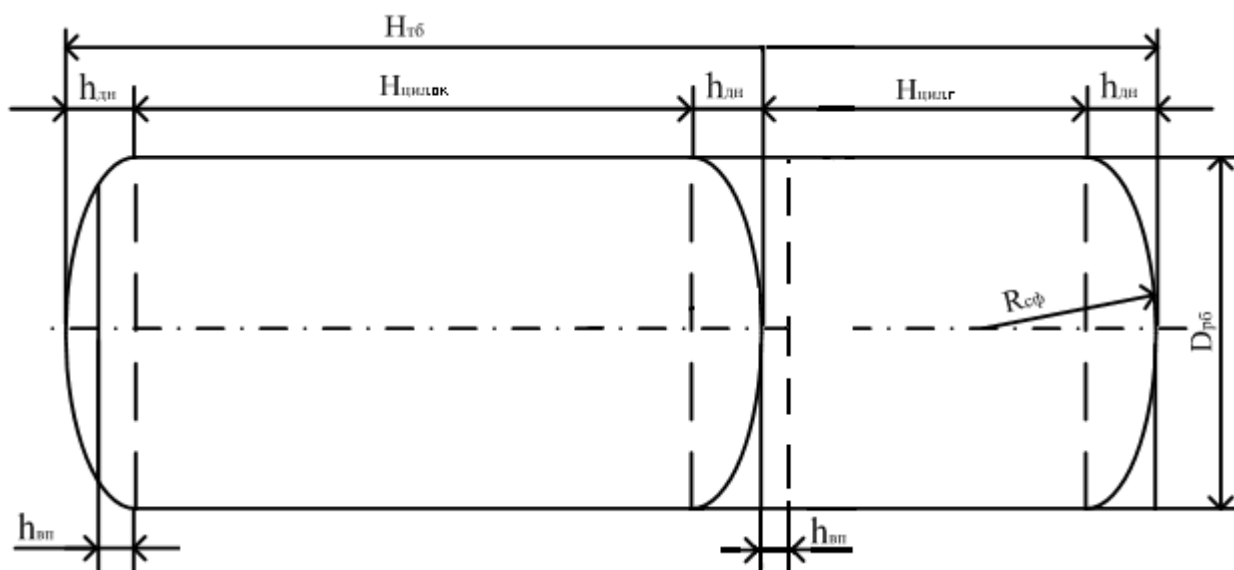


Рисунок 1.4 – Схема совмещенных топливных баков

Высота верхнего и нижнего днищ баков:

$$h = R_{\text{сф}} - \sqrt{R_{\text{сф}}^2 - R_{\text{ц}}^2} = 2,665 - \sqrt{2,665^2 - 2,05^2} = 0,962 \text{ м} \quad (1.25)$$

Объем сферического сегмента днищ:

$$V_{\text{сф}} = \pi \times h^2 \times \left(R_{\text{сф}} + \frac{h}{3} \right) = 3,14 \times 0,962^2 \times \left(2,665 + \frac{0,962}{3} \right) = 8,246 \text{ м}^3 \quad (1.26)$$

Размеры бака горючего:

Высота цилиндрической части бака горючего:

$$H_{\text{ц.с}} = \frac{V_{\text{б.с}} - 2 \times V_{\text{сф}}}{\pi \times R_{\text{ц}}^2} = \frac{134,984 - 2 \times 8,246}{3,14 \times 2,05^2} = 8,9794 \text{ м} \quad (1.27)$$

Полная высота бака горючего:

$$H_{\text{б.с}} = H_{\text{ц.с}} + h = 8,9794 + 0,962 = 9,9414 \text{ м} \quad (1.28)$$

Объем воздушной подушки:

$$V_{\text{в.п.с}} = V_{\text{б.с}} \times \delta = 134,984 \times 0,03 = 4,04 \text{ м}^3 \quad (1.29)$$

Высота воздушной подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака определяется:

$$h_{a.n.z} = h + \left[\frac{V_{a.n.z} - V_{сф}}{\pi \times R_{ш}^2} \right] = 0,962 + \left[\frac{4,04 - 8,246}{3,14 \times 2,05^2} \right] = 0,643 м \quad (1.30)$$

Высота уровня жидкости в баке:

$$H_z^{жк} = H_{б.з} - h_{a.n.z} = 9,9414 - 0,643 = 9,2984 м \quad (1.31)$$

По аналогии с расчетом размеров бака горючего рассчитываем размеры бака окислителя.

Высота цилиндрической части бака окислителя:

$$H_{ц.ок} = \frac{V_{б.ок} - 2 \times V_{сф}}{\pi \times R_{ш}^2} = \frac{171,429 - 2 \times 8,246}{3,14 \times 2,05^2} = 11,741 м \quad (1.32)$$

Полная высота бака окислителя:

$$H_{б.ок} = H_{ц.ок} + 2 \times h = 11,741 + 2 \times 0,962 = 13,665 м \quad (1.33)$$

Объем воздушной подушки:

$$V_{a.n.ок} = V_{б.ок} \times \delta = 171,429 \times 0,03 = 5,142 м^3 \quad (1.34)$$

Высота воздушной подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака определяется:

$$h_{\text{в.л.ок}} = h + \left[\frac{V_{\text{в.л.ок}} - V_{\text{сф}}}{\pi \times R_{\text{ц}}^2} \right] = 0,938 + \left[\frac{4,863 - 8,045}{3,14 \times 2^2} \right] = 0,684 \text{ м} \quad (1.35)$$

Высота уровня жидкости в баке:

$$H_{\text{ок}}^{\text{жк}} = H_{\text{в.ок}} - h_{\text{в.л.ок}} = 13,665 - 0,684 = 12,939 \text{ м} \quad (1.36)$$

Общая высота топливных баков определяется в соответствии со следующей формулой:

$$H_{\text{тб}} = 3 \times h + H_{\text{цг}} + H_{\text{цок}}, \quad (1.37)$$

$$H_{\text{тб}} = 3 \times 0,96 + 8,9794 + 11,711 = 23,6 \text{ м}$$

1.1.2.4 Определение геометрических размеров базового ракетного блока

Длина хвостового отсека ракетного блока определяется в соответствии со следующей формулой:

$$l_{\text{хо}} = 0,8 + L_{\text{ду}} = 0,8 + 3,55 = 4,35 \text{ м} \quad (1.38)$$

1.1.2.5 Расчет массовых характеристик базового ракетного блока

Стартовая масса ракетного блока определяется в соответствии со следующей формулой:

$$m_{\text{о}} = m_{\text{м}} + m_{\text{мо}} + m_{\text{ду}} + m_{\text{пр}} + m_{\text{сч}}, \quad (1.39)$$

где m_m – общее количество топлива ракетного блока;

m_{mo} – масса топливного отсека ракетного блока;

$m_{ду}$ – масса двигательной установки ракетного блока;

m_{np} – масса прочих элементов конструкции;

m_{cy} – масса системы управления.

1.1.2.6 Определение массы топлива базового ракетного блока

Общее количество заправляемого топлива в ракетный блок определяется по следующей формуле:

$$m_m = \rho_m \times V_{запр.мо}, \quad (1.40)$$

где ρ_m – плотность компонентов топлива ракетного блока, которая определяется по следующей формуле:

$$\rho_m = \frac{1 + k_m}{\frac{1}{\rho_c} + \frac{k_m}{\rho_{ок}}}, \quad (1.41)$$

Весовое соотношение компонентов топлива $k_m = 3,4$.

Подставляя значения, получим:

$$\rho_m = \frac{1 + 3,4}{\frac{1}{425} + \frac{3,4}{1140}} = 825,51 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

Подставляя значения, получим:

$$m_c = 825,51 \times 130,26 = 107530,93 \text{ кг}$$

$$m_{ок} = 825,51 \times 165,429 = 136563,29 \text{ кг}$$

Общее количество топлива ракетного блока:

$$m_m = m_c + m_{ок} = 107530,93 + 136563,29 = 244094,22 \text{ кг} \quad (1.42)$$

1.1.2.7 Определение массы топливного отсека базового ракетного блока

Массу топливного отсека определяют суммой масс топливных баков под основные компоненты топлива, массы устройств наддува и узлов крепления, а также массы вспомогательных баков при их наличии.

Определяется масса топливного отсека в соответствии со следующей формулой:

$$m_{mo} = a_{mo} + d_{mo} \times \dot{m}_m \times \tau, \quad (1.43)$$

где a_{mo}, d_{mo} – массовые коэффициенты:

$$a_{mo} = (1,05 \dots 1,10) \times (a_{mb} + a_{yn}), \quad (1.44)$$

$$d_{mo} = (1,05 \dots 1,10) \times (d_{mb} + d_{yn}), \quad (1.45)$$

где a_{mb}, d_{mb} – коэффициенты, характеризующие массу топливных баков;

a_{yn}, d_{yn} – коэффициенты, характеризующие массу устройств наддува и узлов крепления: $a_{yn} = 10; d_{yn} = 0.001$. Отсюда:

$$a_{mb} = 1,43 \times \pi \times \bar{\delta} \times \rho_{AlMg6} \times D_{\bar{\delta}} = 1,43 \times 3,14 \times 0,004 \times 2640 \times 4,1^3 = 3267,99 \quad (1.46)$$

,

$$d_{mb} = 1,1 \times \frac{4 \times \bar{\delta} \times \rho_{AlMg6}}{0,9 \times \rho_m} = 1,1 \times \frac{4 \times 0,004 \times 2640}{0,9 \times 825,51} = 0,06, \quad (1.47)$$

где $\bar{\delta} = 0,004$ – относительная толщина оболочки для алюминиевых сплавов;

$$\rho_{AlMg6} = 2640 \text{ кг} / \text{м}^3$$

Подставляя значения, получим:

$$a_{mo} = 1,10 \times (3267,99 + 10) = 3605,78$$

$$d_{mo} = 1,10 \times (0,06 + 0,001) = 0,0671$$

Подставляя значения, получим:

$$m_{mo} = 36,0578 + 0,0671 \times 191,06 \times 200 = 19589,81 \text{ кг}$$

Масса топливного бака горючего и окислителя:

$$m_{mb.z} = \frac{m_{mo}}{1 + k_m} = \frac{19589,81}{1 + 3,4} = 4452,22 \text{ кг} \quad (1.48)$$

$$m_{mb.ok} = m_{mo} - m_{mb.z} = 19589,81 - 4452,22 = 15137,59 \text{ кг} \quad (1.49)$$

1.1.2.8 Определение массы двигательной установки

Масса используемой двигательной установки устанавливается из каталога двигателей:

$$m_{ИДУ} = m_{ДУ} \times 2, \quad (1.50)$$

$$m_{ИДУ} = 2100 \times 2 = 4200 \text{ кг}$$

1.1.2.9 Определение массы прочих элементов конструкции

Определяется масса прочих элементов конструкции в соответствии со следующей формулой:

$$m_{np} = \mu_{np} \times (m_{mo} + m_{ИДУ}), \quad (1.51)$$

где μ_{np} – относительная масса неучтенных элементов, в пределах 0,02... 0,025.

Подставляя значения, получим:

$$m_{np} = 0,025 \times (19589,81 + 4200) = 594,745 \text{ кг}$$

1.1.2.10 Определение массы системы управления

Определяется масса системы управления конструкции в соответствии со следующей формулой:

$$m_{cy} = \mu_{cy} \times (m_{mo} + m_{ИДУ}), \quad (1.52)$$

где μ_{cy} – относительная масса системы управления, в пределах 0,01... 0,015.

Подставляя значения, получим:

$$m_{cy} = 0,015 \times (19589,81 + 4200) = 356,847 \text{ кг}$$

Подставляя все найденные значения, получим:

$$m_o = m_m + m_{мо} + m_{ИДУ} + m_{np} + m_{cy}, \quad (1.53)$$

$$m_o = 244094,22 + 19589,81 + 4200 + 594,745 + 356,847 = 268835,62 \text{ кг}$$

1.1.2.11 Определение геометрических параметров переднего отсека

Передний отсек предназначен для стыковки с последующим блоком и служит для размещения приборов систем управления и измерений.

Высота приборного отсека ракетного блока второй ступени, которая определяется по следующей формуле:

$$h_{приб} = \frac{V_{cy}}{\pi \times R_{РБ}^2} + h_{он}, \quad (1.54)$$

где V_{cy} – объем, занимаемый системой управления:

$$V_{cy} = \frac{m_{cy}}{\rho_{cy}}, \quad (1.55)$$

где ρ_{cy} – плотность компоновки системы управления, выбирается в пределах 150...250 кг/м³.

$$V_{cy} = \frac{356,847}{200} = 1,7842 \text{ м}^3$$

Подставляя значения, получим:

$$h_{приб} = \frac{1,7842}{3,14 \times 2,05^2} + 0,962 = 1,097$$

1.1.2.12 Определение общей длины блока

Общая длина блока определяется следующим образом:

$$L_{\text{блока}} = h_{\text{приб}} + H_{\text{тб}} + l_{\text{хо}}. \quad (1.56)$$

$$L_{\text{б.тока}} = 1,097 + 23,6 + 4,35 = 29,047 \text{ м}$$

1.1.2.13 Составление компоновочной схемы базового ракетного блока

Компоновочная схема ракетного блока представлена на рисунке 1.5.

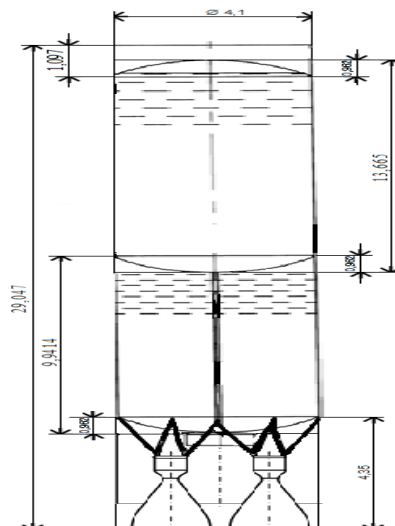


Рисунок 1.5 – Компоновочная схема блока

Общий вид базового ракетного блока представлен на рисунке 1.6.

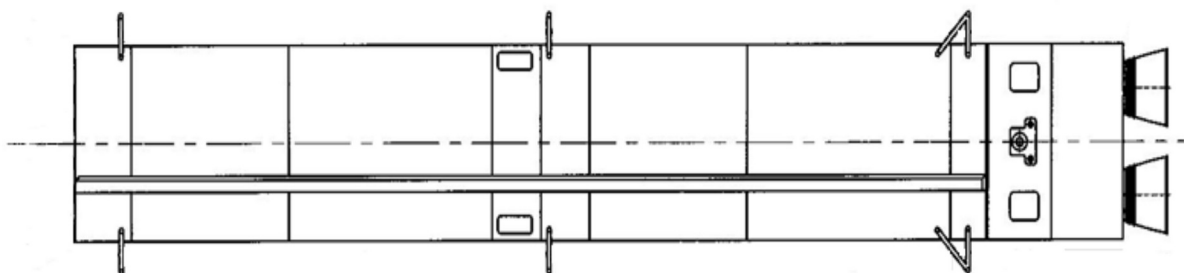


Рисунок 1.6 – Общий вид базового ракетного блока

1.1.3 Выбор и обоснование схемы системы наддува

Цели наддува топливных баков:

а) Обеспечение безкавитационной работы насосов на всех режимах работы двигателя

Наддув создает необходимое давление в баках, предотвращая образование кавитации в насосах, что обеспечивает стабильную подачу топлива и надежность работы системы.

б) Устранение провалов давления в баках в момент запуска ДУ

В начальный момент запуска давление в баках может снизиться, что негативно сказывается на работе насосов и характеристиках двигателя. Наддув помогает поддерживать стабильное давление.

в) Ускорение выхода двигателей на режим с целью уменьшения предстартовых расходов топлива

Поддержание оптимального давления способствует быстрому достижению требуемых рабочих параметров, что сокращает время подготовки к старту и снижает расход топлива на подготовительные операции.

г) Повышение прочности баков при воздействии осевых сжимающих сил

Наддув создает внутреннее давление, которое уравнивает внешние нагрузки и осевые силы, повышая механическую прочность баков и их долговечность.

Особенности поддержания давления при различных системах подачи топлива:

В вытеснительной системе подачи:

Необходимо поддерживать давление с высокой точностью, поскольку тяга двигателя пропорциональна давлению наддува. Малые отклонения могут значительно снизить эффективность работы двигателя.

В турбонасосной системе подачи:

Тяга двигателя менее чувствительна к изменениям давления наддува. В каждом баке необходимо поддерживать давление газа наддува в диапазоне от минимально допустимого до максимально допустимого значения для обеспечения стабильной работы системы.

Обоснование выбора схемы наддува:

Исходя из целей повышения надежности, эффективности и скорости запуска двигателя, а также учитывая особенности систем подачи топлива, предпочтительно использовать турбонасосную систему с регулируемым наддувом. Эта схема позволяет точно контролировать давление в баках, обеспечивая оптимальные условия для работы насосов и повышения общей эффективности ракетной установки.

1.1.3.1 Классификация систем наддува

Классификация систем наддува приведена на рисунке 1.7.

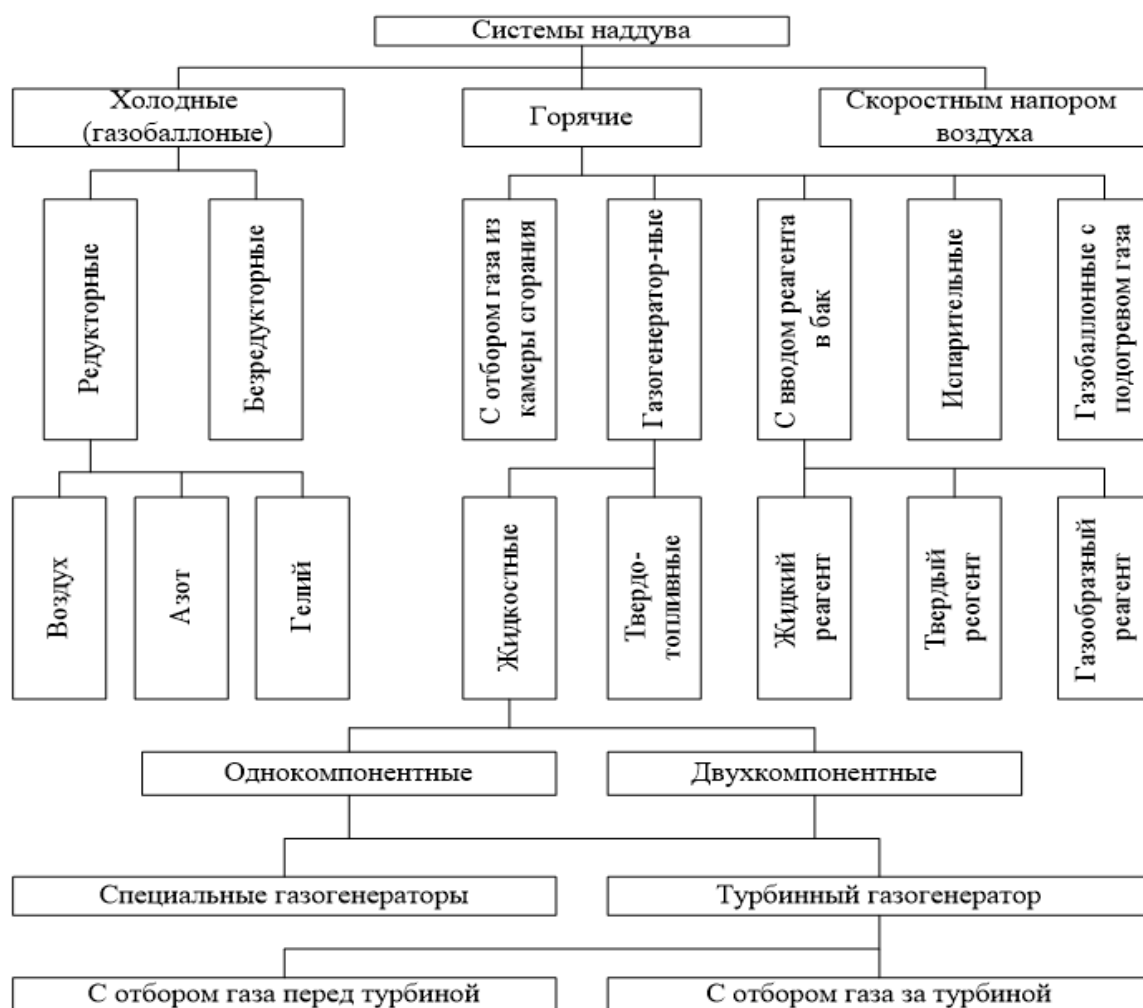


Рисунок 1.7 – Классификация систем наддува топливных баков

1.1.3.2 Оценочный расчет массы и габаритов «холодной» системы наддува

Исходные данные:

- давление насыщенных паров СПГ: $p_{s.г} = 1,1 \cdot 10^5$ Па;
- давление насыщенных паров кислорода: $p_{s.ок} = 1,013 \cdot 10^5$ Па;
- плотность СПГ: $\rho_{г} = 425$ кг/м³;
- плотность кислорода: $\rho_{ок} = 1140$ кг/м³;
- объем заправляемого окислителя: $V_{ок} = 165,429$ м³;
- объем заправляемого горючего: $V_{г} = 130,26$ м³.

1.1.3.3 Определение давления в газовой подушке баков

Расчёт минимального давления определяется по трём условиям:

1. Условие безкавитационной работы насоса в момент старта.

$$P_{\text{мл.м}} = P_{\text{мл.м}} + \Delta P_k + P_{\Sigma} - P_{\text{см}}, \quad (1.57)$$

где ΔP_k – кавитационный запас прочности выбирается из диапазона $0,5 \dots 2 \cdot 10^5$ Па;

P_{Σ} – суммарные потери давления, которые определяются по следующей формуле:

$$P_{\Sigma} = \zeta \times \frac{\rho_m \times V_{\text{км}}^2}{2}, \quad (1.58)$$

где $V_{\text{км}} = 5 \dots 10$ м/с – скорость истечения компонента в магистрали;

$\zeta = 3,4$ – коэффициент местного сопротивления.

Подставляя значения, получим:

$$P_{\Sigma, \Gamma} = 3,4 \times \frac{425 \times 8^2}{2} = 46240 \text{ Па}$$

$$P_{\Sigma, \text{ок}} = 3,4 \times \frac{1140 \times 8^2}{2} = 124032$$

$P_{\text{см}}$ – гидростатическое давление столба жидкости:

$$P_{\text{см}} = \rho_m \times g_o \times H_{\text{мб}}^{\text{ж}} \times n_x, \quad (1.59)$$

где $n_x = 1$ – осевая перегрузка в момент старта.

Подставляя значения, получим:

$$P_{\text{см}, \Gamma} = 4256 \times 9,81 \times 9,2984 \times 1 = 38767,354 \text{ Па}$$

$$P_{\text{см}, \text{ок}} = 1140 \times 9,81 \times 12,939 \times 1 = 144702,0126 \text{ Па}$$

Подставляя все найденные значения, получим:

$$P_{\text{мин.з}} = 1,1 \times 10^5 + 10^5 + 46240 - 38767,354 = 217472,646 \text{ Па}$$

$$P_{\text{мин.ок}} = 1,013 \times 10^5 + 10^5 + 124032 - 144702,0126 = 180629,9874 \text{ Па}$$

2. Условие безкавитационной работы насоса в конце работы блока:

$$P_{\text{мин.т}} = P_{\text{нл.т}} + P_{\kappa} + P_{\Sigma} - P_{\text{ст}}, \quad (1.60)$$

$$P_{\text{ст}} = \rho_{\text{т}} \times g_{\text{о}} \times h_{\text{мб}}^{\text{жс}} \times n_{\text{x}}, \quad (1.61)$$

где:

$$h_{\text{мб}}^{\text{з}} = 0,5 + h_{\text{ост}}, \quad (1.62)$$

$$h_{\text{мб}}^{\text{ок}} = 10,9414 + h_{\text{ост}}, \quad (1.63)$$

где $n_{\text{x}} = 5,77$ – осевая перегрузка, $h_{\text{ост}} = 0,25$ м – высота остатков незабора.

Подставляя значения, получим:

$$P_{\text{ст.з}} = 425 \times 9,81 \times (0,5 + 0,25) \times 5,77 = 8780,64 \text{ Па}$$

$$P_{\text{ст.ок}} = 1140 \times 9,81 \times (10,9414 + 0,25) \times 5,77 = 244626,47 \text{ Па}$$

Подставляя все найденные значения, получим:

$$P_{\text{мин.з}} = 1,1 \times 10^5 + 10^5 + 46240 - 8780,64 = 247459,36 \text{ Па}$$

$$P_{\text{мин.ок}} = 1,013 \times 10^5 + 10^5 + 124032 - 244626,47 = 80709,53 \text{ Па}$$

3. Условие отсутствия кавитации на заборном устройстве в конце работы ДУ.

$$P_{\text{мин.т}} = P_{\text{нл.т}} + \square P_{\kappa}^* + \square P_{\text{з.у}} - P_{\text{ст}}, \quad (1.64)$$

где ΔP_{κ}^i – кавитационный запас, выбирается из диапазона $0,3 \dots 0,7 \cdot 10^3$

Па;

$\Delta P_{з,у}$ – потери давления на сифонном и тарельчатом заборных устройствах для топливных баков горючего и окислителя соответственно, которые определяются по следующей формуле:

$$\Delta P_{з,у} = \xi \times \frac{\rho_m \times V_{зм}^2}{2}, \quad (1.65)$$

где ξ – коэффициент местного сопротивления тарели для топливных баков горючего и окислителя, выбирается из диапазона $\xi_{з,у} = 0,05 \dots 2,0$.

Подставляя все найденные значения, получим:

$$\Delta P_{з,у,г} = 0,4 \times \frac{425 \times 8^2}{2} = 5440 \text{ Па}$$

$$\Delta P_{з,у,ок} = 0,4 \times \frac{1140 \times 8^2}{2} = 14592 \text{ Па}$$

Определим значение гидростатического давления столба жидкости:

$$P_{см} = \rho_m \times g_o \times h_{ост} \times n_x, \quad (1.66)$$

где $h_{ост} = 0,25$ м – высота остатков незабора;

$n_x = 5,77$ – осевая перегрузка

Подставляя значения, получим:

$$P_{см,г} = 425 \times 9,81 \times 0,25 \times 5,77 = 6014,14 \text{ Па},$$

$$P_{см,ок} = 1140 \times 9,81 \times 0,25 \times 5,77 = 16132,05 \text{ Па}.$$

Подставляя все найденные значения, получим:

$$P_{мгм,г} = 1,1 \times 10^5 + 0,5 \times 10^5 + 5440 - 6014,14 = 159425,86 \text{ Па},$$

$$P_{мгм,ок} = 1,013 \times 10^5 + 0,5 \times 10^5 + 14592 - 16132,05 = 149759,95 \text{ Па}.$$

Из трех $P_{\text{мин.т}}$ выбираем максимальное значение, т.е.:

$$P_{\text{мин.г}} = 247459,36 \text{ Па},$$

$$P_{\text{мин.ок}} = 180629,9874 \text{ Па}.$$

Максимальное давление в подушке топливных баков:

$$P_{\text{макс.т}} = D_p + P_{\text{мин.т}}, \quad (1.67)$$

где D_p – разница между максимальным и минимальным давлениями, в пределах $2 \dots 4 \cdot 10^5 \text{ Па}$

Подставляя значения, получим:

$$P_{\text{макс.г}} = 2 \times 10^5 + 2,4745936 \times 10^5 = 4,4745936 \times 10^5 \text{ Па},$$

$$P_{\text{макс.ок}} = 2 \times 10^5 + 1,806299874 \times 10^5 = 3,806299874 \times 10^5 \text{ Па}.$$

Номинальное давление в подушке топливных баков:

$$P_{\text{ном.т}} = \frac{P_{\text{макс.т}} + P_{\text{мин.т}}}{2}, \quad (1.68)$$

Подставляя все найденные значения, получим:

$$P_{\text{ном.г}} = \frac{4,4745936 \times 10^5 + 2,4745936 \times 10^5}{2} = 3,475936 \times 10^5 \text{ Па},$$

$$P_{\text{ном.ок}} = \frac{3,806299874 \times 10^5 + 1,806299874 \times 10^5}{2} = 2,806299874 \times 10^5.$$

1.1.3.4 Расчет «холодной» системы наддува для баков

Общее описание:

«Холодные» или газобаллонные системы наддува используют заранее подготовленный и аккумулированный в газовых баллонах газ, который на борту ракеты не подогревается. Такой подход обеспечивает простоту конструкции и надежность системы, поскольку исключает необходимость нагрева рабочего тела.

Классификация газобаллонных систем по способу регулирования расхода газа:

Редукторные системы:

В этих системах органом автоматического регулирования расхода газа является редуктор.

Редуктор поддерживает постоянное давление в баке, регулируя расход газа в зависимости от изменений давления или объема.

Безредукторные системы:

В этих системах регулирование осуществляется с помощью системы жиклеров и клапанов, которые открываются по заранее заданной программе.

Расход газа регулируется за счет изменения площади сечения жиклеров и времени открытия клапанов.

Принципиальные схемы систем (на рисунке 1.8):

Редукторная система:

Газ из баллона поступает через редуктор, который автоматически регулирует давление и расход газа для поддержания постоянного давления в баке.

Безредукторная система:

Газ из баллона подается через систему жиклеров и клапанов, открывающихся по заданной программе, что обеспечивает необходимый расход без использования редуктора.

Расчет «холодной» системы наддува:

Для определения параметров системы необходимо учитывать: объем бака, требуемое давление наддува, объем газа в баллоне, давление в баллоне (обычно близко к атмосферному или заданному рабочему уровню), температуру газа (при «холодной» системе предполагается постоянная температура).

Основные уравнения: уравнение состояния идеального газа; расход газа при постоянном давлении (для безредукторных систем).

Для редуктора: автоматическая регулировка обеспечивает постоянное давление в баке за счет изменения расхода.

Итоговые параметры для проектирования:

Определить объем газовых баллонов исходя из требуемого запаса газа на весь период работы двигателя.

Выбрать тип системы (редукторную или безредукторную) исходя из требований к точности регулировки и сложности реализации.

Рассчитать параметры жиклеров или редуктора для обеспечения необходимого расхода и давления.

Учитывать температуру окружающей среды и возможные изменения давления при эксплуатации.

Если нужны конкретные числовые расчеты или дополнительные параметры, пожалуйста, предоставьте исходные данные (объем бака, требуемое давление, температура и т.д.).

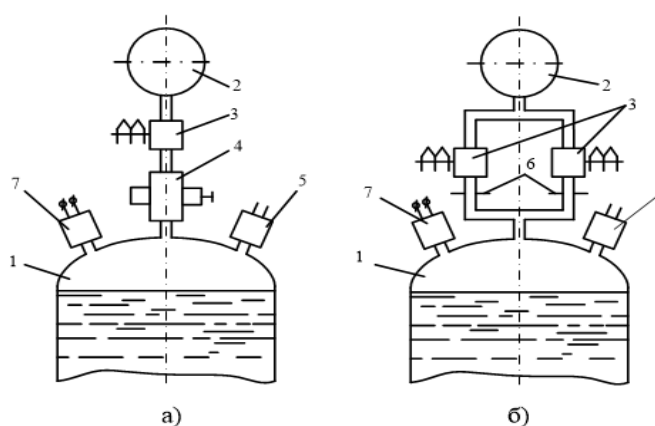


Рисунок 1.8 – Принципиальные схемы газобаллонных систем наддува:

а) – принципиальная схема редукторной газобаллонной системы наддува;

б) – принципиальная схема безредукторной газобаллонной системы наддува; 1 – топливный бак; 2 – баллон высокого давления; 3 – электропневмоклапан; 4 – редуктор давления; 5 – дренажно-предохранительный клапан; 6 – жиклер; 7 – реле давления

Потребный объём аккумулятора давления:

$$V_{ад.м} = \frac{n \times P_{нач.м} \times V_{запр.м}}{P_{нач.ад} - P_{кон.ад}}, \quad (1.69)$$

где $n=0,5...1,1$ – коэффициент запаса;

$P_{нач.ад}$ – начальное давление в аккумуляторе давления, который выбирается из диапазона $25...30 \cdot 10^6$ Па;

$P_{кон.ад}$ – конечное давление в аккумуляторе давления, порядка 10^6 Па.

Подставляя значения, получим:

$$V_{ад.г} = \frac{1,1 \times 3,4745936 \times 10^5 \times 130,26}{30 \times 10^6 - 10^6} = 1,56 \text{ м}^3,$$

$$V_{ад.ок} = \frac{1,1 \times 2,806299874 \times 10^5 \times 165,429}{30 \times 10^6 - 10^6} = 1,76 \text{ м}^3,$$

Радиус шарбаллона:

$$R_{ад.м} = \sqrt[3]{\frac{3 \times V_{ад.м}}{4 \times \pi}}, \quad (1.70)$$

Подставляя значения, получим:

$$R_{ад.г} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 1,56}{4 \times 3,14}} = 0,719 \text{ м},$$

$$R_{ад.ок} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 1,76}{4 \times 3,14}} = 0,749 \text{ м}.$$

Толщина стенки шарбаллона:

$$\delta_{ад.м} = \kappa_3 \times \frac{P_{наг.ад} \times R_{ад.м}}{2 \times \sigma_6}, \quad (1.71)$$

где $\kappa_3 = 0,8 \dots 1,6$ – коэффициент запаса;

$\sigma_6 = 1100 \cdot 10^6$ – предел прочности для титанового сплава ВТ6.

Подставляя значения, получим:

$$\delta_{ад.г} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,719}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,011 м,$$

$$\delta_{ад.ок} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,749}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,012 м,$$

Внешний объём шарбаллона:

$$V_{внеш.м} = \frac{4 \times \pi \times (R_{ад.м} + \delta_{ад.м})^3}{3}, \quad (1.72)$$

Подставляя значения, получим:

$$V_{внеш.г} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,719 + 0,011)^3}{3} = 1,628 м^3.$$

$$V_{внеш.ок} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,749 + 0,012)^3}{3} = 1,845 м^3,$$

Объём оболочки шарбаллона:

$$\square V_m = V_{внеш.м} - V_{ад.м}, \quad (1.73)$$

Подставляя значения, получим:

$$\square V_g = 1,628 - 1,56 = 0,068 м^3.$$

$$\square V_{ок} = 1,845 - 1,76 = 0,085 м^3.$$

Плотность материала оболочки: $\rho_{шб} = 4450 \text{ кг / м}^3$

Масса конструкции шарбаллона (включая массу дополнительных устройств и элементов крепления):

$$m_{ад.м} = V_m \times \rho_{шб}, \quad (1.74)$$

Подставляя значения, получим:

$$m_{ад.г} = 0,068 \times 4450 = 302,6 \text{ кг}.$$

$$m_{ад.ок} = 0,085 \times 4450 = 378,25 \text{ кг}.$$

Масса рабочего тела (гелия):

$$m_{рм.м} = \frac{P_{ном.м} \times V_m}{R \times T_{вх}}, \quad (1.75)$$

где $R_{гел} = 2078 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \times \text{К}}$ – газовая постоянная для гелия;

$T_{вх} = 293^\circ\text{C}$ – температура газа наддува.

Тогда:

$$m_{рм.г} = \frac{3,4745936 \times 10^5 \times 130,26}{2078 \times 293} = 74,336 \text{ кг},$$

$$m_{рм.ок} = \frac{2,806299874 \times 10^5 \times 165,429}{2078 \times 293} = 76,248 \text{ кг}.$$

Масса «холодной» системы наддува топливных баков:

$$m_{ад}^м = m_{ад.м} + m_{рм.м}. \quad (1.76)$$

$$m_{ад}^г = 302,6 + 74,336 = 376,936 \text{ кг},$$

$$m_{ад}^{ок} = 378,25 + 76,248 = 454,498 \text{ кг}.$$

Масса холодной системы наддува для обоих баков:

$$M_{\text{хот}} = m_{\text{ад}}^{\text{с}} + m_{\text{ад}}^{\text{ок}} = 376,936 + 454,498 = 831,434 \text{ кг} \quad (1.77)$$

1.1.3.5 Расчёт «холодной» системы наддува с подогревом для топливных баков

Система наддува с исходными веществами для рабочего тела наддува являются сжатые газы, называется газобаллонной системой с подогревом газа, которая представлена (см. рисунок 1.9.)

Потребный объём аккумулятора давления:

$$V_{\text{ад.м}2} = \frac{T_{\text{вх}} \times V_{\text{ад.м}}}{T_{\text{вх}}^2}, \quad (1.78)$$

где $T_{\text{вх}} = 573^\circ\text{C}$ – температура входа газа наддува в топливный бак.

$$V_{\text{ад.с}2} = \frac{293 \times 1,56}{573} = 0,797 \text{ м}^3$$

$$V_{\text{ад.ок}2} = \frac{293 \times 1,76}{573} = 0,899 \text{ м}^3$$

Радиус шарбаллона:

$$R_{\text{ад.м}2} = \sqrt[3]{\frac{3 \times V_{\text{ад.м}2}}{4 \times \pi}}, \quad (1.79)$$

Подставляя значения, получим:

$$R_{\text{ад.с}2} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0,797}{4 \times 3,14}} = 0,575 \text{ м},$$

$$R_{\text{ад.ок}2} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0,899}{4 \times 3,14}} = 0,598 \text{ м}.$$

Толщина стенки шарбаллона:

$$\delta_{ад.м2} = \kappa_3 \times \frac{P_{над.ад} \times R_{ад.м2}}{2 \times \sigma_{\sigma}}, \quad (1.80)$$

где $\kappa_3 = 0,8 \dots 1,6$ – коэффициент запаса;

$\sigma_{\sigma} = 1100 \times 10^6$ – предел прочности для титанового сплава ВТ6.

Подставляя значения, получим:

$$\delta_{ад.к2} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,575}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,0094 \text{ м}$$

$$\delta_{ад.ок2} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,598}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,0097 \text{ м}$$

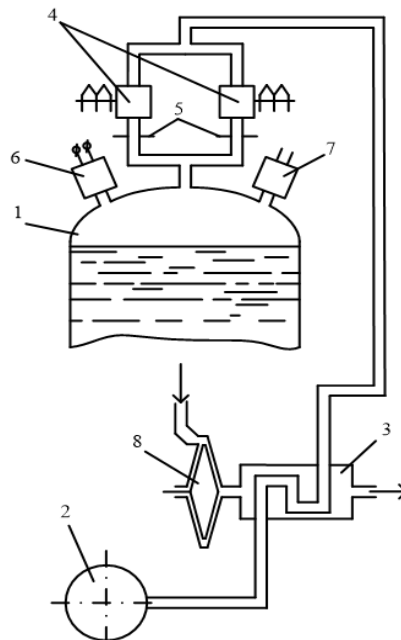


Рисунок 1.9 – Принципиальная схема газобаллонной системы наддува с подогревом газа: 1 – топливный бак; 2 – баллон высокого давления; 3 – теплообменник; 4 – ЭПК; 5 – жиклеры; 6 – реле давления; 7 – ДПК; 8 – турбина

Внешний объём шарбаллона:

$$V_{внеш.м2} = \frac{4 \times \pi \times (R_{ад.м2} + \delta_{ад.м2})^3}{3} \quad (1.81)$$

Подставляя значения, получим:

$$V_{внеш.г2} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,575 + 0,0094)^3}{3} = 0,835 \text{ м}^3,$$

$$V_{внеш.ок2} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,598 + 0,0097)^3}{3} = 0,939 \text{ м}^3,$$

Объём оболочки шарбаллона:

$$\Delta V_{м2} = V_{внеш.м2} - V_{ад.м2}, \quad (1.82)$$

Подставляя значения, получим:

$$\Delta V_{г2} = 0,835 - 0,797 = 0,038 \text{ м}^3.$$

$$\Delta V_{ок2} = 0,939 - 0,899 = 0,04 \text{ м}^3.$$

Плотность материала оболочки шарбаллона: $\rho_{шб} = 4450 \text{ кг / м}^3$

Масса конструкции шарбаллона (включая массу дополнительных устройств и элементов крепления):

$$m_{ад.м2} = \Delta V_{м2} \times \rho_{шб}, \quad (1.83)$$

$$m_{ад.г2} = 0,038 \times 4450 = 169,1 \text{ кг},$$

$$m_{ад.ок2} = 0,04 \times 4450 = 178 \text{ кг}.$$

Масса рабочего тела (гелия):

$$m_{рм.г2} = \frac{P_{ном.г} \times V_{г}}{R \times T_{ок}}, \quad (1.84)$$

Подставляя значения, получим:

$$m_{рм.г2} = \frac{3,4745936 \times 10^5 \times 130,26}{2078 \times 573} = 38,01 \text{ кг},$$

$$m_{pm.ok2} = \frac{2,806299874 \times 10^5 \times 165,429}{2078 \times 573} = 38,989_{кг}$$

Масса «холодной» системы наддува топливных баков:

$$m_{ad2}^m = m_{ad.m2} + m_{pm.m2}, \quad (1.85)$$

Подставляя значения, получим:

$$m_{ad2}^c = 169,1 + 38,01 = 207,11_{кг}$$

$$m_{ad2}^{ok} = 178 + 38,989 = 216,989_{кг}$$

Масса холодной системы наддува с подогревом газа для обоих баков:

$$M_{хот.под} = m_{ad2}^c + m_{ad2}^{ok} = 207,11 + 216,989 = 424,099_{кг} \quad (1.86)$$

1.1.3.6 Расчет «горячей» системы наддува

«Горячая» система наддува

Определение: Системы наддува, в которых используется газ, нагретый до температуры выше температуры жидких компонентов топлива или окислителя за счет подачи тепловой энергии, называются «горячими». Такой подход позволяет повысить давление и обеспечить более эффективную подачу топлива или окислителя в двигатель.

Принципиальная схема «горячей» системы наддува (на рисунке 1.10):

Основные элементы:

1. Газовый нагреватель:

Устройство, в которое подается газ из баллона или другого источника и дополнительно нагревается за счет тепловых элементов или теплообменников.

2. Тепловой источник:

Может быть использован теплообменник, использующий тепло от двигательной установки, горячих газов или внешних источников энергии.

3. Газовая магистраль:

Теплый газ подается в бак через регулирующие клапаны или жиклеры, обеспечивая необходимое давление.

4. Регуляторы давления и расхода:

Обеспечивают поддержание стабильных параметров наддува при изменениях условий работы.

Преимущества «горячих» систем:

Повышение давления в баке за счет нагрева газа, что позволяет уменьшить объем газовых баллонов.

Улучшение характеристик подачи топлива и окислителя за счет повышения температуры газа.

Возможность более точного регулирования давления и расхода за счет теплового воздействия.

Особенности проектирования:

1. Необходимо обеспечить надежную теплоизоляцию системы для предотвращения нежелательного охлаждения.

2. Требуется расчет тепловых режимов для определения оптимальной температуры нагрева.

3. Важна безопасность при работе с горячими газами и высокими температурами.

Если потребуется более подробное описание схемы, расчет параметров или конкретных элементов системы, пожалуйста, предоставьте дополнительные данные или уточнения.

$$m_{p.m.m} = \frac{P_{n.a.m.m} \times V_m}{(R \times T)_{эф.m}}, \quad (1.88)$$

где $(R \cdot T)_{эф.m}$ – эффективная работоспособность, определяется по формуле:

а) для газогенераторного газа, при $T_{вх} = 600^0 \text{ C}$:

$$(R \times T)_{эф.m} = g \times (0,1938 \times K_{v.} + 7140), \quad (1.89)$$

$$K_{v.} = \frac{V_{mб.m}}{m_{mб.m}} \times P_{n.a.m.m}, \quad (1.90)$$

$$K_{v.} = \frac{134,984}{4452,22} \times 3,4745936 \times 10^5 = 10534,39$$

$$K_{v.ок} = \frac{171,429}{15137,55} \times 2,806299874 \times 10^5 = 3178,05$$

$$(R \times T)_{эф.г} = 9,81 \times (0,1938 \times 10534,39 + 3178,05) = 51204,42 \text{ Джс / кг}$$

б) для наддува основным компонентом топлива (кислородом), $T_{вх} = 250 \text{ K}$:

$$(R \times T)_{эф.m} = 259,8 \times T_{вх}, \quad (1.91)$$

$$(R \times T)_{эф.ок} = 259,8 \times 250 = 64950 \text{ Джс / кг}$$

Подставляя значения, получим:

$$m_{p.m.г} = \frac{3,4745936 \times 10^5 \times 130,26}{51204,42} = 883,9 \text{ кг}$$

$$m_{p.m.ок} = \frac{2,806299874 \times 10^5 \times 165,429}{64950} = 714,77 \text{ кг}$$

Принимаем:

$$M_{к.m} = 0,4 \times (M_{к.m} + m_{p.m.m}). \quad (1.92)$$

Тогда:

$$M_{к.м} = \frac{0,2}{0,3} \times m_{р.м.м} \quad (1.93)$$

$$M_{к.г} = \frac{0,2}{0,3} \times 883,9 = 589,26 \text{ кг}$$

$$M_{к.ок} = \frac{0,2}{0,3} \times 714,77 = 476,51$$

Масса горячей системы наддува:

$$M_{гс} = M_{к.г} + M_{к.ок} \quad (1.94)$$

$$M_{гс} = 589,26 + 476,51 = 1065,77$$

1.1.4 Расчет элементов топливоподающих магистралей РБ

Исходные данные:

Полная высота бака горючего $H_{б.г} = 9,9414$ м;

Полная высота бака окислителя $H_{б.ок} = 13,665$ м;

Диаметр бака горючего $D_{б.г} = 4,1$ м;

Диаметр бака окислителя $D_{б.ок} = 4,1$ м;

Массовый секундный расход горючего $\dot{m}_г = 270,69$ кг/с;

Массовый секундный расход окислителя $\dot{m}_{ок} = 920,36$ кг/с;

Плотность горючего $\rho_г = 425$ кг/м³;

Плотность окислителя $\rho_{ок} = 1140$ кг/м³;

Коэффициент объема газовой подушки БГ $m_{б.г} = 1,03$;

Коэффициент объема газовой подушки БО $m_{б.ок} = 1,03$;

Минимальное давление наддува в баке горючего $p_{мин.г} = 3,47 \cdot 10^5$ Па;

Минимальное давление наддува в баке окислителя $p_{мин.ок} = 2,8 \cdot 10^5$ Па;

Материал стенок бака горючего АМг6;

Материал стенок трубопровода АМг6;

Средняя шероховатость поверхности трубопроводов $\Delta=10\cdot 10^{-6}$ м;

Характеристики материала АМг6:

а) предел прочности $\sigma_{\sigma}=440\cdot 10^6$ Па;

б) плотность $\rho_{AM\gamma 6}=2640$ кг/м³.

Расчётные схемы магистралей горючего (а) и магистралей окислителя (б) представлены на рисунке 1.11.

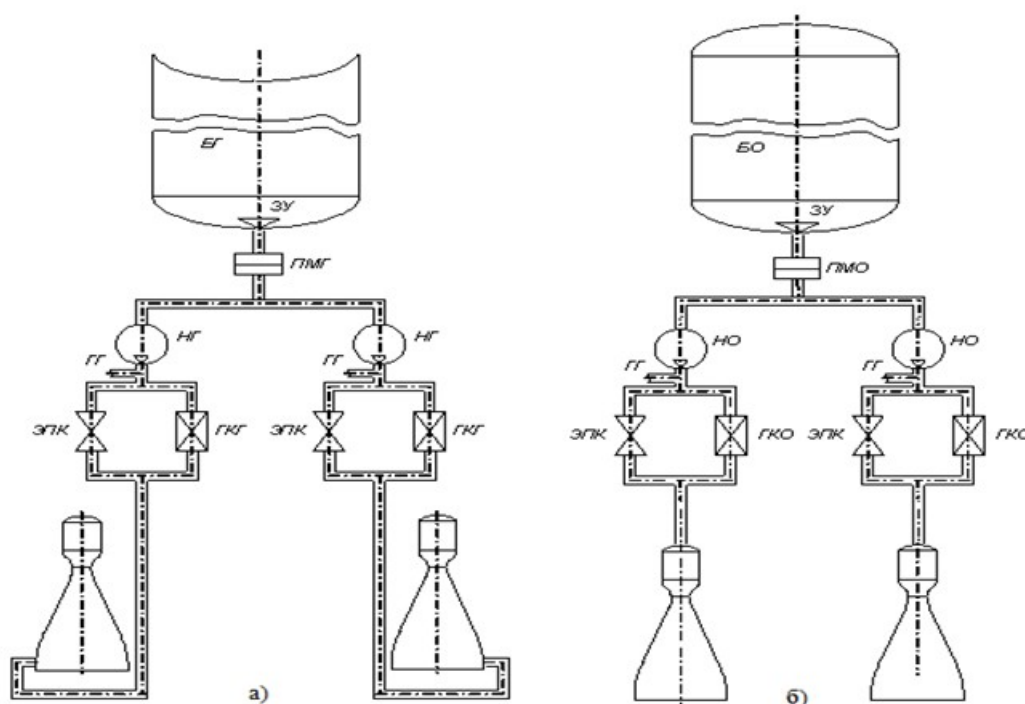


Рисунок 1.11 – Расчётные схемы магистралей горючего (а) и магистралей окислителя (б)

Топливные магистрали различных размеров и конструкций используются для подачи топливных компонентов из емкостей в двигатель и во вспомогательные устройства, чтобы обеспечить функционирование ПГС РН.

В крупногабаритных ракетно-космических системах топливные магистрали представляют собой весьма сложные конструкции. Топливные трубопроводы подвергаются воздействию статических нагрузок: собственный вес

труб, внутреннее давление, реакция опор крепления и т.п. и динамических нагрузок:

- а) пульсаций давления топлива;
- б) вибраций корпуса ЛА;
- в) гидроударов и др.

Основные требования, предъявляемые к трубопроводам: малая масса, малые потери давления, высокая механическая прочность, устойчивость против коррозии, высокая герметичность.

Скорости движения топлива в трубопроводах составляют 5-10 м/с. При меньших значениях скорости размеры трубопровода увеличиваются; при больших значениях скорости в сильной степени возрастают гидравлические сопротивления.

Диаметр d_m трубопровода определяют по формуле:

$$d_{mp} = \sqrt{\frac{W_c}{\pi \times \rho_m \times V_m}}, \quad (1.95)$$

где W_c – максимальный секундный расход компонентов топлива;

ρ_m – плотность топлива;

$V_m = 5 \dots 10 \frac{м}{с}$ – скорость топлива в трубопроводе.

Вычисляется значение диаметра трубопроводов:

$$d_{mp} = \sqrt{\frac{270,69}{3,14 \times 425 \times 8}} = 0,16 м,$$
$$d_{mрок} = \sqrt{\frac{920,36}{3,14 \times 1140 \times 8}} = 0,18 м.$$

Толщина δ стенки бесшовного трубопровода определяется соотношением:

$$\delta_{mp.m} = \frac{P \times d_m}{2 \times \sigma_d + P}, \quad (1.96)$$

где $P = 1,9 \times 10^3 \text{ Па}$ – максимальное статическое давление в жидкости;

$\sigma_d = 8 \times 10^4 \text{ Вм}$ – допустимое напряжение в стенке трубопровода (АМгб).

$$\delta_{mp.z} = \frac{1,9 \times 10^3 \times 0,16}{2 \times 8 \times 10^4 + 1,9 \times 10^3} = 0,018 \text{ м}$$

$$\delta_{mp.ok} = \frac{1,9 \times 10^3 \times 0,18}{2 \times 8 \times 10^4 + 1,9 \times 10^3} = 0,021 \text{ м}$$

Схема топливных магистралей представлена на рисунке 1.12.

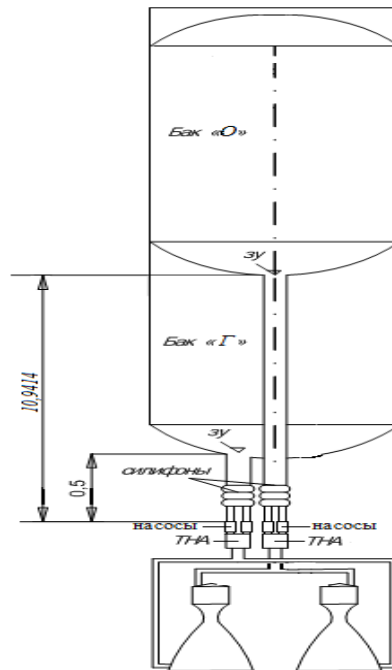


Рисунок 1.12 – Схема расчёта топливных магистралей

1.1.4.1 Конструкция трубопроводов

Топливоподающие магистрали разделяются на два участка:

- участок трубопровода от места крепления к топливному баку до места крепления к ТНА;
- участок трубопровода от выхода насоса ТНА до камеры сгорания двигателя.

Первый участок характеризуется относительно небольшими величинами давления топлива. Этот участок называют расходной магистралью.

Второй участок характеризуется высокими величинами давления и называется напорной магистралью.

В состав расходной магистрали входят собственно трубопроводы (см. рисунок 1.13), которые могут иметь приваренные фланцы, компенсаторы, фильтры, узлы крепления к корпусу летательного аппарата, элементы автоматики, устройства для гашения вибраций и т.п.

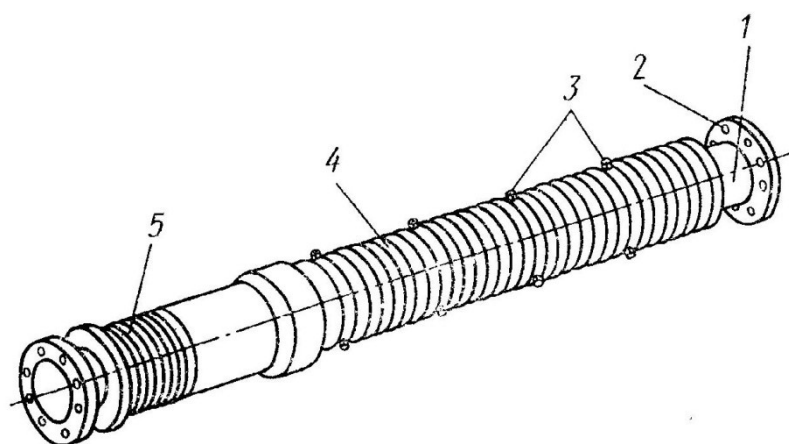


Рисунок 1.13 – Трубопровод: 1 – труба; 2 – фланец; 3 – центрирующие выступы; 4 – теплоизоляционный слой; 5 – компенсатор

Расходные магистрали могут состоять из отрезков криволинейных трубопроводов. Трубопроводы для подачи криогенных компонентов топлива тепло изолируются для уменьшения теплообмена между низкокипящим компонентом и окружающей средой. Трубопровод для подачи не криогенного топлива также тепло изолируют, если он проходит через бак с криогенным компонентом топлива.

Компенсаторы применяют:

а) для компенсации погрешностей изготовления элементов топливоподающих магистралей и для соединения участков трубопроводов при их

линейной и угловой несоосности; для компенсации температурных изменений размеров элементов трубопроводов;

б) для устранения напряжений в материале трубопроводов при их нагружении;

в) для гашения вибраций, передаваемых через трубопровод и для уменьшения интенсивности гидроудара.

Компенсаторы (см. рисунок 1.14) соединяются с трубопроводами с помощью фланцев или сваркой.

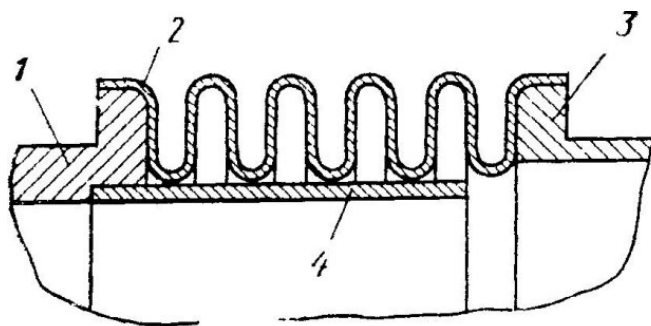


Рисунок 1.14 – Компенсатор: 1,3 – фланец; 2 – сильфон; 4 – гильза

Основным элементом компенсатора является сильфон. Параметры сильфона характеризуются наружным $d_{нар}$ и внутренним $d_{втр}$ диаметрами гофра сильфона, шириной $a_{гофр}$ впадины гофра.

Применяют следующие виды соединений: неразъемные, разъемные и быстроразъемные. Неразъемные соединения производятся сваркой непосредственно по торцам соединяемых участков или через сильфон. В качестве разъемных соединений применяют главным образом ниппельные и фланцевые.

Основные типы ниппельных соединений:

а) герметичность первого типа ниппельного соединения обеспечивается контактом шаровой поверхности ниппеля с конической поверхностью штуцера;

б) герметичность во втором типе ниппельного соединения обеспечивается уплотнительной прокладкой из алюминия или другого материала.

Фланцевые соединения применяют при больших диаметрах трубопроводов ($d > 1000$ мм). Они могут быть с цельными, свободными и цельно свобод-

ными фланцами. Герметичность соединения обеспечивается с помощью прокладок из алюминия, латуни и других материалов.

В ракетно-космической технике применяются следующие виды устройств для гашения вибраций и колебаний топлива в трубопроводах:

- а) устройства для повышения распределенной упругости жидкости;
- б) газовые аккумуляторы;
- в) вставки с повышенной податливостью, устанавливаемые в топливные трубопроводы.

Устройство для повышений распределенной упругости жидкости – система вдува газа в расходную магистраль. Устройство включает источник газа, редукторы давления, средства автоматического включения-выключения, фильтры, обратный клапан, форсунки. Для вдува используется неконденсирующийся газ, чаще всего гелий. В результате вдува газа в расходной магистрали образуется двухфазная сжимаемая среда, частоты собственных продольных колебаний которой снижаются на 30...60% при массовом соотношении газа и жидкости в пределах $(1...2 \cdot 10^{-5})$. Недостаток этого устройства заключается в том, что увеличенное содержание газа в топливе может привести к неустойчивости процесса горения в камере сгорания двигателя. Отработка этого устройства требует увеличенного количества огневых испытаний ЖРД.

Газовый аккумулятор – представляет собой емкость со сжатым газом, который находится в контакте с топливом либо непосредственно, либо через упругий элемент. В газовый аккумулятор подается газ таким же образом, как и в устройстве для повышения распределенной жидкости.

По принципу действия к газовому аккумулятору близок пружинный аккумулятор, в котором роль упругого элемента играет механическая пружина. Аккумуляторы обычно устанавливают на расходной магистрали вблизи места ее присоединения к ТНА.

Топливо, испытывающее продольные колебания в расходной магистрали, часть своей энергии затрачивает на объемное растяжение-сжатие газа в аккумуляторе. Податливость газового аккумулятора выбирается выше, чем по-

датливость стенок трубопровода и заполняющей его жидкости. Это приводит к снижению частот собственных колебаний жидкости в магистрали с аккумулятором.

Установка аккумуляторов позволяет уменьшить в несколько раз первые частоты собственных продольных колебаний топлива в магистрали.

Вставки с повышенной податливостью, устанавливаемые в топливных трубопроводах, представляют собой участки трубопровода длиной 1...2 м с продольным гофром. Наличие гофра приводит к увеличению радиальной податливости вставки, что также ведет к снижению первых частот собственных продольных колебаний топлива. Вставка может быть снабжена специальной сеткой, через которую протекает колеблющаяся жидкость. В этом случае вставка снижает также амплитуды пульсаций давления и расхода топлива в магистрали.

1.1.4.2 Расчёт параметров сильфона

Расчёт параметров сильфона производится в мм. Шаг гофра t определяется из следующего соотношения, диапазон выбора коэффициентов лежит в интервале (0,07-0,08). Схема к расчету сильфонов представлена на рисунке 1.15.

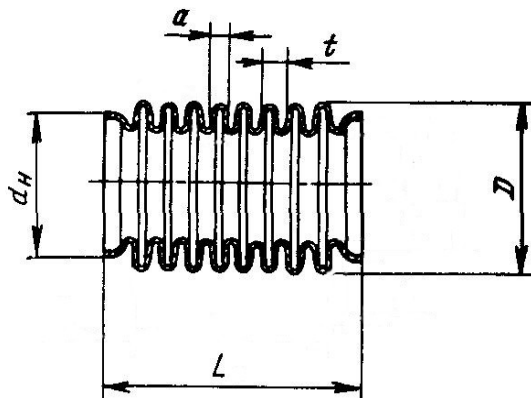


Рисунок 1.15 – Схема расчёта сильфонов

Для трубопровода горючего:

$$t_c = 0,075 \times d_{\text{вн}} \times 10^3, \quad (1.97)$$

$$t_{\text{г}} = 0,075 \times 0,16 \times 10^3 = 12 \text{ мм}.$$

Для трубопровода окислителя:

$$t_{\text{ок}} = 0,075 \times d_{\text{пр.ок}} \times 10^3, \quad (1.98)$$

$$t_{\text{ок}} = 0,075 \times 0,18 \times 10^3 = 13,5 \text{ мм}.$$

Высота гофра определяется по следующей формуле, значение коэффициента выбирается из диапазона (1.3-1.5).

Для трубопровода горючего:

$$h_{\text{г}} = 1,3 \times \left(\frac{d_{\text{пр.г}} \times 10^3}{2} \right) - \frac{(d_{\text{пр.г}} \times 10^3)}{2}, \quad (1.99)$$

$$h_{\text{г}} = 1,3 \times \left(\frac{0,16 \times 10^3}{2} \right) - \frac{(0,16 \times 10^3)}{2} = 24 \text{ мм}.$$

Для трубопровода окислителя:

$$h_{\text{ок}} = 1,3 \times \left(\frac{d_{\text{пр.ок}} \times 10^3}{2} \right) - \frac{(d_{\text{пр.ок}} \times 10^3)}{2}, \quad (1.100)$$

$$h_{\text{ок}} = 1,3 \times \left(\frac{0,18 \times 10^3}{2} \right) - \frac{(0,18 \times 10^3)}{2} = 27 \text{ мм}.$$

Наружный диаметр сильфона определяется из следующего соотношения:

Для трубопровода горючего:

$$d_{\text{нар.г}} = 1,3 \times (d_{\text{пр.г}} \times 10^3), \quad (1.101)$$

$$d_{нар.г} = 1,3 \times (0,16 \times 10^3) = 208 \text{ мм}.$$

Для трубопровода окислителя:

$$d_{нар.ок} = 1,3 \times (d_{тр.ок} \times 10^3), \quad (1.102)$$

$$d_{нар.ок} = 1,3 \times (0,18 \times 10^3) = 234 \text{ мм}.$$

Ширина впадин гофра $a_{гофр}$ определяется по следующей формуле:

Для трубопровода горючего:

$$a_{гофр.г} = t_g - 0,022 \times d_{нар.г}, \quad (1.103)$$

$$a_{гофр.г} = 12 - 0,022 \times 208 = 7,424 \text{ мм}.$$

Для трубопровода окислителя:

$$a_{гофр.ок} = t_{ок} - 0,022 \times d_{нар.ок}, \quad (1.104)$$

$$a_{гофр.ок} = 13,5 - 0,022 \times 234 = 8,352 \text{ мм}.$$

1.1.4.3 Расчет скорости звука в трубопроводе с жидкостью

Скорость звука в трубопроводе с жидкостью рассчитывается по формуле:

$$a_{0.м} = \frac{1}{\sqrt{\frac{2 \times R_0 \times \rho_m}{\delta \times E} + \frac{\rho_m}{E_m}}}, \quad (1.105)$$

где R_0 – радиус сечения трубопровода;

σ – толщина оболочки трубопровода;

$E = 6,65 \times 10^{10}$ – модуль упругости материала трубы;

$E_m = 1,9 \times 10^3$ – модуль упругости топлива.

Подставляя значения, получим:

$$a_{0,с} = \frac{1}{\sqrt{\frac{2 \times 0,08 \times 425}{0,018 \times 6,65 \times 10^{10}} + \frac{425}{1,9 \times 10^3}}} = 2114 \text{ м/с}$$

$$a_{0,ок} = \frac{1}{\sqrt{\frac{2 \times 0,09 \times 1140}{0,021 \times 6,65 \times 10^{10}} + \frac{1140}{1,9 \times 10^3}}} = 1290 \text{ м/с}$$

1.1.4.4 Расчет частот собственных продольных колебаний топлива в трубопроводе

Топливо, заполняющее магистраль, принимается идеальной сжимаемой жидкостью, течение топлива в трубе - одномерным.

Данное утверждение описывает условия для линейного приближения в гидродинамике, часто используемое при анализе малых возмущений в жидкости.

Обоснование:

1. Скорость невозмущенного потока жидкости считается очень малой по сравнению со скоростью звука в жидкости. Это означает, что течение можно считать практически стационарным и не вызывающим значительных сжимающих или расширяющих эффектов.

2. Возмущения давления и скорости (то есть отклонения от их равновесных значений) также считаются малыми по сравнению с их невозмущенными значениями. Это позволяет использовать линейные уравнения гидродинамики, такие как уравнения малых возмущений или уравнения акустики.

Практическое значение:

Такие допущения позволяют упростить анализ и моделирование процессов распространения волн давления и скорости в жидкости, например, при изучении акустических волн или малых колебаний в гидросистемах.

Если нужно более подробно объяснить или применить эти условия к конкретной задаче, пожалуйста, уточните.

Начальное сечение трубопровода в месте стыка трубы с баком – принято акустически открытым; конечное сечение трубы в месте ее присоединения к на-

сосу ТНА принято акустически закрытым. Это справедливо в тех случаях, когда кавитация на входе в насос ТНА пренебрежимо мала. Если имеется существенная кавитация, то граничные условия в концевом сечении трубопровода будут иметь более сложный вид. Частотное уравнение продольных колебаний топлива имеет вид решения:

$$\cos \beta \times l = 0, \quad (1.106)$$

Его решения:

$$\beta_n = \frac{(2 \times n - 1) \pi}{2 \times l}, \quad (1.107)$$

$$\beta_{n,z} = \frac{(2 \times 2 - 1) \times 3,14}{2 \times 1,8} = 2,6.$$

Собственные круговые частоты и продольных колебаний и собственные числа связаны соотношением:

$$\omega_n = a_{0,m} \times \beta_n, \quad (1.108)$$

$$\omega_{n,z} = 2114 \times 2,6 = 5496,4 \text{ м / с},$$

$$\omega_{n,ок} = 1290 \times 2,6 = 3354 \text{ м / с}.$$

1.1.4.5 Расчет потерь давления жидкости в магистралях

Потери давления в топливных магистралях состоят из потерь давления на создание скорости ΔP_c , потерь давления на местных сопротивлениях $\Delta P_{МС}$ и потерь давления на трение в трубопроводах $\Delta P_{тр}$.

$$\Delta P = \Delta P_c + \Delta P_{МС} + \Delta P_{тр}, \quad (1.109)$$

где Δp_c – потери давления на создание скорости;

Δp_{mc} – потери давления на местных сопротивлениях;

Δp_{mp} – потери давления на трение в трубопроводах.

Схема магистралей подачи представлена на рисунке 1.16.

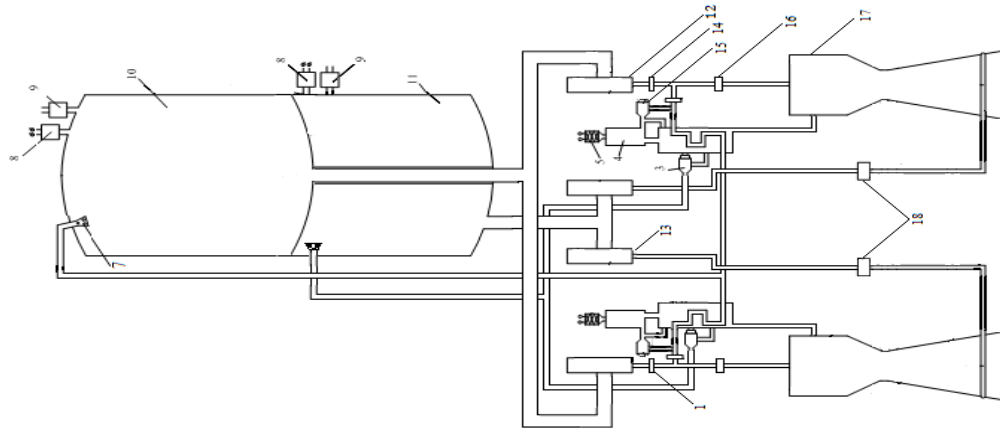


Рисунок 1.16 – Схема магистралей подачи: 1,14 – шайбы настроечные; 2 – теплообменник; 3 – смеситель; 4 – турбина; 5 – пиростартер; 6,7 – устройство ввода газа в бак (распылитель); 8 – реле давления; 9 – дренажно-предохранительный клапан; 10 – бак окислителя; 11 – бак горючего; 12 – насос окислителя; 13 – насос горючего; 15 – газогенератор; 16 – главный клапан; 17 – камера сгорания маршевого двигателя; 18 – главный капан горючего

1.1.4.5.1 Потери давления на создание скорости

Потери давления на создание скорости определяются по следующей формуле:

$$\Delta p_{c.m} = \frac{\rho_m \times V^2}{2} \quad (1.110)$$

$$\Delta p_{c.g} = \frac{425 \times 8^2}{2} = 13600 \text{ Па} ,$$

$$\Delta p_{c.ox} = \frac{1140 \times 8^2}{2} = 36480 \text{ Па} .$$

1.1.4.5.2. Потери давления на местных сопротивлениях

Потери давления на местных сопротивлениях определяются следующим образом:

$$P_{\text{мс.м}} = \xi \times \frac{\rho_m \times V^2}{2}, \quad (1.111)$$

где ξ – коэффициент местного сопротивления, величина которого зависит от вида преграды на пути движения топлива.

Суммарные потери на местных сопротивлениях:

$$\square P_{\text{мс.м}} = \left(\xi_{\text{зз}} + \xi_{\text{св}} + \xi_{\text{сильф}} + \xi_{\text{авт}} + \xi_{\text{пов}} + \xi_{\text{раз}} + \xi_{\text{суж}} \right) \times \frac{\rho_m \times V^2}{2}, \quad (1.112)$$

где $\xi_{\text{зз}}$ – коэффициент потерь давления в заборном устройстве;

$\xi_{\text{св}} = 0,5 \dots 1,5$ – коэффициент потерь давления на сварных швах трубопровода;

$\xi_{\text{сильф}}$ – коэффициент потерь давления в сильфонах;

$\xi_{\text{авт}}$ – коэффициент потерь давления на элементах автоматики;

$\xi_{\text{пов}}$ – коэффициент потерь давления на поворотах потока;

$\xi_{\text{раз}}$ – коэффициент потерь давления на разветвлениях потока;

$\xi_{\text{суж}}$ – коэффициент потерь давления на расширении и сужении потока.

Коэффициенты местных потерь в заборных устройствах топливных баков зависят от конструкции заборного устройства, формы профиля проточной части и т.п.

Для центрального заборного устройства со скругленным входом и плавным изменением площади проходного сечения проточной части:

$$\xi_{\text{зз}} = 0,05 \dots 2,0.$$

Для центрального заборного устройства с острой входной кромкой:

$$\xi_{\text{зз}} = 0,5 \dots 2,0.$$

Для кольцевого заборного устройства:

$$\xi_{\text{зв}} = 1,5 \dots 3,0.$$

Коэффициенты местных потерь на сильфонах зависят от вида их конструкции.

Для чисел Рейнольдса $\text{Re} \leq 1800$ и шага гофров $1 < t < 5$ (мм) при их винтовой навивке:

$$\xi_{\text{сильф}} = 1,25 \times 0,4 \times t_m^{0,1} \times \left(\frac{h_m}{d_{\text{пр.м}}} \right)^{0,8}, \quad (1.113)$$

где h – высота гофров.

$$\xi_{\text{сильф.г}} = 1,25 \times 0,4 \times 0,012^{0,1} \times \left(\frac{0,024}{0,16} \right)^{0,8} = 0,07,$$

$$\xi_{\text{сильф.ок}} = 1,25 \times 0,4 \times 0,0135^{0,1} \times \left(\frac{0,027}{0,18} \right)^{0,8} = 0,071.$$

Коэффициент сопротивления сильфона с кольцевыми гофрами на 20...25% больше, чем у сильфона с винтовой навивкой гофра.

Коэффициенты потерь давления на элементах автоматики зависят от вида элемента и его конструкции.

Для измерения расхода топлива используют турбинные расходомеры, которые измеряют массовый или объемный расход топлива. Коэффициент потерь давления объемных датчиков $\xi_{\text{авт}} = 0,8 \dots 1,1$ а массовых $\xi_{\text{авт}} = 0,7 \dots 1,2$.

Коэффициент потерь давления датчика сплошности $\xi_{\text{авт}} = 0,7 \dots 1,2$.

Коэффициент потерь давления открытых мембранных узлов $\xi_{\text{авт}} = 0,5 \dots 1,5$.

Здесь большие значения коэффициентов потерь относятся к трубопроводам с меньшим диаметром.

Коэффициент потерь давления на повороте потока:

$$\xi_{пов} = \xi_{90,м} \times \frac{1}{90} \times \left[2000 \times \xi^{2,5} + 0,106 \times \left(\frac{d}{R} \right)^{2,5} \right] \times \frac{\alpha}{90^0}, \quad (1.114)$$

где α – угол поворота потока;

R – радиус закругления трубопровода по его оси;

$\xi = 0,2 \dots 1,0$ – коэффициент сопротивления трения;

d – диаметр трубопровода.

При больших числах Рейнольдса:

$$\xi_{90,м} = 0,05 + 0,19 \times \left(\frac{d}{R} \right), \quad (1.115)$$

$$\xi_{90,г} = 0,05 + 0,19 \times \left(\frac{0,16}{0,075} \right) = 0,43$$

$$\xi_{90,ок} = 0,05 + 0,19 \times \left(\frac{0,18}{0,08} \right) = 0,43$$

Подставляя значения, получим:

$$\xi_{пов,г} = 0,43 \times \frac{1}{90} \times \left[2000 \times 0,53^{2,5} + 0,106 \times \left(\frac{0,16}{0,08} \right)^{2,5} \right] \times \frac{36^0}{90^0} = 0,77,$$

$$\xi_{пов,ок} = 0,43 \times \frac{1}{90} \times \left[2000 \times 0,53^{2,5} + 0,106 \times \left(\frac{0,18}{0,09} \right)^{2,5} \right] \times \frac{36^0}{90^0} = 0,77,$$

По схеме магистралей (рисунок 1.16) для трубопровода горючего до насоса имеем 1 поворот, а для трубопровода окислителя имеем 3 поворота.

Коэффициент потерь давления на расширении потока зависит от его формы: внезапное или плавное расширение.

Коэффициент потерь при внезапном расширении рассчитывается по формуле:

$$\xi_{расши}^{вн\epsilonз} = \left(\frac{F_1}{F_2} - 1 \right)^2, \quad (1.116)$$

где F_1 – площадь проходного сечения до расширения потока;

F_2 – площадь сечения за расширением потока.

$$\xi_{расши\epsilon}^{вн\epsilonз} = \left(\frac{0,0176}{0,0314} - 1 \right)^2 = 0,2,$$

$$\xi_{расши\delta\epsilon}^{вн\epsilonз} = \left(\frac{0,00785}{0,0154} - 1 \right)^2 = 0,24.$$

При плавном расширении потока коэффициент потерь давления:

$$\xi_{расши}^{п\lambda\epsilon\epsilon} = k_{см} \times \xi_{расши}^{вн\epsilonз}, \quad (1.117)$$

где $k_{см}$ – коэффициент смягчения берется из таблицы в зависимости от угла расширения трубопровода α_1 .

$$\xi_{расши\epsilon}^{п\lambda\epsilon\epsilon} = 0,95 \times 0,2 = 0,19,$$

$$\xi_{расши\delta\epsilon}^{п\lambda\epsilon\epsilon} = 0,95 \times 0,24 = 0,228.$$

Коэффициент потерь давления при внезапном сужении определяют в зависимости от F_1 , F_2 (F_1 – площадь проходного сечения до сужения потока; F_2 – площадь сечения после сужения потока).

При плавном сужении трубопровода коэффициент потерь:

$$\xi_{суж\epsilon}^{п\lambda\epsilon\epsilon} = k_{сн} \times \xi_{суж\epsilon}^{вн\epsilonз}, \quad (1.118)$$

Коэффициент смягчения $k_{сн}$ при плавном сужении потока находится в зависимости от угла сужения трубопровода α_0 .

$$\xi_{суж\epsilon}^{п\lambda\epsilon\epsilon} = 0,85 \times 0,2 = 0,17,$$

$$\xi_{\text{сгиб.,ок}}^{\text{пл.т.ок}} = 0,85 \times 0,24 = 0,204$$

Подставляя значения, получим:

$$\square p_{\text{мс,с}} = (0,4 + 0,9 + 0,07 + 0,8 + (1 \times 0,77) + 0 + 0,17) \times \frac{425 \times 8^2}{2} = 31416 \text{ Па}$$

$$\square p_{\text{мс,ок}} = (0,4 + 0,9 + 0,071 + 0,8 + (3 \times 0,77) + 0 + 0,204) \times \frac{1140 \times 8^2}{2} = 170908,8 \text{ Па}$$

1.1.4.5.3 Потери давления на трение в трубопроводах

Потери давления на трение в трубопроводах определяются следующим образом:

$$\square p_{\text{тр,м}} = \lambda \times \frac{l_m}{d_m} \times \frac{\rho_m \times V^2}{2}, \quad (1.119)$$

где λ – коэффициент гидравлического сопротивления трения;

l_m – приведенная длина трубы;

d_m – диаметр трубы.

$$l_2 = 0,5 \text{ м.}$$

$$l_{\text{ок}} = l_{\text{с}} + H_{\text{ок}} + 0,5, \quad (1.120)$$

$$l_{\text{ок}} = 0,5 + 9,9414 + 0,5 = 10,9414 \text{ м}$$

Коэффициент сопротивления трения λ трубопроводов круглого сечения для турбулентного потока топлива определяется формулой:

$$\lambda_m = 0,1 \times \left(1,46 \times \frac{\Delta}{d_{\text{с,м}}} + \frac{100}{Re} \right)^{0,25}, \quad (1.121)$$

где Re – число Рейнольдса;

Δ – средняя шероховатость поверхности трубопровода, средняя величина шероховатости для трубопроводов диаметром до 30 мм принимается 5 мк, а для трубопроводов диаметром больше 30 мм 10 мк;

$d_{z.m}$ – гидравлический диаметр трубопровода.

$$Re = \frac{V \times d_{z.m}}{\nu}, \quad (1.122)$$

где кинематическая вязкость $\nu_{ок} = 0,172 \cdot 10^{-4} [м^2/с]$;

$$\nu_z = 0,245 \cdot 10^{-4} м^2 / с,$$

$$Re_z = \frac{8 \times 0,16}{0,245 \times 10^{-4}} = 52244,8,$$

$$Re_{ок} = \frac{8 \times 0,18}{0,172 \times 10^{-4}} = 83720,9,$$

$$\lambda_z = 0,1 \times \left(1,46 \times \frac{10 \times 10^{-6}}{0,16} + \frac{100}{52244,8} \right)^{0,25} = 0,021$$

$$\lambda_{ок} = 0,1 \times \left(1,46 \times \frac{10 \times 10^{-6}}{0,18} + \frac{100}{83720,9} \right)^{0,25} = 0,018$$

Подставляя значения, получим:

$$\square p_{тр.z} = 0,021 \times \frac{0,5}{0,16} \times \frac{425 \times 8^2}{2} = 892,5 Па,$$

$$\square p_{тр.ок} = 0,018 \times \frac{10,9414}{0,18} \times \frac{1140 \times 8^2}{2} = 39914,2 Па$$

1.1.5 Выбор типов заборных устройств и расчёт остатков незабора

Основные положения о заборных устройствах (ЗУ):

Назначение:

Обеспечить бесперебойную подачу компонентов топлива из баков в топливные магистрали при всех режимах работы ракетного двигателя (РД).

Важнейшая задача — исключить нарушения подачи топлива, вызванные воронкообразованием, кавитацией или динамическим «провалом» уровня топлива.

Конструктивные особенности:

ЗУ зависят от области применения ракеты, конструкции топливных баков и компоновки систем.

На маломаневренных ракетах обычно используют тарельчатые или сифонные ЗУ.

Особенности сливных процессов:

При сливе топлива через сливное отверстие в конце опорожнения образуется воронка, которая вызывает двухфазное течение.

Вихревое воронкообразование возникает при больших высотах уровня топлива, что увеличивает критический уровень для перехода к двухфазному течению.

Для уменьшения остатков топлива применяют ЗУ, снижающие критический уровень.

Влияние на остатки топлива и параметры работы:

Величина остатков незабора топлива зависит от:

а) Формы топливного бака — геометрия влияет на распределение уровня топлива и образование воронок.

б) Формы днища бака, с которого производится забор — влияет на поток и возможность образования вихрей.

в) Места отбора (центральное или боковое) — влияет на устойчивость процесса заборки и риск захвата газа или загрязнений.

г) Способ исключения вихревой воронки — применение специальных устройств или методов для предотвращения образования вихрей.

д) Массовый секундный расход компонента топлива — влияет на динамику уровня и образование воронок.

Типы заборных устройств по применению:

Для бака окислителя: сифонное ЗУ — обеспечивает гибкость и надежность при изменениях уровня и давления.

Для бака горючего: тарельчатое ЗУ с боковым отбором КТ — способствует минимизации остатков и предотвращению захвата газа.

Основные задачи при выборе типов и размеров ЗУ:

1. Обеспечить максимальную эффективность забора топлива без нарушения сплошности потока.

2. Минимизировать образование воронок при окончании выработки компонента из бака, чтобы снизить остатки топлива.

3. Исключить захват газа и механические загрязнения, которые могут привести к сбоям в работе двигателей.

Особенности эксплуатации:

1. На ракетах с низкими боковыми инерциальными силами применяют сливные отверстия с различными устройствами против образования воронок и сильфонные ЗУ.

2. В условиях положительных перегрузок обеспечивается постоянный контакт ЗУ с компонентами топлива, что гарантирует бесперебойную подачу.

Если требуется более конкретный расчет размеров или подбор типа ЗУ для конкретной ракеты или условий эксплуатации, пожалуйста, уточните параметры системы или задачи.

1.1.5.1.1 Выбор основных размеров заборного устройства бака окислителя

Расчёт проводится согласно компоновочной схеме блока. Схема заборного устройства бака окислителя представлена ниже (см. рисунок 1.17).

Диаметр тарели:

$$d_{тар.ок} = 2 \times d_{тр.ок} = 2 \times 0,18 = 0,36 м \quad (1.123)$$

Радиус закругления трубопровода (сильфона):

$$R_{закр.ок} = (1,6...3,2) \times d_{тр.ок} = 2,2 \times 0,18 = 0,396 м \quad (1.124)$$

Радиус перехода от тарели к сильфону:

$$r_{пер.ок} = (0,15...0,7) \times d_{тр.ок} = 0,5 \times 0,18 = 0,091 м \quad (1.125)$$

Высота установки тарели над днищем:

$$h_z = \frac{(0,042...0,053) \times d_{mp,z}}{d_{map,z}} = \frac{0,053 \times 0,18}{0,36} = 0,026 м \quad (1.126)$$

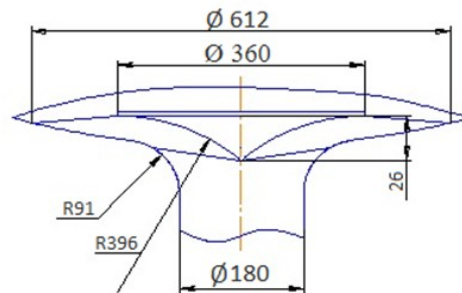


Рисунок 1.17 – Схема заборного устройства бака окислителя

1.1.5.1.2 Выбор основных размеров заборного устройства бака горючего

Диаметр тарели:

$$d_{map,z} = (1,75...3,9) \times d_{mp,z} = 2 \times 0,16 = 0,32 м \quad (1.127)$$

Высота установки тарели над днищем:

$$h_z = \frac{(0,042...0,053) \times d_{mp,z}}{d_{map,z}} = \frac{0,053 \times 0,16}{0,32} = 0,026 м \quad (1.128)$$

Радиус перехода в сопряжении днище – трубопровод:

$$r_{пер,z} = (0,3...0,6) \times d_{mp,z} = 0,45 \times 0,16 = 0,072 м \quad (1.129)$$

Диаметр рёбер тарели:

$$d_{\text{реб.з}} = 1,7 \times d_{\text{мкр.з}} = 1,7 \times 0,32 = 0,54 \text{ м}, \quad (1.130)$$

Радиус внутреннего контура тарели:

$$R_z = (1,4 \dots 1,6) \times d_{\text{мкр.з}} = 1,5 \times 0,16 = 0,24 \text{ м}. \quad (1.131)$$

По результатам расчётов построим схему заборного устройства бака горючего (см. рисунок 1.18).

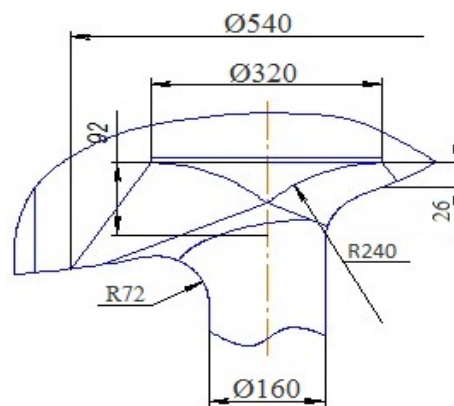


Рисунок 1.18 – Схема заборного устройства бака горючего

1.1.5.2 Расчёт полных остатков незабора

Исходные данные для расчёта полных остатков незабора:

- а) кинематическая вязкость окислителя $\nu_{\text{ок}} = 0,172 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$;
- б) кинематическая вязкость горючего $\nu_z = 0,245 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$;
- в) коэффициент поверхностного натяжения окислителя $\sigma_{\text{ок}} = 0,013 \text{ Н/м}$;
- г) коэффициент поверхностного натяжения горючего $\sigma_z = 0,027 \text{ Н/м}$

1.1.5.2.1 Расчёт полных остатков незабора окислителя

Число Рейнольдса:

$$\text{Re}_{\text{ок}} = \frac{w_{\text{ок}} \times d_{\text{мкр.ок}}}{\nu_{\text{ок}}} = \frac{6,076 \times 0,18}{0,172 \times 10^{-4}} = 6,358 \times 10^6, \quad (1.132)$$

Число Фруда:

$$Fr_{ок} = \frac{w_{ок}^2}{g \times d_{тр.ок} \times n_x} = \frac{6,076^2}{9,8 \times 0,18 \times 5,77} = 3,62 \quad (1.133)$$

где $g=9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения;

$n_x=5,77$ – осевая перегрузка;

$w_{ок}=6,076 \text{ м/с}$ – скорость движения окислителя в трубопроводе.

Вспомогательные коэффициенты:

$$x_{ок} = 0,96 - 0,06 \left(\frac{d_{тар.ок}}{d_{тр.ок}} - 1 \right) = 0,96 - 0,06 \left(\frac{0,36}{0,18} - 1 \right) = 0,9$$

$$y_{ок} = 0,32 + 0,16 \left(\frac{d_{тар.ок}}{d_{тр.ок}} - 1 \right) = 0,32 + 0,16 \left(\frac{0,36}{0,18} - 1 \right) = 0,48$$

$$\varphi_{ок} = x_{ок} + y_{ок} \times \lg \left(\frac{b_{ок}}{d_{тр.ок}} \right) = 0,9 + 0,48 \lg \left(\frac{0,026}{0,18} \right) = 0,49 < 1$$

Относительный критический уровень:

$$H_{отн.кр.} = \phi_{ок} \times \left(d_{тар.ок} \times \left(1 + \frac{64}{Re_{ок}} \right) \times \left(\frac{Fr_{ок}}{n_x} \right)^{0,275} \right) = 0,49 \times \left(0,36 \times \left(1 + \frac{64}{6,358 \times 10^6} \right) \times \left(\frac{3,62}{5,77} \right)^{0,275} \right) = 0,139 \text{ м} \quad (1.134)$$

Высота уровня жидкости, при которой происходит прорыв газа в сливной трубопровод:

$$H_{ур.ж.} = d_{тр.ок} \times H_{отн.кр.} = 0,18 \times 0,139 = 0,025 \text{ м} \quad (1.135)$$

Остатки незабора для ТБ со сферическим днищем и центральным расположением ЗУ:

$$\begin{aligned} \Delta V_{ост.лез.} &= 2 \times \pi \times a \times R_0^2 \times H_{ур.ж.} \times v \times y = \\ &= 2 \times 3,14 \times 0,98 \times 4,2025 \times 0,025 \times 1 \times 0,015 = 0,009 \text{ м}^3, \end{aligned} \quad (1.136)$$

где $R_{\delta} = \frac{D_{\delta}}{2} = \frac{4,1}{2} = 2,05 \text{ м}$ – радиус бака;

0,98 – коэффициент, учитывающий объём воздушной воронки;

1 – коэффициент, учитывающий форму днища;

$$y = \frac{R_{сф}}{R_{\delta}} \times \frac{H_{ур.ж.}}{R_{\delta}} - \frac{1}{3} \times \frac{H_{ур.ж.}^2}{R_{\delta}^2} = \frac{2,665}{2,05} \times \frac{0,025}{2,05} - \frac{1}{3} \times \frac{0,025^2}{2,05^2} = 0,015 \quad (1.137)$$

Остатки незабора на продольных элементах ТБ:

$$\Delta V_{пр.ок.} = \delta_{пр.ок.} \times (S_{\delta.ок.} + S_{пр.ок.}) = 1,006 \times 10^{-5} (151,14 + 93,92) = 0,0024 \text{ м}^3 \quad (1.138)$$

Средняя толщина плёнки на продольном силовом наборе:

$$\delta_{пр.ок.} = B_{ок.} \times w_{кт.ок.}^{0,667} = 6,576 \times 10^{-5} \times 0,06^{0,667} = 1,006 \times 10^{-5} \text{ м} \quad (1.139)$$

$$B_{ок.} = \left(\frac{v_{ок.}^{0,667}}{g^{0,5}} \right) \times \left(\frac{\rho_{ок.}}{\sigma_{ок.}} \right)^{0,167} = \left(\frac{(0,172 \times 10^{-4})^{0,667}}{9,8^{0,5}} \right) \times \left(\frac{1140}{0,013} \right)^{0,167} = 6,576 \cdot 10^{-5}, \quad (1.140)$$

где $w_{кт.ок.} = \frac{m_{ок.}}{\rho_{ок.} \cdot \pi \cdot R_{\delta}^2} = \frac{920,36}{1140 \cdot 3,14 \cdot 2,05^2} = 0,06 \text{ м/с}$ – скорость опускания уровня жидкости в топливном баке.

Смачиваемая боковая поверхность бака, м^2 :

$$S_{\delta.ок.} = 2 \times \pi \times R_{\delta} \times H_{ц.ок.} = 2 \times 3,14 \times 2 \times 11,74 = 151,14 \quad (1.141)$$

Смачиваемая поверхность силового набора (гасителей колебаний) бака, m^2 :

$$S_{пр.ок} = 2 \times H_{ц.ок} \times a \times n = 2 \times 11,74 \times 1 \times 4 = 93,92, \quad (1.142)$$

где $a = (0,4 \div 0,7) \cdot Rб = 0,5 \times 2 = 1$ м – ширина элемента силового набора;

$n = 4$ – количество элементов силового набора.

Остатки незабора на поперечных элементах ТБ, m^3 :

$$\Delta V_{попер.ок.} = \delta_{попер.ок} \times S_{попер.ок} = 0,00065 \times 16,1 = 0,010465, \quad (1.143)$$

Средняя толщина плёнки на поперечном силовом наборе, м:

$$\delta_{попер.ок} = 0,6 \times \sqrt{\frac{\sigma_{ок}}{\rho_{ок} \times g}} = 0,6 \times \sqrt{\frac{0,013}{1140 \times 9,8}} = 0,00065, \quad (1.144)$$

Смачиваемая поверхность бака, m^2 :

$$S_{попер.ок} = 2 \times \pi \times R_{сф} \times h = 2 \times 3,14 \times 2,665 \times 0,962 = 16,1, \quad (1.145)$$

где $h = 0,938$ м – высота сферического днища.

Остатки окислителя в магистралях, m^3 :

$$\Delta V_{м.ок.} = \pi \times \left(\frac{d_{пр.ок}}{2} \right)^2 \times l_{ок} = 3,14 \times \left(\frac{0,18}{2} \right)^2 \times 9,115 = 0,231 \quad (1.146)$$

где $l_{ок} = 9,115$ м – приведенная длина трубопровода от бака до входа в насос окислителя.

Суммарные остатки незабора окислителя, m^3 :

$$\Delta V_{\sum \text{нез.ок}} = \Delta V_{\text{ост.нез}} + \Delta V_{\text{пр.ок}} + \Delta V_{\text{попер.ок}} + \Delta V_{\text{т.ок}} = 0,009 + 0,0024 + 0,010465 + 0,231 = 0,253 \quad (1.147)$$

Суммарная масса остатков незабора окислителя, кг:

$$m_{\sum \text{нез.ок}} = \Delta V_{\sum \text{нез.ок}} \times \rho_{\text{ок}} = 0,253 \times 1140 = 289,4 \quad (1.148)$$

1.1.5.2.2 Расчёт полных остатков незабора горючего

Число Рейнольдса:

$$\text{Re}_z = \frac{w_z \times d_{\text{мп},z}}{\nu_z} = \frac{6,491 \times 0,16}{0,245 \times 10^{-4}} = 4,23 \times 10^6. \quad (1.149)$$

Число Фруда:

$$\text{Fr}_z = \frac{w_z^2}{g \times d_{\text{мп},z} \times n_x} = \frac{6,491^2}{9,8 \times 0,16 \times 5,77} = 4,66, \quad (1.150)$$

где $g=9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения;

$n_x=5,77$ - осевая перегрузка.

Вспомогательные коэффициенты:

$$x_z = 0,96 - 0,06 \left(\frac{d_{\text{мвр},z}}{d_{\text{мп},z}} - 1 \right) = 0,96 - 0,06 \left(\frac{0,32}{0,16} - 1 \right) = 0,9 \quad (1.151)$$

$$y_z = 0,32 + 0,16 \left(\frac{d_{\text{мвр},z}}{d_{\text{мп},z}} - 1 \right) = 0,32 + 0,16 \left(\frac{0,32}{0,16} - 1 \right) = 0,48 \quad (1.152)$$

$$\varphi_z = x_z + y_z \times \lg \left(\frac{b_z}{d_{mp,z}} \right) = 0,9 + 0,48 \lg \left(\frac{0,026}{0,16} \right) = 0,521 < 1 \quad (1.153)$$

Относительный критический уровень:

$$H_{омм.кр.} = \phi_z \times \left(d_{map,z} \times \left(1 + \frac{64}{Re_z} \right) \times \left(\frac{Fr_z}{n_s} \right)^{0,275} \right) = 0,521 \times \left(0,32 \times \left(1 + \frac{64}{4,23 \times 10^6} \right) \times \left(\frac{4,66}{5,77} \right)^{0,275} \right) = 0,17, \text{ м} \quad (1.154)$$

Высота уровня жидкости, при которой происходит прорыв газа в сливной трубопровод:

$$H_{ур.ж.} = d_{mp,z} \times H_{омм.кр.} = 0,16 \times 0,17 = 0,0272 \text{ м} \quad (1.155)$$

Остатки незабора для ТБ со сферическим днищем и центральным расположением ЗУ, м³:

$$\begin{aligned} \Delta V_{ост.нез.} &= \Delta V_{заст.} + 2 \times \pi \times a \times R_{б.}^2 \times H_{ур.ж.} = \\ &= 5,6 \times 10^{-3} + 2 \times 3,14 \times 0,98 \times 4,2025 \times 0,0272 = 0,708 \end{aligned} \quad (1.156)$$

где $\Delta V_{заст.}$ определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \Delta V_{заст.} &= \pi \times h_{заст.}^2 \times \left(R_{сф.} - \frac{h_{заст.}}{3} \right) - \pi \times R_{м.мп.}^2 \times h_{заст.} = \\ &= 3,14 \times 0,031^2 \times \left(2,665 - \frac{0,031}{3} \right) - 3,14 \times 0,16^2 \times 0,031 = 5,6 \times 10^{-3} \text{ м}^3 \end{aligned} \quad (1.157)$$

$h_{заст.} = 0,031$ м – высота застойной зоны; $R_{м.мп.} = 0,15$ м – радиус тоннельной трубы.

Остатки незабора на продольных элементах ТБ:

$$\Delta V_{np,z} = \delta_{np,z} \times (S_{\delta,z} + S_{np,z} + S_{m,np,z}) = 0,82 \times 10^{-5} \times (115,6 + 71,83 + 9,364) = 1,61 \times 10^{-3} \text{ м}^3 \quad (1.158)$$

Средняя толщина плёнки на продольном силовом наборе, м:

$$\delta_{np,z} = B_z \times w_{км,z}^{0,667} = 6,24 \times 10^{-5} \times 0,048^{0,667} = 0,82 \times 10^{-5} \quad (1.159)$$

$$B_z = \left(\frac{V_z^{0,667}}{g^{0,5}} \right) \times \left(\frac{\rho_z}{\sigma_z} \right)^{0,167} = \left(\frac{(0,245 \times 10^{-4})^{0,667}}{9,8^{0,5}} \right) \times \left(\frac{425}{0,027} \right)^{0,167} = 6,24 \times 10^{-5}, \quad (1.160)$$

где $w_{км,z} = 0,048$ м/с – скорость опускания уровня жидкости в топливном баке.

Смачиваемая боковая поверхность бака, м:

$$S_{\delta,z} = 2 \times 3,14 \times R_{\delta} \times H_{u,z} = 2 \times 3,14 \times 2,05 \times 8,9794 = 115,6 \quad (1.161)$$

Смачиваемая поверхность силового набора (гасителей колебаний) бака, м^2 :

$$S_{np,z} = 2 \times H_{u,z} \times a \times n = 2 \times 8,9794 \times 1 \times 4 = 71,83, \quad (1.162)$$

где $a = (0,4 \div 0,7) \times R_{\delta} = 0,5 \times 2 = 1$ м – ширина элемента силового набора;
 $n = 4$ – количество элементов силового набора.

Смачиваемая поверхность тоннельной трубы, м^2 :

$$S_{m,np,z} = 2 \times \pi \times R_{m,np} \times (H_{u,z} + h) = 2 \times 3,14 \times 0,15 \times (8,9794 + 0,962) = 9,364 \quad (1.163)$$

Остатки незабора на поперечных элементах ТБ, м^3 :

$$\Delta V_{\text{попер.з.}} = \delta_{\text{попер.з.}} \times S_{\text{попер.з.}} = 0,00152 \times 16,1 = 0,0244, \quad (1.164)$$

Средняя толщина плёнки на поперечном силовом наборе, м:

$$\delta_{\text{попер.з.}} = 0,6 \times \sqrt{\frac{\sigma_z}{\rho_z \times g}} = 0,6 \times \sqrt{\frac{0,027}{425 \times 9,8}} = 0,00152, \quad (1.165)$$

Смачиваемая поверхность бака, м²:

$$S_{\text{попер.з.}} = 2 \times \pi \times R_{\text{сф}} \times h = 2 \times 3,14 \times 2,665 \times 0,962 = 16,1, \quad (1.166)$$

где h=0,962 м – высота сферического днища.

Остатки горючего в магистральных, [м³]:

$$\Delta V_{\text{м.з.}} = \pi \times \left(\frac{d_{\text{мр.з.}}}{2} \right)^2 \times l_z = 3,14 \times \left(\frac{0,16}{2} \right)^2 \times 0,115 = 0,0023, \quad (1.167)$$

где lg=0,115 м – длина трубопровода от бака до входа в насос окислителя.

Суммарные остатки незабора горючего, м³:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\Sigma \text{нез.з.}} &= \Delta V_{\text{ост.нез.}} + \Delta V_{\text{мр.з.}} + \Delta V_{\text{попер.з.}} + \Delta V_{\text{м.з.}} = \\ &= 0,708 + 1,61 \times 10^{-3} + 0,0244 + 0,0023 = 0,7363. \end{aligned} \quad (1.168)$$

Суммарная масса остатков незабора горючего, кг:

$$m_{\Sigma \text{нез.з.}} = \Delta V_{\Sigma \text{нез.з.}} \times \rho_z = 0,7363 \times 425 = 312,92. \quad (1.169)$$

1.1.6 Расчёт времени заправки

Исходные данные:

Расход заправочной системы: $Q_{3C}=(0,01...0,05) \text{ м}^3/\text{с}$.

Время заправки:

$$t_{\text{запр}(Г)} = \frac{V_{\Sigma Г}}{Q_{3C}} = \frac{130,26}{0,05} = 2605,2 \text{ с} \quad (1.170)$$

$$t_{\text{запр}(О)} = \frac{V_{\Sigma ок}}{Q_{3C}} = \frac{165,429}{0,05} = 3308,58 \text{ с} \quad (1.171)$$

Общее время заправки равняется максимальному значению из времени заправки отдельных компонентов, так как оба компонента являются криогенными и заправка окислителем и горючим производится одновременно (параллельно). Отсюда общее время заправки баков блока:

$$t_S = \max(t_{\text{запр}(Г)}, t_{\text{запр}(О)}) = 3308,58 \text{ с} \quad (1.172)$$

Таким образом, общее время заправки баков блока составляет $t_S=55,14$ минут. Вычисленных значений представлены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Данные произведенных расчетов по разделу

Параметр	Значение
Плотность горючего, $\text{кг}/\text{м}^3$	425
Плотность окислителя, $\text{кг}/\text{м}^3$	1140
Секундный расход горючего ДУ, $\text{кг}/\text{с}$	270,69
Секундный расход окислителя ДУ, $\text{кг}/\text{с}$	920,36
Диаметр базового ракетного блока, м	4,1
Масса бака горючего ракетного блока, кг	4452,22
Масса бака окислителя ракетного блока, кг	15137,59
Масса конструкции «холодная» система наддува с подогревом, кг	424,099
Диаметр трубопровода горючего, м	0,16
Диаметр трубопровода окислителя, м	0,18
Скорость движения горючего в трубопроводе, м/с	6,491

Скорость движения окислителя в трубопроводе, м/с	6,076
Диаметр тарели ЗУ горючего, м	0,32
Диаметр тарели ЗУ окислителя, м	0,36
Полный объем бака горючего, м ³	134,984
Полный объем бака окислителя, м ³	171,429
Полный объем заправляемого горючего, м ³	130,26
Полный объем заправляемого окислителя, м ³	165,429
Высота цилиндрической части бака горючего, м	8,9794
Высота цилиндрической части бака окислителя, м	11,741
Полная высота бака горючего, м	9,9414
Полная высота бака окислителя, м	13,665
Высота зеркала жидкости горючего от нижнего полюса бака, м	9,2984
Высота зеркала жидкости окислителя от нижнего полюса бака, м	12,939
Общая высота топливных баков, м	23,6
Длина хвостового отсека, м	4,35
Общая длина ракетного блока, м	29,047

Выводы по первому разделу

В первом разделе выпускной квалификационной работы выполнена комплексная аналитическая и расчетная работа по определению основных проектных параметров базового ракетного блока (РБ) на основе анализа схемных решений и варианта подачи компонентов топлива (КТ). Ниже приведено краткое содержание выполненных задач и полученных результатов:

Основные этапы и результаты первого раздела:

1. Оценочный расчет проектных параметров ЖРД:

Проведен предварительный расчет характеристик двигательной установки (ЖРД), получены основные параметры, необходимые для дальнейшей проработки проекта.

2. Определение удельного импульса:

Расчитан удельный импульс ЖРД, что является ключевым показателем эффективности двигателя.

3. Массово-энергетические и объемно-геометрические характеристики:

Выполнен расчет массы, энергетических характеристик и объемов компонентов базового блока.

4. Расчет топливного отсека:

Определены размеры, объемы и масса топливного отсека, а также его продольные размеры.

5. Геометрические размеры и масса базового блока:

Расчитаны основные геометрические параметры, длина, масса и компоненты конструкции.

6. Массовые характеристики:

Определены масса топлива, масса топливного отсека, двигателя, систем управления и других элементов конструкции.

7. Общая длина блока и компоновочная схема:

Предложена схема компоновки элементов базового блока с учетом оптимизации габаритов.

8. Система наддува:

Обоснован выбор схемы системы наддува (например, «холодной», «горячей» или с подогревом).

Проведен оценочный расчет массы и габаритов системы наддува.

Рассмотрены параметры газовой подушки в баках, давление в них и особенности систем наддува.

9. Расчеты систем наддува:

Проведен анализ «холодной» системы без подогрева.

Выполнен расчет системы с подогревом для повышения эффективности.

Расчет «горячей» системы наддува для условий эксплуатации.

10. Топливоподающие магистрали:

Разработана конструкция трубопроводов; выполнен расчет их параметров, скорости звука в трубах, частот собственных колебаний топлива.

Произведены расчеты потерь давления на различных участках магистралей: на создание скорости, местные сопротивления, трение.

11. Заборные устройства (ЗУ):

Выбор типов ЗУ (например, тарельчатых или сифонных), расчет остатков незабора топлива при завершении выработки.

Определение размеров заборных устройств для баков окислителя и горючего; расчет остаточных запасов топлива.

12.Время заправки:

Проведен расчет времени заполнения баков с учетом выбранных конструктивных решений.

13.Расчет прочности конструкции:

Определены условия обеспечения прочности при эксплуатации; выполнен анализ режимов работы РБ; выбран материалы.

Расчеты нагрузок на переходной отсек, хвостовой отсек, баки окислителя и горючего, а также на двигательную установку — все с целью обеспечения надежности конструкции.

14.Конструкторские решения:

Предложены конкретные конструкции переходного отсека, баков окислителя и горючего, хвостового отсека и двигателя исходя из проведенных расчетов.

Итог:

Первый раздел создает фундамент для дальнейшей разработки проекта ракетного блока — включает оценку характеристик двигателя, геометрии, массоподъемности, систем подачи топлива и обеспечения прочности конструкции. Все расчеты выполнены с учетом требований к надежности и эффективности работы ракетного комплекса.

В результате выполнения выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) были определены характеристики составной части изделия РН (базового ракетного блока), рассчитаны следующие объемно-геометрические и массовые характеристики базового ракетного блока:

- а) полный объем бака горючего составил $134,984 \text{ м}^3$;
- б) полный объем бака окислителя составил $171,429 \text{ м}^3$;
- в) полный объем заправляемого горючего составил $130,26 \text{ м}^3$;
- г) полный объем заправляемого окислителя составил $165,429 \text{ м}^3$;
- д) высота цилиндрической части бака горючего составила $8,9794 \text{ м}$;

- е) высота цилиндрической части бака окислителя составила 11,741 м;
- ж) полная высота бака горючего составила 9,9414 м;
- з) полная высота бака окислителя составила 13,665 м;
- и) высота зеркала жидкости горючего от нижнего полюса бака составила 9,2984 м;
- к) высота зеркала жидкости окислителя от нижнего полюса бака составила 12,939 м;
- л) общая высота топливных баков составила 23,6 м;
- м) длина хвостового отсека составила 4,35 м;
- н) общая длина ракетного блока составила 29,047 м.

По результатам проведенных расчетов по системе наддува более выгодным является «холодная» система наддува с подогревом, т.к. имеет наименьшую массу и размеры по сравнению с «холодной» и «горячей» системой наддува баков. Выполнен расчёт времени заправки ракетного блока. Заправка обоих баков производится одновременно. Время заправки равно 55,14 минут.

2 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

2.1 Обеспечение прочности конструкции

Основные принципы расчета на прочность:

Цель:

Обеспечить достаточную прочность и надежность конструкции при минимальном весе, что достигается правильным выбором материалов, конструктивных решений и расчетных критериев.

Критерии надежности:

Зависит от выбранных методов оценки предельных состояний, условий эксплуатации, поведения конструкции под нагрузками, а также характеристик материалов и особенностей производства.

Особенности поведения конструкции:

Необходимо учитывать возможные механизмы разрушения как в целом, так и отдельных элементов, а также влияние эксплуатационных факторов.

Основные этапы работ по обеспечению прочности:

1. Анализ режимов эксплуатации:

Исследование условий эксплуатации ракеты — нагрузки, температуры, вибрации, динамические воздействия и т.д.

2. Выбор коэффициентов безопасности:

Определение запасов прочности с учетом неопределенностей в нагрузках, материалах и технологических отклонениях.

3. Проектирование конструкции:

Разработка конструктивных решений с учетом требований к прочности и минимальному весу.

4. Выбор материалов:

Подбор материалов с необходимыми механическими свойствами, устойчивых к эксплуатационным воздействиям.

5. Расчет на прочность:

Проведение расчетов для определения допустимых нагрузок и напряжений в элементах конструкции при различных режимах эксплуатации.

6. Производственно-конструкторская отработка:

Внедрение конструктивных решений в производство с учетом технологических требований.

7. Экспериментальная проверка:

Проведение испытаний прототипов и серийных образцов для подтверждения расчетных показателей прочности.

8. Обеспечение прочности в серийном производстве:

Контроль качества изготовления и сборки для сохранения заданных характеристик надежности.

Взаимосвязь этапов:

Все этапы взаимосвязаны: изменение условий эксплуатации или конструктивных решений требует пересмотра расчетных случаев, корректировки нагрузок и повторных расчетов. При необходимости — проведения дополнительных экспериментальных исследований.

Таким образом, обеспечение прочности — это комплексный процесс, включающий теоретические расчеты, выбор материалов, проектирование, испытания и контроль производства. Такой подход позволяет достичь оптимального баланса между надежностью и весом конструкции ракеты-носителя.

Если нужно более подробно рассмотреть конкретные методы расчетов или критерии надежности — обращайтесь!

2.2 Анализ режимов эксплуатации

Анализ условий эксплуатации и расчет нагрузок

Начальный этап:

1. Включает изучение условий эксплуатации ракеты-носителя или ее компонентов.

2. В рамках этого этапа определяется расчетная схема агрегата, то есть модель, которая отражает реальные условия работы конструкции.

Учет факторов:

Все существующие факторы воздействия (внешние и внутренние нагрузки, динамические воздействия, вибрации, удары и т.п.) должны быть учтены при выборе расчетной схемы.

Методы определения нагрузок:

1. Для некоторых конструкций нагрузки устанавливаются на основе статических данных (расчет по статическим силам).

2. При точных данных по статике также оценивается вероятность реализации этих сил — то есть насколько вероятно, что такие нагрузки возникнут в реальности.

Для новых конструкций:

Когда отсутствуют данные о воздействующих силах, расчет нагрузок проводится с запасом прочности по максимальным значениям силовых факторов, чтобы обеспечить надежность.

Дополнительные методы:

В случае необходимости могут проводиться специальные эксперименты для определения действующих сил — например, при ударных воздействиях, вибрациях или транспортировке.

Цель анализа нагрузок:

Не только определить реальные нагрузки, но и найти такие режимы эксплуатации, при которых нагрузки минимальны. Это позволяет снизить массу конструкции без ущерба надежности.

Выбор расчетных случаев

1. Основные случаи:

те ситуации нагружения, которые определяют минимальные допустимые напряжения и в конечном итоге влияют на массу конструкции. Обычно характеризуются экстремальными значениями одной нагрузки или комбинацией факторов.

2. Дополнительные и проверочные случаи:

учитывают менее вероятные ситуации или условия с повышенными требованиями к безопасности.

Особенности установления расчетных случаев:

1. Иногда очевидно определить основной случай по экстремальному значению силы.
2. В сложных условиях необходимо проводить расчеты для выявления таких случаев, где действуют разные силы при меняющихся условиях эксплуатации.

Баланс между нагрузками и безопасностью:

1. При выборе расчетных случаев важно учитывать не только максимальные нагрузки, но и требования к безопасности обслуживания изделия под нагрузкой.
2. Иногда более безопасным считается случай с меньшими силами, если для него требуется более высокий коэффициент безопасности.

Таким образом, процесс определения расчетных случаев нагрузок — это комплексный этап, который требует сочетания теоретических расчетов и экспериментальных данных. Он обеспечивает основу для последующих расчетов прочности и проектирования конструкции с учетом реальных условий эксплуатации.

2.3 Выбор материала

Общие положения выбора материалов для РН:

Выбор материалов определяется назначением конструкции, условиями эксплуатации и технологическими возможностями производства.

Основная цель — обеспечить оптимальное соотношение прочности, массы и долговечности, то есть максимальную экономию веса при сохранении необходимых свойств.

Используемые материалы:

1. Алюминиевые сплавы: АМг6, АМц, Д16, Д20, В95, АК5, АЛ2, АЛ4, САП-1, САС-Д16.
2. Магниевые сплавы: МЛ5, МЛ12, МА2-1, МА2, МА5, ВМ65-1.

3. Титановые сплавы: ВТ6, ВТ14, ВТ6С.

4. Бериллиевые сплавы: АБМ1.

5. Стали: Сталь 45, 30ХГСА, 03Х20Н16АГ6, 12Х18Н10Т.

Основные характеристики конструкционных материалов

1. Механические свойства:

Предел прочности (σ_b), предел текучести ($\sigma_{0.2}$), выносливость ($\sigma_{0.1}$) — важны для оценки сопротивления нагрузкам.

Для жаропрочных материалов — показатели при высоких температурах: предел ползучести ($\sigma_{\varepsilon/m}$), предел длительной прочности ($\sigma_{дл}$ и σ_t).

2. Жесткость и виброжесткость:

Способность сопротивляться деформациям под нагрузками.

Виброжесткость — устойчивость к вибрационным воздействиям; характеризуется модулем упругости E .

3. Ударная вязкость (a_n):

Способность материала поглощать энергию при ударе без разрушения.

4. Пластичность:

Относительное удлинение δ и сужение φ — показатели деформативных свойств.

5. Показатели эффективности на единицу массы:

Удельная прочность (σ_b/ρ), ударная прочность ($\sigma_b/2E_p$), жесткость (E/ρ), соотношения этих показателей.

6. Коррозионная стойкость:

Потеря массы за единицу поверхности за определенное время — важна для долговечности конструкции.

7. Теплофизические свойства:

Теплостойкость, хладостойкость, теплопроводность, теплоемкость и термостабильность — критичны для условий эксплуатации в космосе или в условиях высоких температур.

Особенности выбора материалов:

1. Необходимо учитывать сочетание свойств: прочности, пластичности, коррозионной стойкости и теплофизических характеристик.

2. В практике используются материалы для различных узлов: каркасно-силовых конструкций, емкостей высокого давления, трубопроводов и арматуры.

3. При проектировании важно балансировать между механическими характеристиками и технологическими возможностями производства.

Таким образом, выбор материалов — это сложный многопараметрический процесс с учетом назначения конструкции и условий эксплуатации. Правильный подбор обеспечивает надежность и минимальную массу ракеты без ущерба ее эксплуатационным характеристикам.

2.4 Нагрузки, действующие на РН

Основные принципы учета нагрузок при проектировании РН

Цель:

Создать конструкцию с минимальной массой, обладающую необходимой прочностью и жесткостью. Для этого важно правильно учитывать все действующие нагрузки.

Источники нагрузок:

1. Взаимодействие с окружающей средой (например, атмосферное сопротивление, ветровые нагрузки).

2. Гравитационное поле Земли (сила тяжести).

3. Действие двигательной установки (ДУ), создающее тягу.

Основные виды нагрузок в полете

1. Тяга двигательной установки (ДУ):

Основная нагрузка, определяющая конструктивные расчетные схемы (КСС).

Возникает из силы тяги, которая действует в направлении полета.

2. Массовые силы:

Пропорциональны массе конструкции и топлива.

Распределены по всему объему конструкции, но учитываются как силы, приложенные в точках крепления агрегатов или равномерно по длине элементов.

3. Силы тяжести:

Действуют на каждую частицу массы конструкции и топлива.

Важны для определения статических нагрузок.

Учет веса конструкции и топлива

1. Вес ракеты разбит на две составляющие:

1.1. Вес сухой конструкции: масса несущих элементов без топлива.

1.2. Вес топлива: масса горючего в баках.

2. Массовые силы от агрегатов приложены в точках крепления к корпусу, что упрощает расчет нагрузок.

3. Распределение масс по длине конструкции позволяет моделировать распределенные силы.

Передача сил при продольных перегрузках

1. Во время полета возникают продольные перегрузки (например, при ускорениях).

2. Массовые силы топлива передаются через днища баков на корпус в местах их крепления.

3. Эти силы влияют на прочность и жесткость конструкции, поэтому должны учитываться при проектировании.

Таким образом, правильное моделирование и учет всех видов нагрузок - ключ к созданию легкой, надежной и устойчивой к динамическим воздействиям ракеты. Это обеспечивает безопасность полета и эффективность использования материалов.

2.5 Расчет на прочность переходного отсека базового ракетного блока

К стрингерным конструкциям относится вариант, в котором толщина обшивки и расстояние не теряет устойчивости до разрушения отсека. Оптимальная в весовом соотношении конструкция отсека соответствует мак-

симальному значению расчетного разрушающего напряжения при заданной величине $N_{кр}$.

Основные принципы укрепления и оптимизации конструкции отсека

1. Подкрепление стрингерами:

1.1. Частое использование шпангоутов (стрингеров) для поддержки обшивки увеличивает массу конструкции.

1.2. Чем больше подкреплений, тем тяжелее конструкция, что противоречит цели минимизации веса.

2. Особенности тонкой обшивки:

2.1. При уменьшении толщины обшивки ее температура резко повышается, что снижает механические характеристики материала (прочность, жесткость).

2.2. В конструкциях с частым гофром (жестким профилированием) удается использовать тонкую обшивку без потери устойчивости, благодаря дополнительной жесткости.

Расчет расстояния между стрингерами

Условие:

Расстояние между стрингерами выбирается так, чтобы критическое напряжение потери устойчивости обшивки было равно расчетному разрушающему напряжению σ для всего отсека.

Определение напряжения σ :

Задаются несколькими значениями, исходя из требований минимального веса.

Для каждого значения σ рассчитываются площади сечения стрингеров (S_c).

Подбор формы сечения:

Форму сечения стрингера и подкрепляющих его шпангоутов выбирают так, чтобы обеспечить необходимую прочность при минимальной массе.

Учитывают ограничения по критическим напряжениям:

1. Общая устойчивость (предотвращение прогиба или деформации).

2. Местная устойчивость (локальные повреждения или локальные потери устойчивости).

Оптимизация конструкции обшивки достигается балансом между толщиной материала, частотой подкреплений и формой элементов. Важным аспектом является расчет напряжений и подбор геометрии элементов так, чтобы обеспечить безопасность и минимальный вес.

Схема нагружения переходного отсека представлена на рисунке 1.19. Схема нагружения переходного отсека стрингерной конструкции:

- а) материал отсека – АМг6;
- б) модуль продольной упругости материала $E = 68 \text{ ГПа}$;
- в) предел прочности материала $\sigma_B = 350 \text{ МПа}$;
- г) плотность материала $\rho = 2640 \text{ кг/м}^3$;
- д) длина отсека $H = 1,097 \text{ м}$;
- е) суммарная тяга двигателей РБ второй ступени $P = 3982860 \text{ Н}$;
- ж) радиус отсека $R = 2,05 \text{ м}$;
- з) коэффициент безопасности $f = 1,5$.

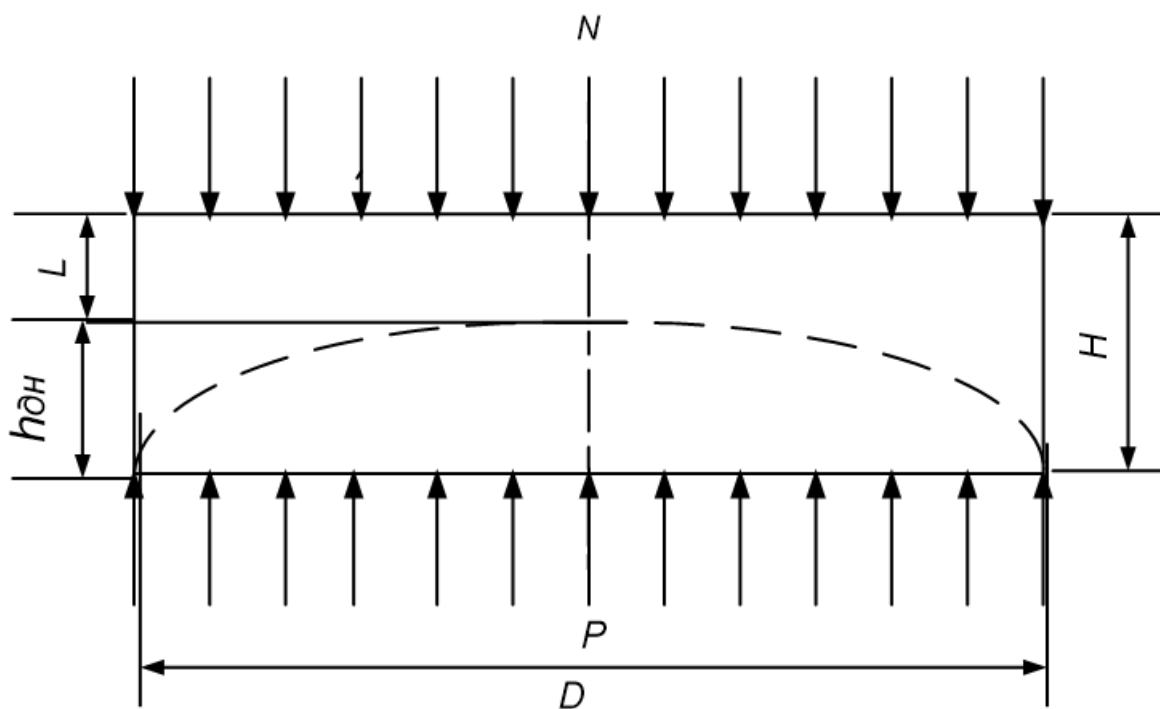


Рисунок 2.1 – Схема нагружения переходного отсека стрингерной

Определяется эксплуатационная нагрузка, действующая на отсек:

$$N = P + m_{ok} \times g \times n_x, \quad (2.1)$$

$$N = 3982860 + 136563,29 \times 9,81 \times 1,8 = 6394294,57 \text{ Н}$$

Определяется толщина обшивки:

$$\delta = 0,36 \left[\frac{N}{E} \times \sqrt[8]{R^3} \right]^{0,42}, \quad (2.2)$$

$$\delta = 0,36 \left[\frac{6394294,57}{68 \times 10^9} \times \sqrt[8]{2,05^3} \right]^{0,42} = 0,007 \text{ м}$$

Определяется величина разрушающей силы:

$$N_{кр} = N \times f, \quad (2.3)$$

$$N_{кр} = 6394294,57 \times 1,5 = 9591441,85 \text{ Н}$$

Расстояние между стрингерами определяют из условия равенства критического напряжения потери устойчивости обшивки расчетному разрушающему напряжению для всего отсека:

$$[\sigma] = \frac{\sigma_B}{f}, \quad (2.4)$$

$$[\sigma] = \frac{350 \times 10^6}{1,5} = 233,3 \times 10^6 \text{ Па}$$

Расстояние между стрингерами рассчитывается по следующей формуле:

$$t_c = 1,9 \times \delta \sqrt{\frac{E}{[\sigma] - 0,1 \times E \times \frac{\delta}{R}}}, \quad (2.5)$$

$$t_c = 1,9 \times 0,007 \sqrt{\frac{68 \times 10^9}{233,3 \times 10^6 - 0,1 \times 68 \times 10^9 \times \frac{0,007}{2,05}}} = 0,239 \text{ м} = 239 \text{ мм}.$$

Число стрингеров определяется из следующего условия:

$$n \geq \frac{\pi D}{t_c}, \quad (2.6)$$

$$n \geq \frac{3,14 \times 4,1}{0,239} = 54.$$

Определяется сжимающая сила, действующая на стрингер:

$$F_c = \frac{N_{xp} - \pi \times D \times \delta \times [\sigma]}{n}, \quad (2.7)$$

$$F_c = \frac{9591441,85 - 3,14 \times 4,1 \times 0,007 \times 233,3 \times 10^6}{54} = 211779,47 \text{ Н}.$$

Рассчитывается площадь сечения стрингера:

$$S_c = \frac{F_c}{[\sigma]}, \quad (2.8)$$

$$S_c = \frac{211779,47}{233,3 \times 10^6} = 9 \times 10^{-5} \text{ м}^2.$$

Для рассчитанных параметров отсека определяется действующее напряжение:

$$\sigma_d = \frac{N}{\pi \times D \times \delta + S_c + n}, \quad (2.9)$$

$$\sigma_d = \frac{6394294,57}{3,14 \times 4 \times 0,007 + 9 \times 10^{-5} \times 54} = 67 \text{ МПа}.$$

Проверяется условие прочности материала: $[\sigma] = 293,3 \text{ МПа}$, $\sigma_d = 67 \text{ МПа}$.

$\sigma_d < [\sigma]$ – условие выполняется.

Рассчитывается общий объем отсека по формуле:

$$\begin{aligned} V &= H \left[\pi \times \delta \times (D - \delta) + n \times S_c \right] = \\ &= 1,062 \left[3,14 \times 0,007 (4,1 - 0,007) + 54 \times 9 \times 10^{-5} \right] = 0,104 \text{ м}^3. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Определяется масса переходного отсека:

$$m = \rho_{\text{АМГб}} \times V, \quad (2.11)$$

$$m = 2640 \times 0,104 = 247,56 \text{ кг}.$$

2.6 Расчет на прочность хвостового отсека базового ракетного блока

Сухие отсеки по конструкции бывают гладкими, стрингерными, лонжеронными, монолитными, гофрированными, многослойными. Рассмотрим особенности конструктивно-силовой схемы сухих отсеков. Гладкие отсеки не имеют ни стрингеров, ни промежуточных шпангоутов. Эти отсеки, как правило, самые простые и дешевы, но из-за низкой массовой эффективности их применяют в виде коротких цилиндрических переходных участков на верхних ступенях РН.

Отсеки стрингерной и лонжеронной конструкций различаются между собой только характером восприятия нагрузки. Стрингерные отсеки не допускают потерь устойчивости обшивки между соседними стрингерами. Лонжеронные отсеки допускают возможность потери устойчивости панели. Внешне конструкции этих отсеков схожи, за исключением того, что лонжерон имеет более крупное сечение и, поэтому, ставятся они реже, чем стрингеры. Сухие отсе-

ки монолитной конструкции изготавливаются из панелей вафельной и стрингерной конструкции, причем они выполнены в целом вместе с полотном.

При малых сжимающих усилиях применение стрингеров или лонжеронов становится нецелесообразным. В этом случае применяют гофрированные конструкции, в которой обшивка склеивается или сваривается вместе с гофрами.

Сухие отсеки многослойной конструкции применяются для защиты баковых отсеков от воздействия внешней среды. Применяют трехслойные панели с сотовым заполнением. Наиболее рациональной конструкцией, работающей на осевое сжатие, является оболочка, подкрепленная стрингерами или лонжеронами и поперечными элементами (промежуточными шпангоутами). При этом длина панели между соседними шпангоутами значительно превосходит расстояние между соседними стрингерами. Проверим на прочность хвостовой отсек стрингерной конструкции, схема которого приведена на рисунке 4.6 при следующих условиях:

- а) материал обшивки и стрингеров – АМг6;
- б) расстояние между заклепочными швами $d = 0,03$ м;
- в) общее количество стрингеров $n = 54$;
- г) площадь сечения стрингера $F_{cmp} = 15 \cdot 10^{-4}$ м²;
- д) модуль продольной упругости материала стрингера $E = 68 \cdot 10^9$ Па;
- е) радиус инерции сечения стрингера $i_x = 2,8 \cdot 10^{-2}$ м;
- ж) длина стрингера $l = 4,35$ м;
- з) осевая сжимающая сила $F_c = 5,48 \cdot 10^6$ Н;
- и) диаметр отсека $D = 4,1$ м;
- к) коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Расчетная схема хвостового отсека представлена на рисунке 1.20.

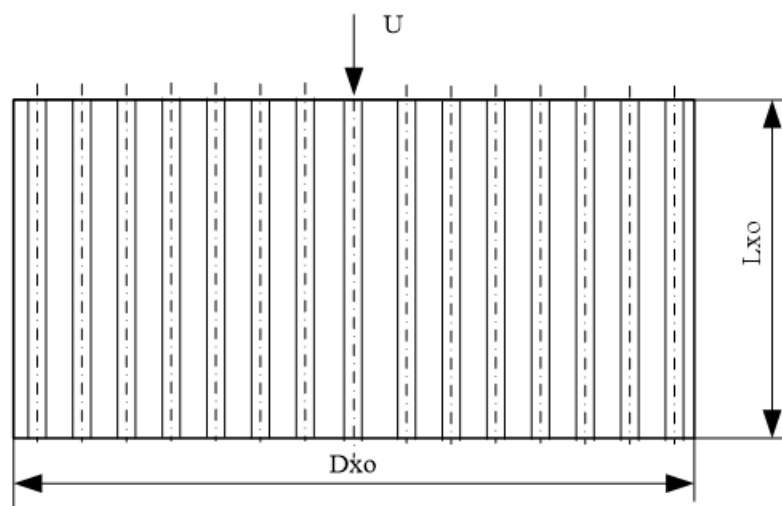


Рисунок 2.2 – Расчетная схема хвостового отсека

Определим расчетную величину осевой силы:

$$F_c^p = f \times F_c, \quad (2.12)$$

$$F_c^p = 1,5 \times 5,48 \times 10^6 = 8,22 \times 10^6 \text{ [Па]} \quad F_c^p = 1,5 \times 5,48 \times 10^6 == 8,22 \times 10^6 \text{ Па}$$

Определим толщину обшивки:

$$\delta = 0,36 \times \left[\frac{F_c^p}{E} \times \sqrt[8]{R^3} \right]^{0.42}, \quad (2.13)$$

$$\delta = 0,36 \times \left[\frac{8,22 \times 10^6}{68 \times 10^6} \times \sqrt[8]{2,05^3} \right]^{0.42} = 0,009 \text{ м}$$

Определим расстояние между стрингерами:

$$b = \frac{\pi \times D}{n} = \frac{\pi \times 4,1}{54} = 0,238 \text{ м} \quad (2.14)$$

Определим величину редуционного коэффициента обшивки:

$$\varphi = \frac{n \times \delta + d}{b}, \quad (2.15)$$

$$\varphi = \frac{54 \times 0,009 \times 0,03}{0,238} = 2,16 \quad (2.16)$$

Определим площадь обшивки отсека

$$F_{\text{обш}} = \pi \times D \times \delta = 0,115 \text{ м}^2 \quad (2.17)$$

Определим напряжения в стрингере:

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{F_c^p}{n \times F_{\text{стр}} + \varphi \times F_{\text{обш}}}, \quad (2.18)$$

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{8,22 \times 10^6}{54 \times 15 \times 10^{-4} + 2,16 \times 0,115} = 25,03 \times 10^6 \text{ Па}$$

Определим критическое напряжение при сжатии стрингера по формуле Эйлера:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{c \times \pi^2 \times E \times I_x^2}{l^2}, \quad (2.19)$$

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{2 \times 3,14^2 \times 68 \times 10^9 \times (2,8 \times 10^{-2})^2}{4,35^2} = 56 \times 10^6 \text{ Па}$$

Определим коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta_y = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{сж}}}, \quad (2.20)$$

$$\eta_y = \frac{56 \times 10^6}{25,03 \times 10^6} = 2,23 > 1$$

Вывод по второму разделу:

1) При расчете на прочность были рассмотрены расчетные случаи нагружения корпуса базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива, сделан выбор материалов конструкции блока. Выполнен расчет на прочность хвостового и переходного отсека базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива (РБ). Были получены следующие результаты:

1.1) параметры хвостового отсека: толщина обшивки $\delta = 9$ мм, количество стрингеров $n=54$. Определен коэффициент запаса устойчивости хвостового отсека: $\eta_y = 2,23 \geq 1$. Хвостовой отсек требованиям прочности (устойчивости) удовлетворяет;

1.2) параметры переходного отсека: толщина обшивки $\delta = 7$ мм количество стрингеров $n=54$. Проверяется условие прочности материала переходного отсека: $\sigma_\delta < [\sigma]$ - условие выполняется. Проведенная проверка подтвердила, что конструкция соответствует условию прочности.

2) При расчете на прочность базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива, определены условия обеспечения прочности конструкции, выполнен анализ режимов эксплуатации, выполнен выбор материала, определены нагрузки, действующие на РБ, выполнен расчет на прочность переходного отсека базового ракетного блока, выполнен расчет на прочность хвостового отсека базового ракетного блока.

3 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

Основная роль этапа разработки и анализа схем ракетного блока:

1. Этот этап является одним из наиболее важных в процессе проектирования ракетного блока.
2. Он определяет дальнейшие этапы создания и эксплуатации ракеты.

Цели и задачи:

1. Анализ и выбор компоновочной схемы (расположение элементов внутри блока).
2. Разработка конструктивно-силовой схемы (структурные решения, материалы, силовые элементы).

Совместность работ:

1. Эти процессы проводятся совместно для всех входящих в состав отсеки и элементов конструкции.
2. Такой подход обеспечивает согласованность и оптимальность всей конструкции.

Исходные данные:

1. Результаты предварительного выбора основных проектных параметров.
2. Требования к ракетному блоку, сформулированные на этапе научно-исследовательских работ.

Эффективное проектирование ракетного блока требует тщательного анализа и согласования компоновочных решений с силовыми схемами, основываясь на предварительных данных и требованиях. Это обеспечивает создание надежной, легкой и технологичной конструкции, готовой к дальнейшей реализации.

Его важность обусловлена тем, что конструктивно-силовая и компоновочная схемы ракетного блока определяют ее тактико-технические, экономические и эксплуатационные характеристики, а также:

- а) весовое совершенство конструкции и систем ракетного блока (РБ);
- б) потребную эффективность органов управления;

в) надежность и безопасность ракетного блока (РБ) в процессе эксплуатации;

г) время и стоимость ее отработки до необходимого уровня надежности.

3.1 Конструкция базового ракетного блока

В состав базового ракетного блока РН тяжелого класса входят:

а) переходный отсек;

б) бак окислителя;

в) бак горючего;

г) хвостовой отсек;

д) двигательная установка.

На базовый ракетный блок устанавливается двигатель РД-0162. Двигатель выполнен по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа после турбины.

В качестве основных компонентов топлива используется: окислитель – жидкий кислород, горючее – сжиженный природный газ. Коэффициент соотношения топлива равен 3,4.

Корпус ракетного блока состоит из бака окислителя и горючего, хвостового и переходного отсеков. Баки окислителя и горючего служат емкостями для компонентов топлива.

В переходном объеме размещены приборы, кабели САУ и СТИ, агрегаты автоматики ПГС, приборы системы управления блока, блоки терморегуляторной системы термостатирования.

3.2 Переходной отсек

ПО предназначен для размещения приборов и кабелей САУ, СТИ, элементов системы термостатирования, трубопроводов и агрегатов автоматики ПГС, а также рамы для крепления КА или ступени. Приборы системы управления размещены в герметичных контейнерах. К этому отсеку стыкуется головной обтекатель РН. На наружной поверхности ПО с помощью РБ установлены антенны СТИ, горловины подвода и отвода воздуха термостатирования.

Конструкция ПО позволяет отстыковывать, пристыковывать отсек к РН вместе со смонтированными в нем приборами, кабелями и элементами ПГС.

Для связи КА с наземным оборудованием на верхнем торце ПО установлены электро- и пневморазъемы, коммуникации, от которых проложены по ступени и выведены на плату боковых электроразъемов.

Для защиты от статического электричества все отсеки ступени соединены между собой металлизующими перемычками.

Общая характеристика посадочной оболочки (ПО)

Конструкция:

1. Представляет собой цилиндрическую сварную силовую оболочку.
2. Оболочка состоит из обшивки, подкрепленной промежуточными шпангоутами и стрингерами, а также торцевых шпангоутов.

Крепление:

Места соединения ПО со смежными отсеками усилены фитингами, что обеспечивает прочность и герметичность соединений.

Расположение и элементы на корпусе ПО:

1. Люки для доступа к приборам системы автоматического управления (САУ):

Обеспечивают возможность обслуживания и ремонта приборов внутри ПО.

2. Кронштейны для установки завес головного аэродинамического обтекателя:

- расположены в районе верхнего шпангоута;
- предназначены для крепления защитных элементов, обеспечивающих аэродинамическую форму.

3. Лючок для прохождения светового луча:

- позволяет световому лучу проходить между прибором прицеливания и внутренним прибором внутри ПО;

- крышка лючка захлопывается после сброса платы прибора прицеливания, что обеспечивает герметичность и защиту внутреннего пространства.

Конструкция посадочной оболочки тщательно продумана для обеспечения прочности, герметичности и удобства обслуживания оборудования. Наличие специальных люков, кронштейнов и лючков позволяет эффективно эксплуатировать и обслуживать внутренние системы ракеты или космического аппарата.

На верхнем шпангоуте установлен экран. На внутреннюю поверхность ПО установлена теплоизоляция. Внутри ПО размещен коллектор, в который через патрубок подается воздух из системы термостатирования. Теплоизоляция, экран и коллектор предназначены для обеспечения определенного температурного режима внутри ПО.

Элементы конструкции ПО изготавливаются из алюминиевых сплавов. Крышки люков – из стеклопластика, экран и теплоизоляция – из тканей.

3.3 Бак окислителя

Бак окислителя представляет собой сварную конструкцию, состоящую из корпуса с приваренными к нему сверху и снизу сферическим днищами.

К шпангоуту нижнего днища приварена обечайка, которая совместно с нижним днищем бака окислителя и верхним днищем бака горючего образует межбаковый объем.

Корпус состоит из цилиндрической вафельной оболочки. Верхнее и нижнее днища состоят из собственно днищ и шпангоутов.

К заднему торцевому шпангоуту приваривается заднее днище и цилиндрическая обечайка бака. На шпангоуте изнутри крепятся продольные демпфирующие перегородки, для гашения колебаний жидких компонентов топлива в течение всего времени полета ракеты, выполненные в виде тонколистовых алюминиевых полотнищ, ужесточенных собственным силовым набором и проходящих по всей длине бака. Снаружи к шпангоуту пристыковывается хвостовой отсек.

Днища баков выполнены в виде сферических сегментов и приварены сваркой из пяти секций, четыре из которых имеют прямолинейные внутренние

кромки, а центральная секция является круглой пластиной. Такая конструкция обеспечивает изготовление днища из листа стандартной ширины.

На наружную поверхность днищ и наружную поверхность обечайки на клей устанавливается теплоизоляция из пенополистирола.

Внутри бака окислителя установлены:

- а) датчик уровня СКЗ;
- б) датчик уровня СУРТ с двумя гермовыводами;
- в) сигнализатор уровня для подачи команды на начало заправки гелием;
- г) датчик для замера остатка КТ.

На наружной поверхности корпуса бака установлены крышки желоба для прокладки кабелей.

На верхнем днище бака установлены:

- а) распылитель, смонтированный на крышке люка-лаза;
- б) фланцы для монтажа дренажных клапанов;
- в) фланцы приварки гермовыводов датчиков уровня СКЗ и СУРТ.

На нижнем днище бака установлены:

- а) фланцы для приварки гермовыводов датчиков остатка и СУРТ;
- б) биметаллические штуцера для подсоединения трубопровода заправки и расхода баллонов гелием;
- в) заборное устройство.

3.4 Бак горючего

Бак горючего представляет собой сварную конструкцию, состоящую из корпуса с приваренными к нему сверху и снизу днищами. Корпус состоит из 6 цилиндрических вафельных оболочек, сваренных между собой.

Внутри бака горючего проходят тоннельная труба, через которую проходит трубопровод расхода окислителя. Для увеличения жесткости тоннельная труба выполнена гофрированной.

На наружную поверхность верхнего и нижнего днищ на клею устанавливается теплоизоляция, которая к днищам дополнительно крепится с помо-

щью бобышек специальными шайбами. Теплоизоляция выполнена из пенополистирола.

Внутри бака горючего установлено:

- а) датчик уровня СКЗ;
- б) датчик уровня СУРТ;
- в) датчик замера средней температуры компонента СКЗ;
- г) два датчика остатка;
- д) штуцер слива жидкости после нейтрализации бака;
- е) распылитель наддува бака;
- ж) сильфонный расходный трубопровод.

На наружной поверхности корпуса бака расположены:

- а) люк-лаз, закрытый крышкой; крышка крепится шпильками и гайками; герметизация люка-лаза осуществляется прокладкой;
- б) крышки желоба для прокладки кабелей;
- в) фланец для крепления гермовывода датчика замера средней температуры;
- г) фланец для крепления штуцера слива жидкости после нейтрализации бака.

На верхнем днище бака установлены:

- а) фланцы для приварки гермовыводов датчиков СКЗ и СУРТ;
- б) фланцы для установки дренажных клапанов.

На нижнем днище бака установлены:

- а) фланец для установки заправочного клапана;
- б) фланцы для приварки гермовыводов датчиков остатка;
- в) заборное устройство;
- г) опора для крепления датчика уровня СУРТ;
- д) фланец для подсоединения расходной магистрали.

Бак горючего изготавливается из алюминиевых сплавов. Для крепления к баку стальных элементов РН используются сталеалюминевые переходники.

3.5 Хвостовой отсек

Хвостовой отсек представляет собой сварную конструкцию, состоящую из верхнего и нижнего торцевых шпангоутов.

На верхнем торцевом шпангоуте имеются стыковочные отверстия и отверстия под направляющие штыри для стыковки с силовым кольцом и отверстием для металлизации.

На нижнем торцевом шпангоуте имеются:

а) стыковочные отверстия и отверстия под направляющие штыри для стыковки съемного оборудования с хвостовым отсеком;

б) стыковочные отверстия и направляющие штыри для стыковки с донной защитой двигателя;

в) резьбовые отверстия для крепления теплоизолирующих накладок, защищающих стык между хвостовым отсеком и защитой двигателя;

г) теплоизолирующие накладки, защищающие торец шпангоута.

На цилиндрической оболочке хвостового отсека имеются:

а) люки обслуживания, закрытые крышками;

б) горловина подвода воздуха системы термостатирования;

в) желоб системы термостатирования;

г) четыре обтекателя для защиты пороховых ракетных двигателей;

д) три платы для установки заправочных горловин (окислителя, горючего, гелия);

е) две резьбовых втулки для металлизации.

На внутреннюю поверхность оболочки на клей установлена теплоизоляция из полистирола. На заднем торцевом шпангоуте закреплен теплозащитный экран, препятствующий поступлению горячих газов от работающих двигателей внутрь хвостового отсека.

Хвостовой отсек изготавливается из алюминиевых сплавов.

3.6 Двигательная установка

В качестве маршевого двигателя базового ракетного блока был выбран метановый многоразовый ЖРД РД0162, работающий на криогенных КТ (жидкий кислород и СПГ).

Основные особенности и цели разработки двигателя РД0162

Цель:

Создать надежный, безопасный, экологичный и экономичный двигатель для многоразовой космической системы (МРКС), способный к многократным полетам.

Конструктивные принципы:

1. Минимизация термомеханической напряженности основных деталей.
2. Исключение проблемных вопросов, таких как сажаобразование в турбинном тракте, опасность возгорания элементов турбины, разрушение лопаток и оболочек камеры из-за чрезмерных давлений или потери прочности.

Рабочие параметры:

1. Давление в камере сгорания — 175 кгс/см^2 .
2. Внедрена новая схема с дожиганием (см. Приложение Б), которая повышает эффективность.

3. Особенности схемы двигателя

3.1. Двухтурбинная схема на валу ТНА:

- 3.1.1. Одна турбина работает на газе с избытком кислорода.
- 3.1.2. Вторая — на газифицированном горючем (метане), образуемом в охлаждающем тракте.

3.2. Преимущества схемы:

3.2.1. Позволяет получать необходимую мощность при низких температурах газов (588 К или 315°C).

3.2.2. Обеспечивает долговечность турбин за счет снижения температуры перед турбинами.

3.2.3. Минимизирует риск возгорания элементов конструкции благодаря более низкой температуре газа, что важно для безопасности и надежности.

4. Технические характеристики и испытания

4.1. Многолетняя эксплуатация:

4.1.1. Рассчитан на более чем 50 полетов.

4.1.2. Возможность форсирования режима до 35% без превышения температурных лимитов.

4.2. Испытания:

4.2.1. Планируется использование 11 стендовых двигателей.

4.2.2. Проведение около 400 испытаний (включая стендовые и летные).

4.2.3. Общая наработка — около 65000 секунд (примерно 320 полетных циклов).

5. Сроки разработки:

5.1. Около пяти лет для однократного применения.

5.2. До восьми лет для многократного использования в составе МРКС.

6. Монтаж и интеграция

Двигатель закрепляется к силовому шпангоуту ракеты-носителя с помощью рамы двигателя, что обеспечивает его надежную установку и интеграцию в общую конструкцию ракеты.

Двигатель РД0162 представляет собой современное решение для много-разовых космических запусков, сочетающее высокую надежность, безопасность и эффективность за счет инновационной схемы с дожиганием и двухтурбинной системы. Его разработка включает масштабные испытания и рассчитана на длительный цикл эксплуатации.

Выводы по третьему разделу

1. Общая концепция ракетного блока

Предложена конструкция базового ракетного блока, оснащенного жидкостными ракетными двигателями (РД).

Используются перспективные компоненты ракетного топлива, что обеспечивает повышение эффективности и экологичности.

2. Рассмотренные компоненты и системы

В рамках работы изучены топливные баки для данной ступени.

В качестве топлива применяются жидкий кислород (О₂) и сжиженный природный газ (СПГ).

В состав двигательной установки входит два двигателя РД-0162, что обеспечивает необходимую тягу и надежность.

3. Предложенные схемно-конструктивные решения

В третьем разделе работы предложены конкретные решения по конструкции и схеме основных элементов ракетного блока:

а) Хвостовой и переходный отсек:

Конструкция этих отсеков с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах топлива.

б) Баки окислителя и горючего:

Проектирование баков для хранения окислителя (жидкий кислород) и горючего (СПГ), обеспечивающих работу двигателей.

в) Двигательная установка:

Конструктивное решение всей системы двигателей, использующих перспективные компоненты топлива, с учетом требований по надежности, эффективности и безопасности.

Работа направлена на создание современного, эффективного и экологичного базового ракетного блока тяжелого класса с использованием перспективных компонентов топлива и инновационных конструктивных решений. Это способствует развитию отечественной космической техники и повышению конкурентоспособности в области ракетостроения.

4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

4.1 Технологичность конструкции

Технологичность — это совокупность свойств изделия, проявляющихся в реализации оптимальных затрат труда, средств, материалов и времени при подготовке производства и эксплуатации летательного аппарата (ЛА).

Аспекты технологичности:

1. Производственная технологичность — определяется условиями изготовления изделия.

2. Эксплуатационная технологичность — связана с условиями хранения, транспортировки и технического обслуживания в процессе подготовки к запуску.

Проявление технологичности:

1. Через рациональность (эффективность конструкции с точки зрения производства и эксплуатации).

2. Через преемственность (использование ранее разработанных элементов и решений).

Технологическая рациональность - это свойства изделия, характеризующие конструкцию с точки зрения соответствия принятым конструктивным решениям условиям производства и эксплуатации.

Пути повышения технологичности конструкции:

1. Деление изделия на отсеки, агрегаты, панели.
2. Использование простых форм элементов.
3. Ограничение номенклатуры деталей и материалов.
4. Применение освоенных в производстве конструктивных решений.
5. Упрощение доступа к составным частям для сборки и обслуживания.
6. Возможность транспортировки изделия в собранном виде или в виде готовых частей.

Общие технологические требования к конструкции способствуют повышению технологичности независимо от масштаба производства:

1. Простота форм частей (предпочтение линейных поверхностей).
2. Рациональное членение на элементы для облегчения изготовления и сборки.
3. Использование легко обрабатываемых материалов.
4. Минимальные требования к точности размеров и обработки поверхностей.
5. Возможность контроля качества элементов прямо в изделии.
6. Стандартизация и использование нормализованных деталей для повышения качества.
7. Унификация элементов для увеличения повторяемости и масштабов производства.
8. Преимущество конструкций — использование проверенных элементов из серийных изделий.

Оценка технологичности проводится при сравнении вариантов конструкции на этапе проектирования. Может быть качественной (без численных показателей) или количественной (с использованием численных критериев). Количественная оценка позволяет точнее определить преимущества вариантов.

Наиболее полную оценку можно получить, анализируя все виды затрат на всех этапах разработки и производства. Однако такие расчеты сложны и требуют времени, а некоторые данные доступны только после серийного производства.

На практике для оценки технологичности используют такие известные показатели как трудоемкость, себестоимость, затраты на оснастку, трудоемкость подготовки изделия к функционированию, коэффициент использования материала $K_{ИМ}$:

$$K_{ИМ} = \frac{G_U}{G_M}, \quad (4.1)$$

где G_U – масса изделия;

G_M – суммарная масса материалов, затрачиваемая на изготовление одного изделия.

В большинстве случаев оценку технологичности ведут сравнением характеристик так называемого изделия – аналога. За изделие – аналог принимают изготовленное изделие аналогичного назначения и структуры, с близкими техническими характеристиками, в конструкции которого применены наиболее перспективные технические решения. Уровень технологичности вычисляют по формуле:

$$Y_i = \frac{P_{\partial i}}{P_{\partial i}}, \quad (4.2)$$

где Y_i – уровень технологичности по i -му показателю;

$P_{\partial i}$ – достигнутое в процессе разработки изделия i -го показателя;

$P_{\partial i}$ – базовое значение i -го показателя технологичности.

В случае отсутствия подходящего изделия - аналога определяют показатель для составляющих частей изделия. К сожалению, точное определение показателей технологичности на ранней стадии проектирования невозможно. Поэтому, наряду с основными показателями, используют дополнительные показатели технологичности, например, уровень механизации сварки $K_{мс}$:

$$K_{мс} = \frac{L_m}{L_m + L_p}, \quad (4.3)$$

где L_m и L_p – суммарные длины швов, выполненные механизированной и ручной сваркой.

При анализе технологичности различных вариантов могут быть использованы два метода. В первом, в качестве критерия оптимизации используют один, наиболее важный для данных условий, показатель технологичности.

Во втором – показатели с наилучшими значениями основного критерия при условии, что остальные показатели не выходят за установленные пределы.

4.2 Технологический процесс проверки герметичности бака РБ

Герметичность — это свойство деталей, сборочных единиц и изделий не пропускать рабочее вещество (жидкость или газ) и вещества окружающей среды через соединения или материалы конструкции в количествах, которые могут нарушить работоспособность изделия или нанести вред обслуживающему персоналу.

Общая характеристика:

1. Негерметичность системы или отдельной части определяется количеством утекших газов (объемом или весом) за заданное время при определенных условиях.
2. Степень герметичности изделия или детали устанавливается конструктором, исходя из требований к обеспечению их работоспособности.
3. Чем выше степень герметичности, тем меньше её численная величина (например, объем утечки).

Объект испытаний считается гармоничным (то есть соответствующим требованиям), если при контроле герметичности с чувствительностью, равной или превышающей заданную степень герметичности, утечка не обнаруживается или она меньше допустимых значений.

Основные понятия:

1. Рабочее вещество (рабочая среда): жидкость или газ, используемые в системе.
2. Контрольное вещество (контрольный газ): газ или смесь газов, которыми заполняется система для проверки герметичности.

Важные параметры:

1. Объем накопления: объем пространства вокруг испытываемого изделия или внутри него, в который проникает контрольное вещество.
2. Суммарная утечка: совокупная утечка через все микронеплотности поверхности.

3. Время накопления: период времени, за который происходит накопление контрольного вещества в объеме накопления.

4.2.1 Конструктивно-технологическая характеристика бака РН

Бак является основным агрегатом изделий, предназначенным для размещения компонента топлива жидкостных двигателей и его подачи в камеру сгорания. Кроме того, силовой корпус бака выполняет несущую функцию - воспринимает нагрузки от выше расположенных элементов КА.

Основные требования к бакам окислителя РБ при проектировании и производстве:

а) Использование материалов:

Предпочтение марок материалов, устойчивых к агрессивности топлива.

Обычно применяют алюминиевые сплавы типа Амгб и коррозионно-стойкие сплавы.

Эти материалы обладают высокой коррозионной стойкостью и не требуют специальной защиты внутренних поверхностей.

б) Герметичность:

Обеспечение высокой герметичности сварных соединений для предотвращения утечек.

в) Чистота внутренних полостей:

Требуется чистота не ниже 5–7 классов по ГОСТу, что гарантирует отсутствие загрязнений внутри бака.

г) Точность геометрических параметров:

Высокая точность изготовления баков для обеспечения правильной формы и соответствия проектным требованиям.

д) Способы сварки:

Максимальное применение автоматических и механизированных методов сварки.

Конструкция должна предусматривать прямолинейные или с постоянным радиусом кривизны соединения для удобства автоматической сварки.

е) Конструктивные ограничения:

Недопустимы перекрывающиеся стыки швов и нахлесточные соединения в сварных швах баков.

ж) Избежание короблений:

Не допускается большое количество сварных швов, расположенных рядом, чтобы избежать деформаций (короблений).

з) Очистка внутренней полости:

Внутри бака не должно быть глухих «карманов», щелей или «пазух», усложняющих очистку.

и) Штуцеры:

Обязательны штуцеры с отверстиями достаточного диаметра для промывки внутренней полости бака.

к) Соединения:

Предпочтение встык-соединений, так как они обеспечивают максимальную прочность сварных швов и повышают коррозионную стойкость изделия.

4.2.2 Обоснование выбранного варианта процесса проверки на герметичность

Применяемые в производстве ЛА методы проверки герметичности разбиваются на две большие группы:

1) Компрессионные методы предусматривают заполнение под избыточным давлением испытываемых узлов, отсеков или систем газом, или жидкостью и оценку вытекания из них газа или жидкости. При применении этой группы методов, как правило, производится качественная оценка негерметичности (падение давления, пузырьки газа и жидкости, количество течей) и только для отдельных способов применяются косвенные приблизительные методы количественной оценки негерметичности.

Компрессионная группа методов имеет низкую чувствительность порядка:

$$10^{-1} - 10^{-3} \frac{\text{л} * \text{мм.рт.ст}}{\text{сек}}.$$

Но при этом, как правило, не требует сложного технологического оснащения оборудования, отличается простотой выполнения при незначительной

затрате труда. При производстве ЛА используется 6 компрессионных методов проверки герметичности и 13 различных технологических способов их применения.

2) Газоанализаторные методы предусматривают заполнение узлов, отсеков или систем чувствительным пробным веществом (гелий, фреон, радиоактивный газ и т.д.), обдувание или помещение в газовую среду с созданием внутри испытуемого объекта избыточного давления или вакуума. Эта группа методов, как правило, позволяет производить количественную оценку герметичности посредством специальных устройств - газоанализаторов.

Газоанализаторная группа методов имеет высокую чувствительность по-
рядка: $10^{-4} - 10^{-8} \frac{\text{л} * \text{мм.рт.ст}}{\text{сек}}$.

Но при этом требует применения сложного и дорого технологического оснащения и оборудования и значительной затраты труда. При производстве ЛА используются 4 газоанализаторных метода проверки герметичности и 14 различных технологических способов их применения.

Герметичность узлов, отсеков и систем определяется технологическими условиями или в чертежах. В соответствии с заданной величиной герметичности и конструктивными особенностями узла технолог выбирает метод, способ, контрольное и пробное вещество, технологические режимы проверки герметичности на каждом этапе сборки и испытании ЛА и его узлов, отсеков и систем.

3) Масс-спектрометрический метод проверки основан на разделении по массам смеси газов с помощью электрических и магнитных полей. Масс-спектрометрический течеискатель – это относительно простой газоанализатор, настроенный, как правило, регистрацию содержания одного пробного газа в газовой смеси. При масс-спектрометрическом методе в большинстве случаев таким пробным газом служит гелий.

Гелий принят в качестве пробного газа при масс-спектрометрическом методе вследствие его малого содержания в атмосфере ($5 \cdot 10^{-4}\%$) и среди газов, выделяемых стенками аппаратуры и испытуемого изделия, в связи с его малым

молекулярным весом (4,0026) и химической инертностью, делающей применение его совершенно безвредным и безопасным в работе. Первое преимущество гелия позволяет обеспечить высокую чувствительность метода, так как подлежащий регистрации сигнал появляется на малом фоне.

Аргон не находит широкого применения при использовании масс-спектрометрического метода из-за большого молекулярного веса (39,9) и высокого содержания в атмосфере, а водород - из-за высокой концентрации в остаточных газах и небезопасности в работе.

Масс-спектрометрический метод осуществляется тремя способами:

а) способ обдувания снаружи герметичных швов проверяемого отсека (или помещение его в гелиевую среду) с созданием вакуума внутри отсека; в испытуемом объекте создается заданный технологической инструкцией вакуум и все наружные швы обдуваются потоком гелия;

б) вакуумный способ в барокамере; проверяемое изделие помещается в вакуумную камеру; изделие заполняется гелием или смесью гелия с воздухом, и в нем создается избыточное давление, указанное в технологической инструкции; в вакуумной камере создается предусмотренный вакуум, и через определенное время накопление при помощи течеискателей типа ПТИ-7 производится оценка количества гелия, вытекающего проверяемого изделия в вакуумную камеру;

в) способ при атмосферном давлении (или способ щупа); изделие заполняется гелием или смесью гелия с воздухом, или азотом и в нем создается давление, предусмотренное в технологической инструкции; перемещая щуп течеискателя ПТИ-7 вдоль всех швов, по показаниям выносного прибора определяют места течи и их размер.

При рассмотрении этих способов, определили, что для испытания бака наиболее выгоден способ при атмосферном давлении (или способ щупа). Так как, достоинствами этого способом является то, что для проверки герметичности не требуется специальных камер, менее сложный и недорогой, не требует комплекта вакуумных насосов, по сравнению с вакуумным способом.

4.2.3 Устройство и назначение передвижного течеискателя ПТИ-7

Течеискатель представляет собой масс-спектрометр, настроенный на гелий. Он предназначен для испытания объемов на герметичность и обнаружения в них мест течей в процессе производства и при лабораторных исследованиях.

Масс-спектрометр ПТИ-7. Течеискатель состоит из масс-спектрометрической камеры с ионным источником и коллектором диффузионного пароструйного насоса с воздушным охлаждением (типа НВО-40), предназначенного для создания в камере течеискателя давления порядка $2 \cdot 10^{-2}$ - $5 \cdot 10^{-2}$ мм.рт.ст. и механического (форвакуумного) насоса типа ВН-461, предназначенного для создания предварительного разряжения до $2 \cdot 10^{-1}$ - $1 \cdot 10^{-2}$ мм.рт.ст.

Испытуемый объект или щуп при помощи дросселирующего вентиля и шланга соединяются с пароструйным насосом. Усилитель имеет также усилитель постоянного тока (УПТ), блок питания камеры и измерения давления (БПК), панель включения, выносной пульт управления (ВПУ-3) со стрелочным прибором, что позволяет по отклонению стрелки прибора определить величину потока гелия, т.е. степень герметичности.

Для улучшения вакуума на пароструйном насосе установлена вымораживающая ловушка, а для определения чувствительности течеискателя в схему включена калиброванная гелиевая течь. В схему включены вентиль ДУ-32, позволяющий плавно регулировать давление в камере, вентиль ДУ-25, дающий возможность отсоединять камеру от вакуумной системы при смене катода и при размораживании ловушки, вентили ДУ-8, предназначенные для управления предварительной откачки вакуумной системы течеискателя механическим насосом и напуска атмосферы в вакуумную систему. Выделение гелия из общей смеси газов, поступающей в течеискатель из испытуемого объекта, происходит в масс-спектрометрической камере, являющейся одним из главных узлов течеискателя.

Течеискатель ПТИ-7 состоит из корпуса, выносного пульта управления и вакуумметра. Чувствительность течеискателя к потоку гелия порядка:

$$4 \times 10^{-9} \frac{\text{л} * \text{мм.рт.ст}}{\text{сек}}$$

Такая чувствительность может быть достигнута в режиме пониженной мощности на нагревателе пароструйного насоса и при условии заливки ловушки жидким азотом.

4.2.4 Порядок проверки герметичности при применении масс-спектрометрического метода

Щуп-течь, выполненная по любому принципу, но позволяющая производить известное (регулируемое) натекание из атмосферы в вакуум. Простейший щуп может быть выполнен из отоженной медной трубки, сжатой в конце. Величину течи в этом случае можно регулировать, поджимая сплюснутую трубку. На один конец трубки должен быть надет шланг для соединения с течеискателем, а на сплюснутый конец – резиновый колпачок – уплотнитель. Практически пользуются только специально спроектированными и изготовленными щупами более совершенной конструкции. Расстояние между концом щупа, находящегося у испытуемой поверхности, и самой течью должно быть минимальным, и конструкция щупа должна соответствовать этому требованию (см. рисунок 3.1).

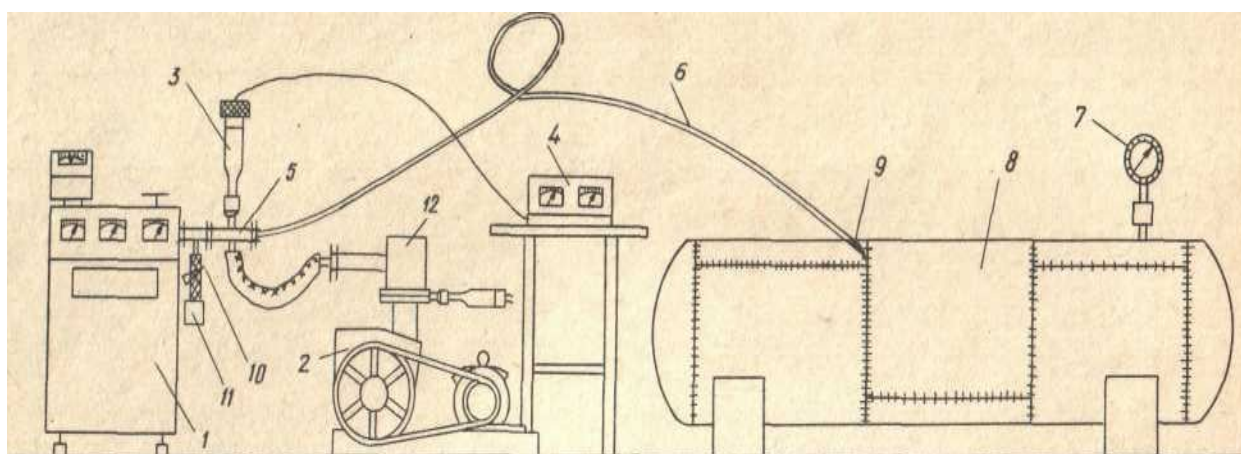


Рисунок 3.1 – Масс-спектрометрический метод (способ щупа)

Вращением маховика перемещается игла и происходит регулировка величины зазоров между наконечником и иглой, т.е. изменение величины течи. Такая конструкция щупа позволяет плавно изменять величину потока газа. Применение нержавеющей стали для изготовления основных деталей щупа, исключает влияние коррозии на величину течи. Уплотнитель на конце щупа позволяет создать замкнутый объем у течи и предотвратить рассеивание гелия при его перемещении вдоль поверхности. Перемещая наконечник щупа вдоль проверяемой поверхности или шва, можно обнаружить место нарушения герметичности, так как гелий, вытекающий из течи, будет улавливаться щупом и обнаружится течеискателем.

При проверке герметичности с накоплением вместо колпачка-уплотнителя на наконечник щупа надевается игла Льюера для прокола пленки, которой оклеен шов. Габариты, форма и другие параметры щупов зависят от размеров и формы проверяемых изделий, и потому на практике применяют щупы различной конструкции. Изделие заполняется гелием, или смесью гелия с воздухом, или азотом, и в нем создается давление, предусмотренное в технологической инструкции. Перемещая щуп течеискателя ПТИ-7 вдоль всех швов, по показаниям выносного прибора определяют места течи и их размер. Этот способ не исключает применения накопления для повышения его чувствительности.

В этом случае все швы проверяемого изделия оклеиваются лентой по всей длине шва или отдельными отрезками в 1-2 м. По прошествии заданного времени накопления под лентой гелиевой смеси ленту прокалывают иглой Льюера, закрепленной на щупе, и определяют наличие и количество гелия под лентой, т.е. размер течи. Практически время накопления колеблется в пределах от 15 мин. до 1,5 часа, а частота прокола ленты иглой Льюера – от 500 мм до 1,5 м. Место течи в шве определяется после снятия ленты течеискателем, в котором вместо иглы Льюера установлен резиновый уплотнительный колпачок.

Течеискатель с выносным прибором соединен переходником последовательно с паровоздушным насосом и механическим насосом. К переходнику подсоединен через вакуумный шланг щуп. При применении накопления свар-

ной шов оклеивается лентой. По прошествии времени накопления иглой Льюера, установленной на щупе, прокалывают ленту и определяют наличие гелия, т.е. степень герметичности. При помощи манометра контролируется давление внутри объекта. Ловушка охлаждаемая предназначена для конденсации паров газоотделения испытываемой системы или аппаратуры течеискателя. Ловушка соединена с пароструйным насосом и конденсирует пар, выделяемый пароструйным насосом, для исключения попадания его в бак, в котором создается вакуум. Азотной ловушка, примененная в течеискателе ПТИ-7 состоит из корпуса, резервуара, тонкостенной трубки из ковара, боковых патрубков и фланца для подключения к насосу. Внутреннюю полость резервуара наполняют охлаждающим веществом, например, жидким азотом.

К двум боковым патрубкам (расположенным так, чтобы проходящий через ловушку газ соприкасался с возможно большей охлаждаемой поверхностью резервуара) присоединяют трубопроводы вакуумной системы. Если пары масла пароструйного насоса через фланец попадут в корпус ловушки, то в результате соприкосновения с охлажденной поверхностью резервуара они конденсируются и не пройдут в вакуумную систему. Ловушка такого типа допускает много часовую работу без добавления охлаждающего вещества, при этом давление в вакуумной системе в течении 8-9 часов остается постоянным. Возможность разработки и очистки ловушки делает ее очень удобной к эксплуатации.

Калиброванная течь представляет собой устройство, создающее непрерывный, неизменный во времени, заранее известный поток газа. Калиброванная течь необходима для проверки чувствительности путем градуировки масс-спектрометрического течеискателя. Перед началом работы и спустя определенное время после начала работы через камеру масс-спектрометра при полностью открытом дросселирующем вентиле и перекрытой вспомогательной откачке пропускается постоянный поток гелия из калиброванной течи. При этом сравнивают показания стрелочного прибора выносного пульта управления течеискателя с истечением гелия из калиброванной течи и при необходимости стрелочный прибор настраивают. Поэтому в систему ПТИ-7 введен блок гелиевой

течи, к которому подсоединяется калиброванная течь, подлежащая замене через определенное время.

4.2.5 Технологический процесс испытаний

В технологический процесс испытаний входят следующие основные операции:

1) подготовка зоны испытаний, внешний осмотр объекта испытаний и проверка правильности оформления технологической документации, подготовить поверхности объекта испытания и установка объекта испытания на опоры

2) сборка схемы испытаний;

3) 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;

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

5) регулировка величины зазоров между наконечником и иглой происходит за счет перемещения иглы при вращении маховика, т.е. изменение величины течи; перемещая наконечник щупа вдоль проверяемой поверхности или шва, можно обнаружить место нарушения герметичности, так как гелий, вытекающий из течи, будет улавливаться щупом и обнаружится течеискателем;

6) оклейка проверяемого изделия лентой по всей длине шва или отдельными отрезками в 1-2 м;

7) заполнение объекта испытаний контрольным газом до испытательного давления;

8) прокалывание иглой Льюера; по прошествии заданного времени накопления под лентой гелиевой смеси ленту прокалывают иглой Льюера, закрепленной на щупе, и определяют наличие и количество гелия под лентой,

т.е. размер течи и степень герметичности; практически время накопления колеблется в пределах от 15 мин. до 1,5 часа, а частота прокола ленты иглой Льюера - от 500 мм до 1,5 м; место течи в шве определяется после снятия ленты течеискателем, в котором вместо иглы Льюера установлен резиновый уплотнительный колпачок;

- 9) снятие показаний с течеискателя;
- 10) сброс контрольного газа из ОИ в дренажную систему;
- 11) отстыковка всех коммуникаций от ОИ;
- 12) после обнаружения течи и ее устранения проведение повторного испытания ОИ;
- 13) оформление технологической документации и отправка ОИ для проведения последующих технологических операций.

Выводы по четвертому разделу:

1) Четвертый раздел выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) посвящен обеспечению технологичности конструкции: обоснованию и разработке технологического процесса проверки герметичности бака РН; обоснованию и разработке конструктивно-технологической характеристики бака РН; обоснованию выбранного варианта процесса проверки на герметичность.

2) Приведены основные положения по устройству и назначению передвижного течеискателя типа ПТИ-7.

3) Обоснован и разработан технологический процесс проверки герметичности бака, включающий:

- а) выбор конструктивно-технологической характеристики бака;
- б) выбор варианта процесса проверки на герметичность;
- в) устройство и назначение передвижного течеискателя типа ПТИ-7;
- г) порядок проверки герметичности при применении масс-спектрометрического метода;
- д) основные операции технологического процесса.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

5.1 Анализ рабочего места оператора, проводящего работу на автоматической системе управления заправки ракеты-носителя тяжелого класса

Работа на автоматической системе управления проводится в помещении с использованием персонального компьютера. Необходимо проанализировать условия труда:

- а) связанные с аномальными микроклиматическими параметрами воздушной среды на рабочем месте оператора: температурой и относительной влажностью воздуха, объем наружного приточного воздуха;
- б) связанные с электромагнитными полями, неионизирующими ткани тела человека постоянного характера, связанного с повышенным образованием электростатических зарядов;
- в) связанные со световой средой (некогерентными неионизирующими излучениями оптического диапазона электромагнитных полей) и характеризующиеся чрезмерными (аномальными относительно природных значений и спектра) характеристиками световой среды, затрудняющими безопасное ведение трудовой и производственной деятельности;
- г) виброакустические факторы затрудняющими безопасное ведение трудовой и производственной деятельности;
- д) обеспечение пожарной безопасности.

5.1.1 Оценка микроклиматических параметров воздушной среды

Большая часть работ проводится сидя на рабочем месте, то ее можно отнести к категории работ «Iа». Согласно нормам для данной категории работ, указанным в СанПиН 1.2.3685-21, рабочее место обязано соблюдать нормы, указанные в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Нормы для рабочего места

Период года	Температура воздуха, °С		Температура поверхностей, °С	Относительная влажность воздуха, %	Скорость движения воздуха, м/с	
	Диапазон ниже оптимальных величин	Диапазон выше оптимальных величин			Для диапазона ниже оптимальных величин	Для диапазона выше оптимальных величин
Холодный	20,0-21,9	24,1- 25,0	19,0- 26,0	15-75	0,1	0,1
Теплый	21,0-22,9	25,1-28,0	20,0- 29,0	15-75	0,1	0,2

Измерение температуры воздуха производилось с помощью психрометрического гигрометра, измерений температуры поверхностей производилось с помощью инфракрасной камеры Fluke TiS20. Результаты измерений представлены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Результаты измерений температуры воздуха

Период года	Температура воздуха, °С	Температура поверхностей, °С
Холодный	22,2	23,5
Теплый	23,3	24,5

По результатам приведенных выше измерений, можно увидеть, что измеренные показатели температуры являются оптимальными. Измерение относительной влажности воздуха производилось с помощью психрометрического гигрометра. Результаты измерений представлены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Результаты измерений относительной влажности воздуха

Период года	Относительная влажность, %
Холодный	45
Теплый	30-50

По результатам приведенных выше измерений, можно увидеть, что измеренные показатели относительной влажности воздуха соответствуют нормам.

Ввиду отсутствия подходящих инструментов для оценки скорости воздуха оценим минимальную и максимальную возможную скорость воздуха в поме-

щении. Минимально возможная скорость воздуха в помещении равна 0 м/с и возможна в случае отсутствия каких-либо влияющих на неё факторов, т.е. при закрытых окнах, выключенном кондиционере и отсутствия перемещения людей по отделу. Для оценки максимальной возможной скорости воздуха учтём следующие факторы:

- а) на двух противоположных сторонах отдела установлены окна, которые могут открываться, как и в режиме проветривания, так и полностью;
- б) отдел находится на высоте 30 м от земли;
- в) в отделе присутствуют 2 кондиционера.

По информации гидрометцентра России минимальная среднемесячная скорость ветра в Циолковском составляет 1,9 м/с. Эта информация регистрируется на высоте 30 метров.

Таким образом при полном открытии окон в рабочем помещении можно ожидать среднюю скорость ветра 1,9 м/с. Регулируя степень открытия окон, можно добиться оптимальной скорости ветра в помещении.

Однако, данный способ не подходит для постоянного использования в холодное время года из-за низких температур. Поэтому рассчитаем скорость воздуха, создаваемого на рабочем месте кондиционером.

Для этого стоит учесть следующие параметры:

- а) расстояние от рабочего места до кондиционера по горизонтали составляет 10 м;
- б) расстояние от рабочего места до кондиционера по вертикали составляет
- в) 1,5 м;
- г) максимальный и минимальный расход воздуха кондиционера q_0 составляет 850 м³/ч и 365 м³/ч соответственно;
- д) ширина и длина воздухораспределителя кондиционера составляет $b_0 = 5$ см и $a_0 = 60$ см соответственно.

Так как отношение высоты к длине воздухораспределителя больше 5, то можно считать создаваемую кондиционером воздушную струю плоской.

Таким образом минимальная скорость воздуха, которую можно получить

с использованием кондиционера составляет 0,15 м/с, что попадает в оптимальный диапазон скоростей воздуха для холодного времени года.

Согласно СНиП 31-05-2003 объем наружного приточного воздуха в рабочих помещениях для сотрудников должен составлять не менее 20 м³/чел.

Для оценки объёма приточного воздуха учтём следующие факторы:

- а) в помещении присутствует 2 открывающихся окна;
- б) ширина и высота окна равны 1,5 м и 2 м соответственно;
- в) ширина, длина и высота рабочего помещения равна 15 м, 22 м и 3,2 м;
- г) количество работников в помещении составляет 20 человек.

При скорости воздуха при проветривании равном 0,1 м/с получим следующий объём приточного воздуха.

$$q = n \times V \times S = V \times a \times b = 0,1 \times 1,5 \times 2 = 0,6 \text{ м}^3 / \text{с} = 2160 \text{ м}^3 / \text{ч}, \quad (5.1)$$

где n – количество окон;

V – скорость потока воздуха;

S – площадь окна;

a и b – ширина и высота окна.

Объём приточного воздуха на одного человека в помещении составляет 108 (м³/ч) · чел.

Таким образом реальный максимальный объём приточного воздуха на человека является допустимым.

После оценки микроклимата рабочего помещения можно сделать вывод, что все параметры соответствуют 2 классу условиям труда.

5.1.2 Оценка условий труда, связанный с электромагнитными полями

Согласно СанПиН 1.2.3685-21 предельно допустимые уровни периодического электрического и магнитного поля частотой 50 Гц при общем воздействии на протяжении 8 часов составляют не более 100 В/м и 10 А/м.

Основными источниками электромагнитных полей на рабочем месте являются компьютер и монитор. В результате измерений электромагнитных полей данных приборов с использованием измеритель уровня электромагнитного поля МЕГЕОН 07020 были получены следующие показания: 45 В/м и 0,3 А/м у

компьютера; 25 В/м и 0,2 А/м у монитора.

Таким образом суммарное воздействие электрического и магнитного поля данных приборов составляет 70 В/м и 0,5 А/м, что является допустимыми значениями данных факторов. После оценки воздействия электрического и магнитного поля на рабочее место можно сделать вывод, что все параметры соответствуют 2 классу условиям труда.

5.1.3 Освещенность рабочей поверхности

Разработка программного обеспечения относится к V разряду зрительных работ, подразряду «г». Требования к освещению рабочих мест на промышленных предприятиях для таких условий согласно Сан-Пин 52.13330.2016 «Естественное и искусственное освещение» показаны в таблице.

В результате замера освещённости люксметром VA8051 на рабочем месте на расстоянии 4 м от окна, на высоте от уровня пола 1,2 м, на расстоянии 2 м от ярких источников освещения было получено значение в освещённости в 150 люкс, что является ниже допустимого значения.

Наиболее часто встречающиеся лампы в офисных помещениях – белого света. Так как холодный свет возбуждает нервную систему и способствует концентрации внимания, повышает работоспособность и побуждает к активной деятельности. Правила размещения элементов освещения можно определить с помощью следующих параметров: H – высота помещения; h_C – расстояние светильников от перекрытия; $h_n = H - h_C$ – высота светильника над полом, высота подвеса; h_p – высота рабочей поверхности над полом; $h = h_C - h_p$ – расчетная высота, высота светильника над рабочей поверхностью; L – расстояние между соседними (рядами) светильниками (ов); l – расстояние от крайних (рядов) светильников до стены.

Расстояние l до ближайшего ряда ламп до перпендикулярной стены рекомендовано принимать равным $L/3$. За интегральный критерий наилучшего расположения светильников примем $\lambda = L/h$, при чем в случае уменьшения данной величины цена и обслуживание освещения устройства будет возрастать,

вследствие чего будет развиваться резкая неравномерность в освещении помещения. Наилучшее расстояние для расположения светильников L рассчитаем по формуле:

$$L = \lambda \times h. \quad (5.2)$$

Выбор освещения будем осуществлять по требованиям для проведения работ по модернизации систем управления с использованием компьютера.

В таблице 5.3 сведены нормы под разрядом «б», согласно СанПиН 52.13330.2016.

Таблица 5.3 – Нормы для зрительных работ средней точности

Характеристика зрительной работы	Наименьший размер объекта различения	Разряд зрительной работы	Подраздел	Контраст объекта с фоном	Характеристика фона	Искусственное освещение		
						Освещённость, лк		
						При системе комбинированного освещения		При системе общего освещения
						всего	в том числе общего	
Средней точности	Св. 0,5 до 1,0	IV	б	Малый Средний	Средний темный	500	200	200

Расчет общего искусственного освещения горизонтальной рабочей поверхности выполним с использованием коэффициента светового потока, который учитывает световой поток, отражающийся от стен и потолочных плит. Световой поток для светодиодных ламп определим по формуле:

$$\Phi = E_n \times S \times K_3 \times Z \times 100 / (n \times \eta), \quad (5.3)$$

где E_n – нормируемая минимальная освещенность по СанПиН 52.13330.2016;

S – площадь помещения;

K_3 – коэффициент запаса, учитывающий загрязнение источника света, пыли 1,1;

Z – коэффициент неравномерности освещения E_{cp}/E_{min} берется равным n – число светильников;

η – коэффициент использования светового потока, %.

Коэффициент η показывает, какая часть светового потока доходит до рабочей поверхности. Индекс помещения i , который рассчитывается по формуле:

$$i = S / (h(A + B)) \quad (5.4)$$

Коэффициент для отражения от стен и потолка рассчитывается индивидуально. В таблице 5.4 приведем значения коэффициентов отражения.

Таблица 5.4 – Значения коэффициентов отражения

Состояние потолка	$\rho_{п}, \%$	Состояние стен	$\rho_{ст}, \%$
Свежепобеленный	70	Свежепобеленные с окнами, закрытыми шторами	70
Побеленный в сырых помещениях	50	Свежепобеленные с окнами без штор	50
Чистый бетонный	50	Бетонные с окнами	30
Состояние потолка	$\rho_{п}, \%$	Состояние стен	$\rho_{ст}, \%$
Светлый деревянный (окрашенный)	50	Оклеенные светлыми обоями	30
Бетонный грязный	30	Грязные	10
Деревянный неокрашенный	30	Кирпичные неоштукатуренные	10
Грязны (кузницы, склады)	10	С темными обоями	10

После расчета светового потока Φ и выбора типа ламп следует выбрать ближайшее подходящее значение для стандартной лампы и определить электрическую мощность для всей системы освещения. Число светильников в ряду найдем по формуле:

$$n = \Phi / \Phi_1, \quad (5.5)$$

где Φ_1 – световой поток для одного светильника.

Параметры помещения:

$H = 3$ м – высота помещения;

$h_C = 3$ м – расстояние светильников от перекрытия;

$h_n = 0$ – высота подвеса, так как светильники встроены в потолок;

$h_p = 0,7$ м – высота рабочей поверхности над полом;

$h = 0,7$ м – расчетная высота;

$\lambda = 1,4$ – интегральный критерий оптимального расположения светильни-

$L = \lambda \times h = 1,4 \times 0,7 = 1$ м – расстояние между соседними (рядами) светильников;

$l = L/3 = 1/3 = 0,33$ м – расстояние от крайних (рядов) светильников до стены.

Для определения необходимого количества источников света используем формулу:

$$N_{ист} = E_n \times S \times K_3 \times Z / \Phi \times (n \times \mu), \quad (5.6)$$

где $E_n = 500$ лк – нормируемая минимальная освещенность по СанПиН 52.13330.2016;

$S = 25$ м² – площадь участка, необходимого для освещения;

$K_3 = 1,4$ – коэффициент запаса загрязнения светильника;

$Z = 1,1$ – коэффициент неравномерности освещенности;

$n = 4$ – число ламп в светильнике;

$\Phi = 1200$ лм.

Тогда получаем:

$$N_{ист} = 500 \times 25 \times 1,4 \times 1,1 / 1200 \times 4 \times 0,45 \approx 9 шт.$$

Размеры светодиодной промышленной панели составляют 595*595*82. Оптимальное размещение составит в 3 ряда по 3 панели в каждом ряду, выбраны 9 светодиодных панелей модели Peugon 06-29 220В, 15Вт, CRI:80Ra, 1200Лм, 145 x 145 мм, 2700 К для общего искусственного освещения для оптимального размещения. Также, рекомендуется предложить настольные лампы мощностью до 250 лм для создания местного освещения при необходимости работы с чертежами или мелкими схемами.

5.1.4 Виброакустические факторы

Абсолютно все компьютеры являются источниками повышенного уровня шума. Шум от компьютера – это колебания, порождаемые в нем различными механическими приводами.

Источником механических колебаний и различных вибраций в персональном компьютере являются:

- а) блок питания компьютера;
- б) вентилятор охлаждающего кулера;
- в) вентиляторы видеокарты;
- г) дополнительные вентиляторы охлаждения;
- д) жесткие диски;
- е) другие дисководы;
- ж) корпус компьютера.

На рабочем месте установлен клиент с указанным уровнем шума 30дБ, а также принтер с указанным уровнем шума 45 дБ.

Определение шума по ГОСТ 2.2.4.1.3359-2016:

Шум — это звуковые колебания в диапазоне слышимых частот, способные оказывать вредное воздействие на безопасность и здоровье работника.

Влияние шума на работников:

1. Шум на рабочем месте вызывает развитие раздражения.
2. Способствует более быстрому развитию утомления.
3. Повышает риск ошибок.
4. Замедляет скорость реакции.

5. Увеличивает время выполнения рабочих задач.

Нормативные требования по уровню шума:

1. Согласно СанПин 1.2.3685-21, уровни шума на рабочих местах не должны превышать предельно допустимых значений.

2. Эти значения устанавливаются для каждого вида труда в соответствии с действующими санитарно-эпидемиологическими нормативами.

Достижение нормируемых уровней шума может обеспечиваться за счет использования малозумного оборудования, применения звукопоглощающих материалов. В таблице 5.5 приведены допустимые значения уровней звукового давления в октавных полосах частот и эквивалентного уровня звука, создаваемого ПК с принтером согласно ГОСТ 12.1.003-2014.

Таблица 5.5 – Допустимые значения уровней звукового давления в октавных полосах частот и эквивалентного уровня звука, создаваемого ПК с принтером

Уровни звукового давления, дБ в октавных полосах со среднегеометрическими частотами, Гц								
31.5 Гц	63 Гц	125 Гц	250 Гц	500 Гц	1000 Гц	2000 Гц	4000 Гц	8000 Гц
103 дБ	91 дБ	83 дБ	77 дБ	73 дБ	70 дБ	68 дБ	66 дБ	64 дБ

Для рабочего места, за которым будут выполняться работы, были произведены замеры уровня шума с помощью шумомера. Результаты замеров показали, что при включенном ПК и принтере в простое уровень шума составляет около 50 дБ. Данные показатели не превышают требования, установленные ГОСТ 12.1.003-2014, можно сделать вывод, что все параметры рабочего места соответствуют 2 классу условиям труда.

5.1.5 Обеспечение пожарной безопасности

Для обеспечения пожарной безопасности рабочее место оператора оборудовано:

- а) средствами индивидуальной защиты (изолирующий противогаз, респиратор РПГ – 67А, фильтрующие противогазы марок А, М, БКФ)
- б) средствами пожаротушения (ОУ-7, ОУ-5);

- в) автономным пожарным дымовым извещателем ДИП-34АВТ;
- г) газовой системой пожаротушения.

При проведении работ оператор должен руководствоваться требованиями пожарной безопасности согласно ГОСТ 12.1.004-91, и выполнять организационно-техническими мероприятиями. К таким мероприятиям относится организация обучения работающих, правилам пожарной безопасности. Работники обязаны:

- а) курить в специально отведенном для этой цели месте, оборудованном средствами пожаротушения;
- б) не применять открытый огонь в помещениях с ПК и принтерами;
- в) не допускать скопления пыли на оборудовании;
- г) не загромождать проходы и выходы в помещения посторонними предметами, держать свободными доступы к средствам пожаротушения;
- д) иметь на видном месте исправный огнетушитель.

5.2 Расчет приточно-вытяжной вентиляции закрытого хранилища СПГ

Улучшение условий труда на производстве в значительной степени зависит от правильной, научно обоснованной организации и проведения мероприятий по оздоровлению воздушной среды.

Работа производственного, испытательного оборудования и многие технологические процессы сопровождаются выделением в окружающее воздушное пространство избытков тепла, влаги, вредных газов и паров, твердых и жидких частиц.

Нормализация воздуха производственных помещений (хранилища) может быть достигнута с помощью вентиляции, создающей необходимый воздухообмен.

Воздухообмен обеспечивается системой с естественным (см. рисунок 5.1) или искусственным побуждением воздуха (принудительной, механической вентиляцией), а также смешанными системами. Вентиляция может быть приточной

(воздух подается в помещение), вытяжной (воздух удаляется из помещения) и приточно-вытяжной (см. рисунок 5.2).

По месту действия вентиляция подразделяется на общеобменную и местную. Все системы вентиляции включают в себя следующие элементы:

- а) воздухозаборное устройство;
- б) воздуховоды;
- в) приточную камеру;
- г) воздухораспределительные устройства;
- д) системы очистки выбрасываемого или всасываемого воздуха от пыли или газов;
- е) устройство для выброса воздуха.

Основной задачей расчета является определение:

- а) вида системы вентиляции;
- б) вида воздухозаборника;
- в) вытяжных установок и устройств;
- г) фильтров для системы вытяжки;
- д) вентиляторов и электродвигателей;
- е) рассеивания вентиляционных выбросов.

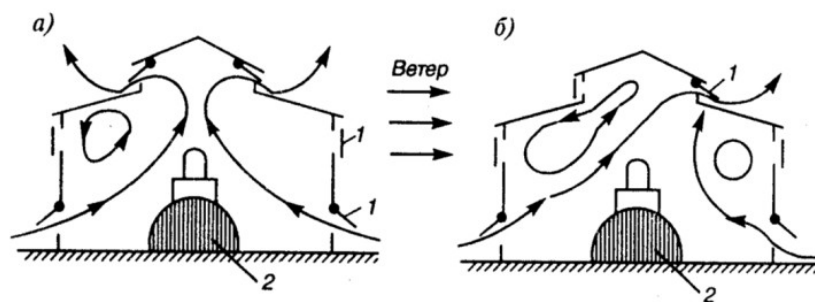


Рисунок 5.1 – Схема естественной вентиляции здания: а – при безветрии; б – при ветре; 1 – вытяжные и приточные отверстия; 2 – тепловыделяющий агрегат

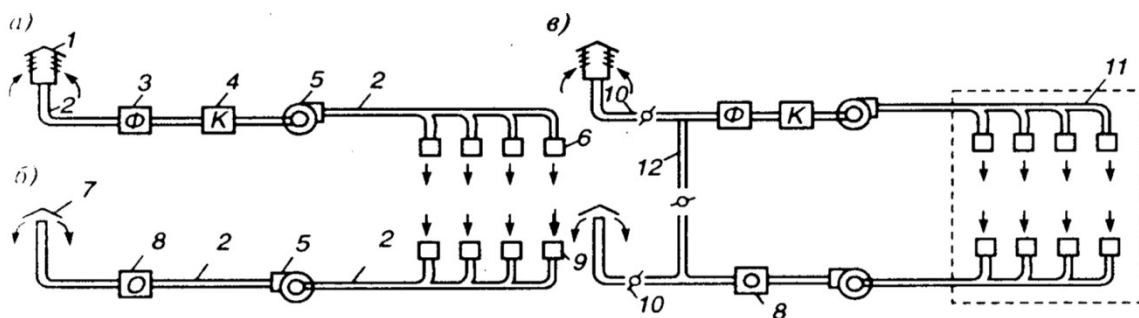


Рисунок 5.2 – Схема приточной, вытяжной и приточно-вытяжной механической вентиляции: а – приточная; б – вытяжная; в – приточно-вытяжная

Выбор системы вентиляции и схемы организации воздухообмена. Выбор системы вентиляции определяется назначением производственного помещения, характеристиками технологического процесса и производственного оборудования, видом и количеством вредных выделений.

Основные преимущества систем вентиляции с искусственным побуждением воздуха:

1. Гибкая подача воздуха: возможность подавать воздух в любую точку помещения, что обеспечивает равномерное распределение и комфортные условия.
2. Обработка воздуха: возможность нагрева, увлажнения и очистки приточного воздуха для поддержания оптимальных микроклиматических условий.
3. Улавливание примесей: эффективное удаление нежелательных веществ и загрязнений из воздуха.
4. Локальное улавливание вредностей: возможность улавливать вредные вещества непосредственно в местах их выделения, что повышает безопасность труда.
5. Использование удаляемого воздуха: очистка удаляемого воздуха и использование его теплоты для нагрева поступающего наружного воздуха, что способствует энергосбережению.

Для побуждения воздуха в системах вентиляции применяют центробежные и осевые вентиляторы. Схема размещения вентиляций представлена на рисунке 5.3.

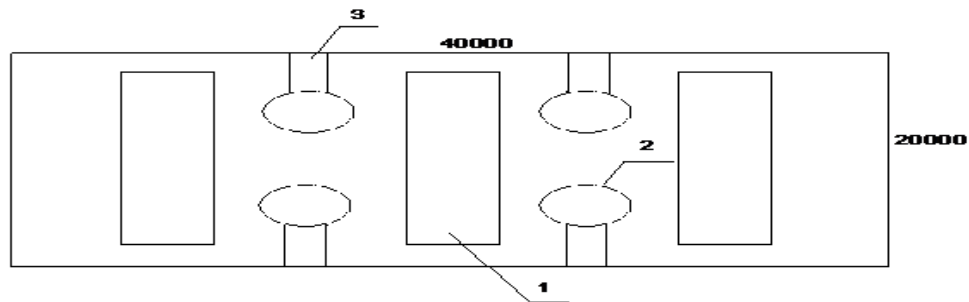


Рисунок 5.3 – Схема размещения вентиляций: 1 –резервуар СПГ;
2 – вентиляторы; 3 – воздуховод

Удаление из хранилища загрязненного воздуха или нагретого воздуха осуществляется по системе воздуховодов. Для рассматриваемого хранилища выбирается воздуховод, изготовленный из листовой стали толщиной не более 1 мм. Общие потери напора в сети:

$$H_c = H_M + H_n, \quad (5.7)$$

где H_M – местные потери;

H_n – потери на прямых участках воздуховодов.

Местные потери напора H_M , Па, определяют по формуле:

$$H_M = 0,5 \times \psi \times v^2 \times \rho, \quad (5.8)$$

где ψ – коэффициент местных потерь напора: для жалюзи на входе 0,5;

v – скорость воздуха на расчетном участке вентиляционной сети, выбираем $v=10$ м/с;

ρ – плотность движущегося в сети воздуха, 1,225 кг/м³.

$$H_{\text{ш}} = 0,5 \times 0,5 \times 10^2 \times 1,225 = 30,625 \text{ Па}$$

Потери напора на прямых участках вентиляционной сети:

$$H_n = 0,5 \times \psi_c \times L_T \times \rho \times v_{\text{ср}}^2 / d_T, \quad (5.9)$$

где ψ_m – коэффициент сопротивления движению воздуха в трубе, зависящий от материала, из которого она изготовлена: для железных труб 0,02;

l_m – длина трубы соответствующего участка сети, 20 м;

$v_{\text{ср}}$ – средняя скорость движения воздуха на расчетном участке вентиляционной сети, 10 м/с;

d_m – принятый диаметр трубы на расчетном участке, $d_m=0,2$ м.

$$H_n = 0,5 \times 0,02 \times 20 \times 1,225 \times \frac{10^2}{0,2} = 122,5 \text{ Па}$$

$$H = 122,5 + 30,625 = 153,125 \text{ Па}$$

Производительность вентиляторов:

$$L_{\text{в}} = k_n \times L, \quad (5.10)$$

где k_n – поправочный коэффициент на расчетное количество воздуха, $k_n=1,15$;

L – воздухообмен, необходимый для снижения концентрации выделяющихся вредностей до предельно- допустимого значения:

$$L_{\text{нр}} + G = L_{\text{в}}, \quad (5.11)$$

где L_{np} , L_v – производительность соответственно приточной и вытяжной вентиляции, $\text{м}^3/\text{ч}$;

g_{np} , g_v – концентрация вредных веществ соответственно в приточном и удаляемом из помещения воздухе, $\text{мг}/\text{м}^3$;

G – максимальное количество вредных веществ, выделяющихся в помещении, $30000 \text{ мг}/\text{ч}$.

Так как $L_n=L_v=L$, то:

$$L_{(g_v - g_{np})} = G \quad (5.12)$$

Откуда:

$$L = G / (g_v - g_{np}) \quad (5.13)$$

Поскольку концентрация вредных факторов в удаляемом из помещения воздухе не должна превышать предельно допустимого значения, то можно записать $g_v = g_{\text{пдк}}$. Тогда воздухообмен, $\text{м}^3/\text{ч}$:

$$L = \frac{G}{g_{\text{пдк}} - g_{np}} \quad (5.14)$$

В воздухе, подаваемом системами вентиляции в помещение, вредности в основном отсутствуют, т. е. $g_{np}=0$. Следовательно:

$$L = G / g_{\text{пдк}}, \quad (5.15)$$

где $g_{\text{пдк}} = 5 \text{ мг} / \text{м}^3$;

$$L = 30000 / 5 = 6000 \text{ мг} / \text{м}^3;$$

$$L_v = 1,15 \times 6000 = 6900 \text{ мг} / \text{м}^3.$$

На основе известных величин L_e и H_c выбираем марку вентилятора Ц 4-70 N 5² ($A=2500$, КПД $\eta=0,6$). Мощность электродвигателя, кВт, для принятого вентилятора рассчитывают по формуле:

$$P_e = \frac{k_3 \times L_e \times H_c}{3,6 \times 10^6 \times \eta_e \times \eta_n}, \quad (5.16)$$

где $k_3 = 1,05 \dots 1,5$ – коэффициент запаса, примем $k_3=1,1$;

η_e – КПД вентилятора: для центробежных вентиляторов $\eta_e=0,4 \dots 0,8$, выбираем $\eta_e=0,6$;

η_n – КПД передачи: для плоскоременной передачи 0,9.

$$P_e = \frac{1,1 \times 6900 \times 130,625}{3,6 \times 10^6 \times 0,6 \times 0,9} = 0,6 \text{ кВт} \quad (5.17)$$

Для хранилища с объемом равным 16000 м³ необходимо 4 вентилятора с мощностью по 0,6 кВт, марка вентилятора выбрана ВО 06-300-4.

Вывод по пятому разделу:

Пятый раздел выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) была проведена оценка рабочего места оператора, проводящего разработку системы управления системами заправки ракеты-носителя тяжелого класса, таких как: оценка микроклиматических параметров воздушной среды; оценка условий труда, связанный с электромагнитными полями; освещенность рабочей поверхности; виброакустические факторы; обеспечение пожарной безопасности.

Все факторы находились в допустимых пределах и условиям труда может быть присвоен 2 класс. Выполнен расчет приточно-вытяжной вентиляции закрытого хранилища СПГ, которая обеспечивает удаление вредных веществ в полном объеме.

6 ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Основной целью данной части дипломного проекта является определение стоимости разрабатываемого ракетного блока РН тяжелого класса. В экономическом расчете производится расчет стоимости изготовления серийного образца в линейной и нелинейной постановке.

Исходные данные:

Изделие: базовый ракетный блок РН тяжелого класса с жидкостным ракетным двигателем (см. Приложение Г).

Компоненты топлива:

- а) горючие – сжиженный природный газ (СПГ);
- б) окислитель – жидкий кислород.

В таблице 6.1 представлены характеристики ракетного блока.

Таблица 6.1 – Характеристики ракетного блока

Массовые характеристики	Обозначение	Блок
Масса топливного отсека, кг	$m_{то}$	19589,81
Масса топлива, кг	m_m	244094,22
Масса ДУ, кг	$m_{ду}$	4200
Масса окислителя, кг	$m_{ок}$	136563,29
Масса горючего, кг	m_z	107530,93
Относительная конечная масса, кг	μ_k	0,06
Масса систем управления, кг	m_{cy}	356,847
Начальная масса блока, кг	m_o	268835,62
Масса прочих неучтенных элементов, кг	m_{np}	594,745
Тяга ДУ, Н	P	3982860
Средняя плотность топлива, кг/м ³	ρ_m	825,51
Длина хвостового отсека, м	L_{xo}	4,35
Нагрузка на мидель, кг/м ²	P_m	20372
Масса полезного груза, кг	m_{ng}	25000

6.1 Минимальная стоимость изготовления ракетного блока в линейной постановке

При отсутствии информации о величине партии блока, 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.

$$W_4 = \frac{C_{\sum i}}{m_{\text{пг}}} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{\text{то}} m_{\text{то}} + C_{\text{ду}} m_{\text{ду}} + C_{\text{су}} m_{\text{су}} + C_{\text{пр}} m_{\text{пр}})}{m_{\text{пг}}} i, \quad (6.1)$$

где $C_{\text{то}}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг топливного отсека;

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

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

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

Коэффициенты C_i для различных ЛА в зависимости конструкции находятся в диапазонах:

$$C_{\text{то}} = 30 \div 300 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{ду}} = 600 \div 1500 \text{ ед.ст./кг}.$$

Причем большие значения соответствуют двигателям замкнутой схемы со сравнительно небольшой тягой:

$$C_{\text{су}} = 5000 \div 12000 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{пр}} = 2000 \div 10000 \text{ ед.ст./кг}.$$

Примем:

$$C_{\text{то}} = 30 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{ду}} = 600 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{су}} = 5000 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{пр}} = 2000 \text{ ед.ст./кг}.$$

Определим минимальную стоимость изготовления серийного образца блока в линейной постановке:

$$W_4 = \frac{(30 \times 19589,81 + 600 \times 4200 + 5000 \times 356,847 + 2000 \times 594,745)}{25000} = 243,25 \text{ у.е. / кг}$$

$$W_4 = 243,25 \times 30 = 7297,7 \text{ руб / кг}$$

6.2 Минимальная стоимость изготовления ракетного блока в нелинейной постановке

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

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_k + C_{дв} + C_{св} + C_{пр}) \quad (6.2)$$

где C_k – стоимость изготовления корпуса блока;

$C_{дв}$ – стоимость изготовления двигательной установки блока;

$C_{св}$ – стоимость изготовления системы управления блока;

$C_{пр}$ – стоимость изготовления прочих элементов систем блока.

Стоимость корпуса блока второй ступени, включающей топливный и хвостовые отсеки (без двигателей) определяется из:

$$C_k = 0,33 \times m_{TO}^{0,332} \times \mu_k^{-1,5935} \times m_T^{0,2362} \times \left(\frac{m_T}{\rho_T} \times \frac{P_m}{m_O} \right)^{0,1079} \times L_{XO}^{0,1616}, \quad (6.3)$$

где C_k – стоимость корпуса, тыс. ед. стоимости;

m_{mo} – масса топливного отсека, кг;

m_m – масса заправки, кг;

ρ_m – средняя плотность топлива, кг/м³;

P_m – нагрузка на мидель, кг/м²;

m_o – начальная масса блока, кг;

L_{xo} – длина хвостового отсека блока, м.

Длина хвостового отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{xo} = (1 \div 1.8) + 0.83 \times 10^{-6} \times P, \quad (6.4)$$

где P – пустотная тяга двигателя блока, Н.

$$L_{xo} = 1 + 0.83 \times 10^{-6} \times 3982860 = 4.305 \text{ м}$$

Отсюда определим стоимость корпуса блока, включающей топливный и двигательный отсеки (без двигателей) по формуле:

$$C_k = 0.33 \times 19589.81^{0.332} \times 0.06^{-1.5935} \times 244094.22^{0.2362} \times \left(\frac{244094.22}{825.51} \times \frac{20372}{268835.62} \right)^{0.1079} \times 4.305^{0.1616} = 25773.119 \cdot 10^3 (\text{y.e})$$

Стоимость двигательной установки блока:

$$C_{dy} = 4.7 \times \left((P_{\text{н}} \times 10^{-4}) + 44.9 \times (P_{\text{н}} \times 10^{-4})^{0.736} + 8.1 \times (P_{\text{н}} \times 10^{-4})^{-0.229} \right) \times 10^3 \quad (6.5)$$

где C_{dy} – стоимость двигательной установки, тыс. ед. стоимости; P – тяга двигателя, Н.

$$C_{ay} = \left(4,7 \times (3982860 \times 10^{-4}) + 44,9 \times (3982860 \times 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times (3982860 \times 10^{-4})^{-0,229} \right) \times 10^3 =$$

$$= 5555,2 \times 10^3 \text{ y.e.}$$

Стоимость системы управления блока:

$$C_{cy} = 8,5 \times \left(m_{cy} \times 10^{-3} \right)^{0,786}, \quad (6.6)$$

где C_{cy} – стоимость системы управления, млн. ед. стоимости; m_{cy} – масса системы управления, кг.

$$C_{cy} = 8,5 \times \left(356,847 \times 10^{-3} \right)^{0,786} = 3,781549 \times 10^6 \text{ (y.e.)}$$

Стоимость прочих элементов и систем блока:

$$C_{np} = (2 \div 10) \times m_{np}, \quad (6.7)$$

где C_{np} – стоимость прочих элементов, тыс. ед. стоимости;
 m_{np} – масса прочих элементов, кг.

$$C_{np} = 2 \times 594,745 = 1189,49 \times 10^3 \text{ y.e.}$$

Определим минимальную стоимость изготовления серийного образца блока в нелинейной постановке по формуле:

$$W_s = (25773119 + 5555200 + 3781549 + 1189490) = 36299358 \text{ y.e.}$$

Вывод по шестому разделу

1) В экономической части выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) в линейной и нелинейной постановке выполнен расчет стоимости изготовления базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

2) Стоимость изготовления базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива в линейной постановке, составила – 7297,7 (руб./кг) и в нелинейной постановке – 36299358 (у.е.).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, цель выпускной квалификационной работы (дипломного проекта), заключающаяся в улучшении экологичности при условии обеспечения неснижаемых тактико-технических характеристик ракет космического назначения перспективных ракетных комплексов на основе применения ракетных блоков второй ступени с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива, таких как сжиженный природный газ и кислород, достигнута полностью.

В данной выпускной квалификационной работе (дипломном проекте) обоснован и разработан проект ракетного блока второй ступени для ракет тяжелого класса на криогенных компонентах топлива с тягой двигателя 400 тонн для применения в составе транспортных космических систем тяжелого класса.

В результате решения задачи обоснования проекта ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива, обоснованы и разработаны приведенные ниже результаты.

1) Обоснованы предложения по формированию компоновочной схемы базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

2) Обоснованы основные проектные характеристики базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

3) Обоснован выбор требований к конструкции базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

4) Выполнено определение нагрузок, действующих на элементы конструкции ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива. Выполнены

расчеты на прочность базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

5) Обоснована и разработана технологическая часть проекта ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива (см. Приложение Е).

6) Обоснованы мероприятия безопасности жизнедеятельности при создании и эксплуатации базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

7) Выполнен организационно-экономический расчет создания базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

8) Выполнены графические материалы по общей и технологической частям проекта базового ракетного блока с жидкостными ракетными двигателями, работающими на перспективных компонентах ракетного топлива.

В общей части выпускной квалификационной работы (дипломного проекта) выполнен выбор основных проектных параметров базового ракетного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой, работающей на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива. Рассчитаны объёмно-геометрические и массово-энергетические характеристики РБ первой ступени. Также была определена массово-энергетическая характеристика блока и выполнена оценка объёмно-геометрических параметров изделия. Проведён подробный расчёт элементов топливного отсека, выбраны схемы и рассчитаны элементы систем наддува баков. В результате была сформирована конструктивно-компоновочная схема изделия, соответствующая заданным исходным данным на проектирование.

При расчете на прочность выполнен анализ режимов эксплуатации и определены расчетные случаи нагружения корпуса блока, осуществлен выбор материалов конструкции базового ракетного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой, работающей на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива. Выполнен расчет на прочность переходного

отсека и хвостового отсека. Расчёт на прочность показал соответствие элементов конструкции условиям штатной эксплуатации.

В конструкционной части описана конструкция базового ракетного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой, работающей на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива.

В технологической части дипломного проекта рассмотрен вопрос, связанный с проверкой на герметичность баков РН.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» рассмотрены особенности оценки рабочего места оператора, проводящего разработку системы управления системами заправки ракеты-носителя тяжелого класса.

Все факторы находились в допустимых пределах и условиям труда может быть присвоен 2 класс.

В экономической части дипломного проекта был произведен расчет стоимости изготовления ракетного блока в линейной и нелинейной постановке. Оценка стоимости изготовления базового ракетного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой, работающей на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива, в линейной постановке составила – 7297,7 (руб./кг) и в нелинейной постановке – 36299358 (у.е.).

Данная выпускная квалификационная работа (дипломный проект) является проработкой варианта базового ракетного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой, работающей на перспективных экологически чистых компонентах ракетного топлива, предназначенного для эксплуатации в составе различных ракет космического назначения, имеющих тандемное разделение ступеней. Основным достоинством данной ступени является то, что ДУ работает на перспективном горючем – СПГ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1) Барвинок В. А. Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических заведений / В. А. Барвинок, В. И. Богданович, П. А. Бордаков, Б. П. Пешков, И. Н. Желтов, И. А. Докучина. – М.: Машиностроение, 1996. – 576 с.
- 2) Беляев, Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет / Н.М. Беляев. – Москва: Машиностроение, 1983. – 219 с.
- 3) Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов: Учебник для студентов втузов. - М.: Машиностроение, 1991. - 512 с.: ил. 229. ISBN 5-217-01041-X
- 4) Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова – 3-е изд., доп. - Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016 – 461 с.
- 5) Зотов Б. И., Курдюмов В. И. Безопасность жизнедеятельности на производстве [Текст]: учебник для вузов / Б. И. Зотов, В. И. Курдюмов. – 2-е изд., перераб. и доп. - Москва: КолосС, 2003. - 432 с.. – (Учебники и учебные пособия для студентов вузов). – Библиогр.: с. 427. – ISBN 5-9532-0094-3: Б. ц.
- 6) Зрелов В. Н., Жидкие ракетные топлива [Текст] / В. Н. Зрелов, Е. П. Серегин. – М.: Химия, 1975. - 320 с.: ил. – Список лит.: с. 305-316. – Б. ц.
- 7) Линник А.К. Альбом типовых конструкций / Линник А.К. [Электронный ресурс] // Российская государственная библиотека: [сайт]. — URL: <https://search.rsl.ru/ru#colf=24.04.2025> (дата обращения: 24.05.2025).
- 8) Головные части ракет (Иллюстративный материал по курсу «Конструкция и проектирование ЛА»): метод. указания / М-во высш. и сред.-спец. образования РСФСР, Куйбышев.авиац. ин-т им. С. П. Королева; авт.-сост. Л. П. Юмашев. – Куйбышев, 1990. – 1 файл (967 Кб). – Текст: электронный
- 9) Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / В. Н. Челомей, Д. А. Полухин, Н. Н. Миркин, В.

М. Орещенко, Г. Л. Усов; Под редакцией академика В. Н. Челомея. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.

10) Прочность ракетных конструкций: Учеб. пособие для машиностр. спец. вузов / В. И. Моссаковский, А. Г. Макаренков, П. И. Никтин и др.; Под ред. В. И. Моссаковского. – М.: Высш. шк., 1990. – 359 с.

11) Ракеты-носители / [В. А. Александров, В. В. Владимиров, Р. Д. Дмитриев, С. О. Осипов]; Под общ. ред. С. О. Осипова. – Москва: Воениздат, 1981. – 315 с.: ил.: 22 см.; ISBN В пер. (В пер.).

12) Оболенский, Евгений Прокофьевич. Расчет на прочность летательных аппаратов и агрегатов оборудования [Текст]: Учеб. пособие / Е. П. Оболенский, Б. И. Сахаров; М-во высш. и сред. спец. образования СССР. Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе. Расчет парашютных систем и скафандров – Москва: [б. и.], 1974-, 1974. – 106 с.: ил..

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Основные параметры жидкостного ракетного двигателя РД0162

Таблица А.1 – Основные параметры жидкостного ракетного двигателя РД0162

Наименование параметра	Значение параметра
Тяга на Земле, кН (тс)	2000 (203,87)
Тяга в пустоте, кН (тс)	2216 (225,87)
Удельный импульс тяги на земле, кгс·с/кг	321,3
Удельный импульс тяги в пустоте, кгс·с/кг	356
Соотношение компонентов топлива	3,4
Давление в камере сгорания, МПа ($\text{кгс}/\text{см}^2$)	15.7
Температура окислительного газа перед турбиной, К (°C)	588 (315)
Температура газифицированного метана перед турбиной, К (°C)	532 (259)
Допустимый уровень форсирования, %	35
Время работы в полете, с, не менее	200
Кратность использования двигателя	25
Вероятность безотказной работы	0,999
Вероятность безаварийной работы	0,9999
Трудоемкость межполетного технического обслуживания, н/час	100
Время межполетного технического обслуживания, дней	3
Высота (от привалочной плоскости узла подвеса до среза сопла), мм	3552
Диаметр среза сопла (внутренний), мм	1650
Масса «сухая», кг	2150

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Метановый многоразовый ракетный двигатель РД0162



Рисунок Б.1 – Метановый многоразовый жидкостный ракетный двигатель РД0162

ПРИЛОЖЕНИЕ В

ККС ступень

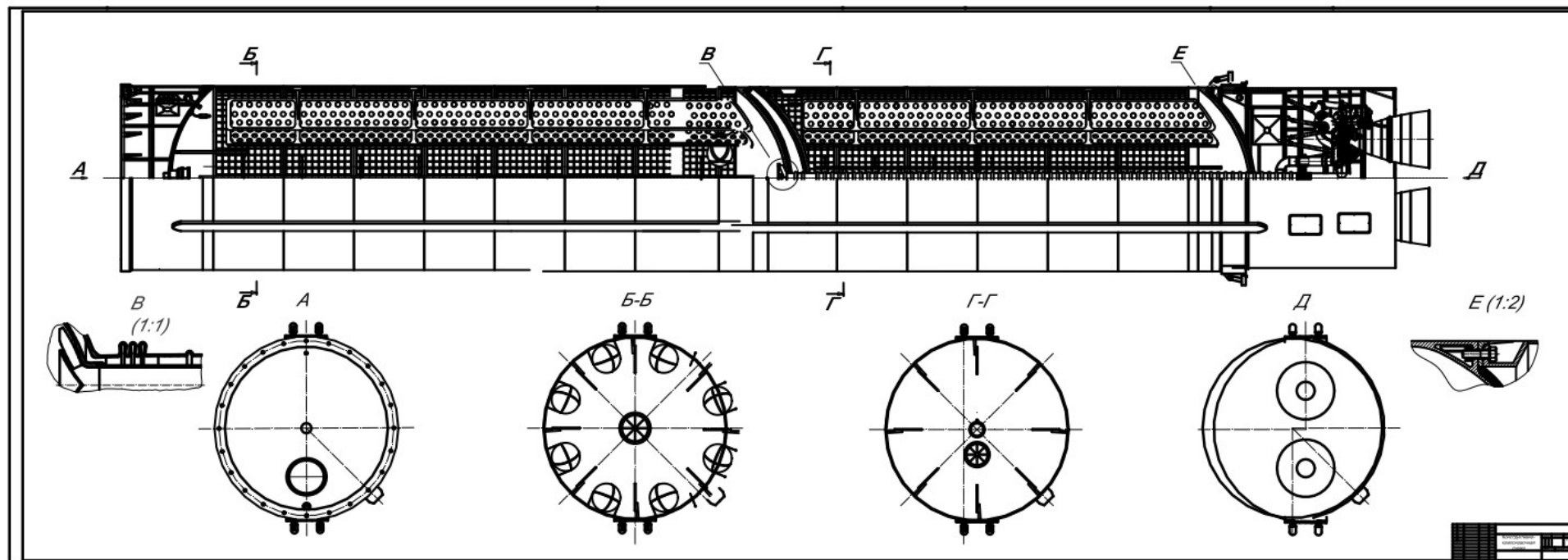


Рисунок В.1 – ККС ступень

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Общий вид

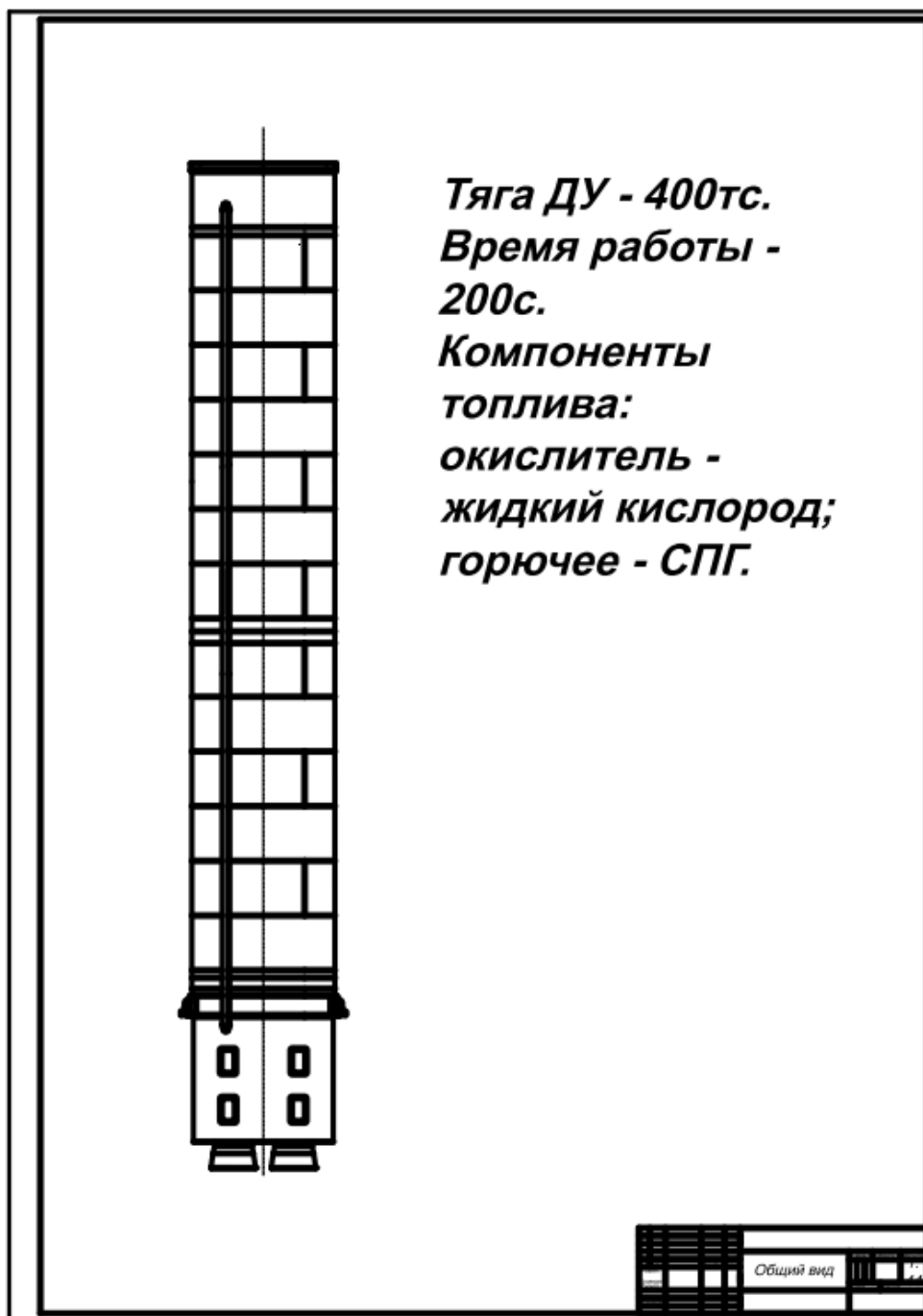


Рисунок Г.1 – Общий вид

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

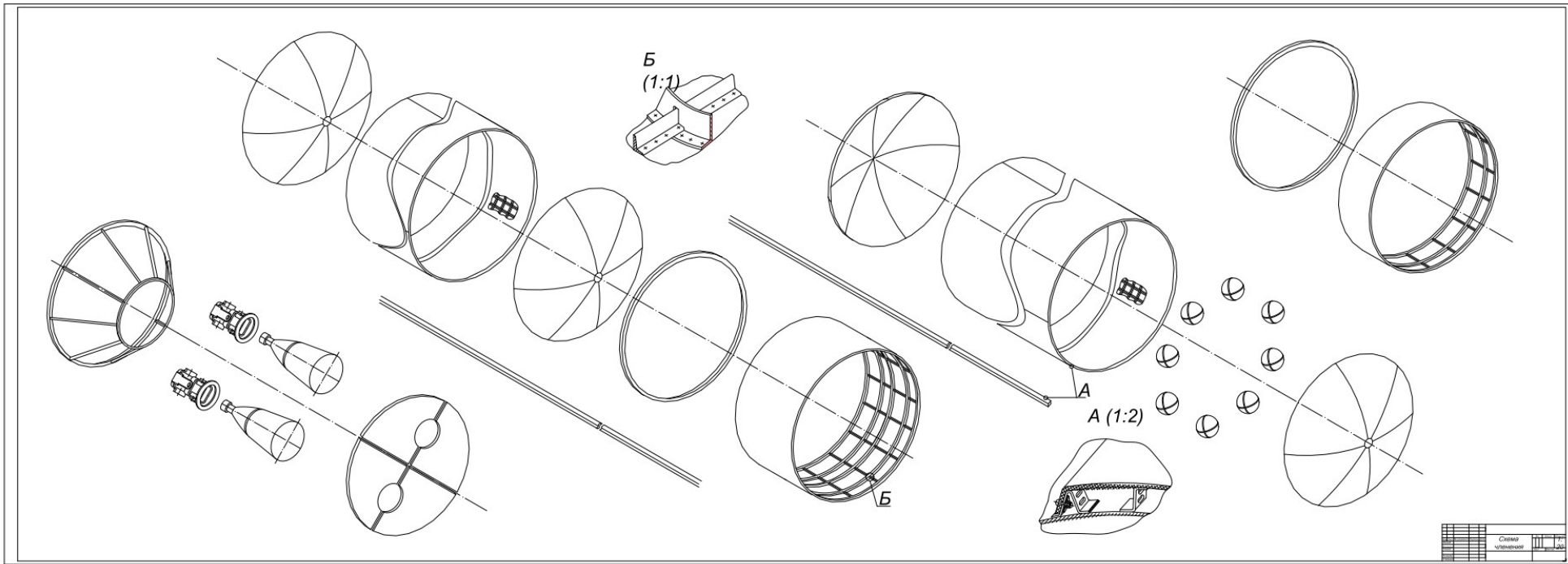


Рисунок Д.2 – Схема черчения

ПРИЛОЖЕНИЕ Е
Технологическая часть



Рисунок Е.1 – Технологическая часть