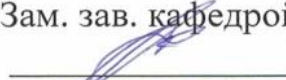


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АМГУ»)

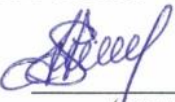
Факультет инженерно–физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01– Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы Ракетно–космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой

В.В.Соловьев
«10» июня 2022 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Проектная разработка пневмогидравлической системы двигательной установки водородного разгонного блока

Исполнитель
студент группы 817-об


08.06.22
(подпись, дата)

Е.С. Свизева

Руководитель
канд. тех. наук, доцент


08.06.22
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Консультант по БЖД:
канд. тех. наук, доцент


08.06.22
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Консультант


08.06.22
(подпись, дата)

К. А. Насуленко

Нормоконтроль
ассистент кафедры СиТРК



08.06.22
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Благовещенск 2022

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

Факультет инженерно–физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зам. зав. кафедрой

В.В.Соловьев
« 25 » 05 2022 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Свизевой Екатерины Сергеевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектная разработка пневмогидравлической системы двигательной установки водородного разгонного блока

учреждена приказом от 05.04.2022 № 679-уч

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 08.06.2022г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: компоненты топлива: окислитель – кислород, горючее – водород; $K_m = 6$; $I_{уд} = 462$ с; количество включений – 3; суммарное время работы – 800 с.


4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): определение основных проектных параметров ПГС, расчет на прочность баков, описание конструкции, технологическая часть, специальная часть, меры безопасности при работе с жидким водородом, организационно–экономическая часть

5. Перечень материалов приложения (наличие чертежей, таблиц, графиков, схем, программных продуктов, иллюстративного материала и т.п.): общий вид разгонного водородного блока, пневмогидравлическая схема кислородно–водородного разгонного блока, схема технологического процесса изготовления топливного бака с нанесением теплоизоляции, общий вид стенда сборки – сварки топливного бака.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе (с указанием относящихся к ним разделов): Насуленко К.А., БЖД Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. тех. наук.

7. Дата выдачи задания 26.05.2022г.

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

Задание принял к исполнению (дата) 26.05.22. 

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа содержит 76 страниц, 9 таблиц, 3 рисунка, 11 источников.

ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС, ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ, ЭЛЕКТРОПНЕВМОКЛАПАН, РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ЭКРАННОВАКУУМНАЯ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИЯ, КАПИЛЛЯРНОЕ УСТРОЙСТВО ФАЗОРАЗДЕЛЕНИЯ

Цель работы – разработать пневмогидравлическую систему двигательной установки водородного разгонного блока. Компоненты топлива двигательной установки: окислитель – жидкий кислород и горючее – водород.

Задачи:

- выбор оптимальных проектных параметров;
- описание пневмогидравлической системы;
- расчет на прочность баков разгонного блока.

В технологической части разработан технологический процесс изготовления криогенных топливных баков с нанесением теплоизоляционного покрытия.

В специальной части произведена оптимизация средств поддержания криогенного топлива в кондиционном состоянии.

В разделе БЖД рассмотрен вопрос безопасности жизнедеятельности при проведении работ с водородом и произведен расчет безопасного расстояния хранилищ с криогенным топливом.

В организационно–экономической части произведён расчет минимальной стоимости изготовления ПГС ДУ водородного разгонного блока в линейной и нелинейной постановке.

СОДЕРЖАНИЕ

Список сокращений.....	7
Введение.....	9
1 Определение основных проектных параметров ПГС.....	10
1.1 Параметры двигательной установки.....	10
1.1.1 Определение удельного импульса двигателя.....	13
1.1.2 Определение основных геометрических параметров двигателя.....	14
1.1.3 Объемный расчет	16
1.1.4 Расчет продольных размеров баков.....	19
1.1.4.1 Расчет продольных размеров бака горючего.....	19
1.1.4.2 Расчет продольных размеров бака окислителя.....	20
1.1.4.3 Оценочный расчет массы топливного отсека.....	21
1.1.5 Выбор и обоснование системы наддува.....	22
1.1.5.1 Определение давления в газовой подушке.....	23
1.1.5.2 Расчет «холодной» системы наддува топливных баков.....	26
1.1.5.4 Расчет «горячей» системы наддува.....	30
1.2 Расчёт на прочность баков.....	33
1.2.1 Обеспечение прочности конструкции.....	33
1.2.2 Выбор материала.....	34
1.2.3 Расчёт топливных баков на устойчивость.....	35
1.2.4 Расчёт топливных баков на прочность.....	40
1.3 Описание конструкции.....	42
1.3.1 Пневмогидравлическая система двигательной установки.....	43
1.3.2 Работа двигателя.....	45
2 Технологическая часть.....	47
2.1 Технологичность конструкции.....	47
2.2 Конструкция топливного бака.....	47
2.3 Технологический процесс создания ТБ.....	48

2.3.1	Выбор материалов для сварки.....	48
2.3.2	Процесс изготовления ТБ с временными затратами.....	50
2.4	Технологический процесс нанесения теплоизоляции.....	51
2.4.1	Выбор материала.....	51
2.4.2	Разработка технологического процесса.....	52
2.5	Назначение и конструкция стенда для сварки бака	54
3	Специальная часть. Системы термостатирования криогенных топливных баков в полёте.....	56
3.1	Разработка систем обеспечения теплового режима КРТ в баке ЛА.....	56
3.2	Тепловая изоляция баков с криогенными компонентами топлива на основе многослойных структур.....	56
4	Безопасность жизнедеятельности.....	60
4.1	Общие сведения о криогенных ракетных топливах.....	60
4.2	Основные виды опасности при работе с водородом.....	61
4.3	Основные способы обеспечения безопасности при обращении с водородом.....	61
4.4	Общие требования безопасности при использовании водорода.....	61
4.5	Системы защиты.....	62
5	Организационно–экономическая часть.....	65
5.1	Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС КВРБ в линейной постановке.....	65
5.2	Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС КВРБ в нелинейной постановке.....	67
5.2.1	Стоимость корпуса КВРБ, включающий топливный и двигательный отсеки (без двигателей).....	67
5.2.2	Стоимость двигательной установки.....	68
5.2.3	Стоимость системы управления.....	68
5.2.4	Стоимость прочих элементов и систем КВРБ.....	68
5.3	Минимальная стоимость пуска.....	69

5.3.1	Определение стоимости разработки двигательных установок.....	70
5.3.2	Определение стоимости разработки системы управления.....	71
5.3.3	Определение стоимости разработки конструкции корпуса.....	71
5.3.4	Определение стоимости разработки прочих систем и элементов ПГС КВРБ.....	71
5.3.5	Определение стоимости заправляемого топлива.....	72
5.3.6	Определение стоимости разработки ПГС.....	72
	Заключение.....	74
	Список использованных источников.....	76

СОКРАЩЕНИЯ, ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ

БНАГ – бустерный насосный агрегат горючего;
БНАО – бустерный насосный агрегат окислителя;
Г – горючее;
ГГ – газогенератор;
О – окислитель;
ДК – дренажный клапан;
ДР – дроссель;
ДПК – дренажно–предохранительный клапан;
ДУ – двигательная установка;
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
ЖРДУ – жидкостная ракетная двигательная установка;
ЗЗС – защитно–крепящий слой;
ЗК – заправочный клапан;
КА – космический аппарат;
КРТ – компоненты ракетного топлива;
КС – камера сгорания;
ЛА – летательный аппарат;
ЛВЖ – легко воспламеняющаяся жидкость;
НГ – насос горючего;
НОО – насос окислителя основной;
ОПП – основные проектные параметры;
ОТК – отдел технического контроля;
ПГ – полезный груз;
ПГС – пневмогидравлическая система;
ПДК – предельно допустимая концентрация;
ПН – полезная нагрузка;
ППИ – пульт пневматический испытательный;
ППУ – пенополиуретан;

ПРМ – пневматическое реле мембранное;
РБ – ракетный блок;
РД – ракетный двигатель;
РКС – рулевая камера сгорания;
РН – ракета–носитель;
СУ – система управления;
ТБ – топливный бак;
ТЗП – теплозащитное покрытие;
ТНА – турбонасосный агрегат;
ТНВ – турбина насоса водорода;
ТНО – турбина насоса окислителя;
УРС – универсальный регулятор скорости;
ЭВТИ – экранно–вакуумная теплоизоляция;
ЭПК – электропневмоклапан.

ВВЕДЕНИЕ

Пневмогидравлические устройства ЖРДУ, которые состоят из жидкостных ракетных двигателей, топливных баков, вспомогательных устройств, расходных магистралей и систем, обеспечивающие заправку, хранение рабочих продуктов называются пневмогидравлической системой. Также система включает в себя все виды наддувов ТБ, непрерывную подачу рабочих жидкостей в камеру сгорания и, соответственно, работу всех элементов автоматики.

Состав двигательной установки во многом зависит от типа ЛА (ракетопоситель, разгонный блок, космический аппарат и т.д.). В то же время от комплектации двигателя зависит структурная схема и режимы его работы. ДУ может обеспечивать маневрирование аппарата или же обеспечивать только его стабилизацию или ориентацию. В основном, на космических аппаратах и разгонных блоках используют двигатели многократного включения запуска в полете. Систему запуска используют как с насосной, так и с вытеснительной системой подачи.

1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПГС

Основными проектными параметрами ЛА принято считать группу параметров, по которым вычисляются основные массовые, энергетические и геометрические характеристики аппарата

Из обширного множества массово–энергетических и других характеристик можно выделить особо важные, сумма значений которых гарантирует выполнение необходимых летно–технических характеристик.

Прежде всего начнем с определения совокупности основных проектных параметров. Мне необходимы параметры, не меняющихся в диапазонах возможных исходных данных, характеризующих проектируемый ракетный блок:

- ступень РН: четвертая (разгонный блок);
- область применения: для вывода ПН массой до 20 тонн на различные орбиты искусственного спутника Земли;
- источник энергии, используемый для движения: химический, компоненты топлива жидкий водород и жидкий кислород;
- значение параметра, характеризующего ракетный двигатель: тяга двигательной установки $P_{dy} = 69600$ Н;
- продолжительность работы ракетного двигателя: $t_{раб} = 800$ с.

Для определения объемно–геометрических и массово–энергетических характеристик, с целью построения конструктивно–силовых и компоновочной схем РБ, необходимо произвести расчет параметров двигательной установки.

1.1 Параметры двигательной установки

Перед тем как приступить к определению параметров двигателя, важно произвести параметрический анализ систем подачи топлива, по результатам которого осуществляется выбор способа (схемы) подачи топлива.

При проектировании ЛА выбор системы подачи топлива определяется: топливом, назначением двигателя, тягой, характером полета, продолжительностью работы двигателя, а также общими требованиями (простотой конструкции,

минимальной массой, удобством в эксплуатации и т.п.).

Главным признаком, который выделяют в конструкции ЖРД является способ подачи топлива.

На данный момент существует всего два способа подачи – вытеснительная и насосная. Способ с вытеснением – наиболее простой и применяется для двигателей небольших по габаритам ракет. Насосная же система применяется в двигателях с тягой превышающей 20 тыс.

Исходя из вышесказанного, в ТБ ракеты при такой системе подачи устанавливается большое давление. Поэтому баки ракеты, чтобы быть максимально прочными, должны иметь значительную толщину, а вследствие и большую массу, что невыгодно при проектировании.

Насосная подача отличается от вытеснительной тем, что в баках двигателя не нужно создавать высокого давления. При этом толщина баков получается не больше, чем она требуется по технологическим соображениям.

Насосная подача топлива по схематическому исполнению делится на схему подачи «без дожигания» и схему «с дожиганием».

Системы подачи со схемой «без дожигания» обычно применяются для маршевых двигателей средней тяги. Системы подачи «с дожиганием» используются в двигателях большой тяги с высоким давлением в камере сгорания. Двигатели такой схемы более экономичны, так как в них нет потерь удельного импульса тяги из-за расходования топлива на питание турбин в отличие от двигателей схемы «без дожигания», поэтому для дальнейших расчетов будем использовать прототип ЖРД КВД1 с насосной системой подачи топлива со схемой «с дожиганием».

Двигательная установка РБ – это функционально–конструктивная совокупность агрегатов, систем, устройств и элементов, обеспечивающих оптимальную работу РД, как в режиме двигателя разгонного блока, так и в качестве исполнительной части органов управления.

В состав ДУ входят:

– один маршевый двигатель;

- топливные баки рабочих компонентов (окислителя и горючего);
- системы, обеспечивающие работу двигателей;
- вспомогательные системы и устройства.

Характеристики ДУ, и показатели применяемого топлива представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Характеристики прототипа двигателя

Наименование параметра	Ед. изм.	Значение
Тяга двигателя в пустоте $P_{пуст.}$	10^3 Н	69,6
Удельный пустотный импульс $I_{уд}$	Н/(кг/с)	4530
Время работы двигателя $t_{раб}$	с	800
Давление в камере сгорания $p_{к}$	10^6 Па	5,59
Давление на срезе сопла, p_a	10^6 Па	0,042
Универсальная газовая постоянная R	Дж/(кг·град)	378
Показатель истечения продуктов сгорания из сопла, k	–	1,1
Плотность горючего (водород) $\rho_{гор}$	кг/м ³	71
Температура горючего (водород), T	°К	21,9
Плотность окислителя (кислорода) $\rho_{ок}$	кг/м ³	1140
Температура окислителя (кислород), T	°К	81
Соотношение компонентов топлива, k_m	–	6

1.1.1 Определение удельного импульса двигателя

Приведенный удельный импульс тяги, учитывающий потери в КС двигателя и сопловой части вычисляю по формуле:

$$I_{пр.ст.} = 0,95 \times I_{уд} = 0,95 \times 4530 = 4303,5 \text{ Н / (кг / с)} \quad (1.1)$$

Степень расширения газов в сопле двигателя определяю по формуле:

$$\varepsilon = \frac{p_a}{p_k} = \frac{0,042 \times 10^6}{5,59 \times 10^6} = 0,0075; \quad (1.2)$$

Расчётный параметр n рассчитываю по формуле:

$$n = \frac{k-1}{k} = \frac{1,1-1}{1,1} = 0,091 \quad (1.3)$$

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

$$I_{уд.р} = I_{нр.см.} \times \left(0,67 - 0,016 \times \frac{P_{км}}{10^6} + 0,163 \times \left(\frac{P_{км}}{10^6} \right)^{0,5} \right) \times \sqrt{\frac{(1 - \varepsilon^{k_1}) \times \left(\frac{P_{км}}{10^6} \right)^{k_1}}{\left(\frac{P_{км}}{10^6} \right)^{k_1} - 0,0981^{k_1}}}, \quad (1.4)$$

$$I_{уд.р.} = 4303,5 \times \left(0,67 - 0,016 \times 14,543 + 0,163 \times 14,543^{0,5} \right) \times \sqrt{\frac{(1 - 0,0075^{0,091}) \times 5,59^{0,091}}{5,59^{0,091} - 0,0981^{0,091}}} = 4491,9 \text{ Н / (кг / с)}$$

1.1.2 Определение основных геометрических параметров двигателя

Обозначу дополнительные параметры:

На основе статистических данных угол раствора сопла $\beta_{ст}$ выбираю равным 40° : $\beta_{ст} = 40^\circ$

Количество двигателей в составе двигательной установки $Z = 1$;

Показатель политропы $n = 1,2$;

Характеристический комплекс топлива $\beta_m = 2322$;

Ускорение свободного падения $g = 9,81 \left(\frac{M}{c^2} \right)$

Площадь критического сечения сопла определяю по формуле:

$$S_{кр.м} = \frac{\beta_m \times P_m \times g}{Z_m \times p_{км} \times I_{уд.р}} = \frac{2322 \times 0,042 \times 10^6 \times 9,81}{1 \times 5,59 \times 10^6 \times 4491,9} = 0,0381 (M^2) \quad (1.5)$$

Определяю диаметр критического сечения сопла двигателя:

$$d_{кр} = 2 \times \sqrt{\frac{S_{кр.м}}{\pi}} = 2 \times \sqrt{\frac{0,0381}{3,14}} = 0,220 (M) \quad (1.6)$$

Диаметр камеры сгорания определяю по формуле $d_{ксм} = 1,5 \times d_{кр}$

$$d_{ксм} = 1,5 \times 0,22 = 0,33 (M^2) \quad (1.7)$$

Высоту форсуночной головки двигателя рассчитаю по формуле:

$$L_{зм} = 0,25 \times d_{ксм} = 0,25 \times 0,33 = 0,082 (M) \quad (1.8)$$

Длину цилиндрического участка камеры сгорания двигателя:

$$L_{цм} = 1,25 \times d_{ксм} = 1,25 \times 0,33 = 0,412 (M) \quad (1.9)$$

Площадь среза сопла двигателя определяю по формуле:

$$S_{ам} = S_{кpm} \times \left(\frac{\left(\frac{n-1}{2} \right) \times \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{P_{ам}}{P_{км}} \right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{P_{ам}}{P_{км}} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right)^{0,5}, \quad (1.10)$$

$$S_{ам} = 0,0381 \times \left(\frac{\left(\frac{1,2-1}{2} \right) \times \left(\frac{2}{1,2+1} \right)^{\frac{2,2}{0,2}}}{\left(\frac{0,042}{5,59} \right)^{\frac{2}{1,2}} - \left(\frac{0,042}{5,59} \right)^{\frac{2,2}{1,2}}} \right)^{0,5} = 0,561 (м^2)$$

Диаметр среза сопла двигателя будет равен:

$$d_{ам} = 2 \times \sqrt{\frac{S_{ам}}{\pi}} = 2 \times \sqrt{\frac{0,561}{3,14}} = 0,845 (м) \quad (1.11)$$

Размеры соплового аппарата двигателя зависят, при данных компонентах топлива и удельном импульсе, от давления в КС, давления на срезе сопла и среднего угла раствора сопла, вычисляю по формуле:

$$L_{см} = \frac{S_{ам}^{0,5} - S_{кpm}^{0,5}}{\sqrt{\pi} \times \frac{\beta_{см}}{2}} = \frac{0,845^{0,5} - 0,0381^{0,5}}{\sqrt{3,14} \times \frac{40}{2}} = 0,020 (м) \quad (1.12)$$

Длина двигателя определяется по следующей формуле:

$$L_{двм} = L_{см} + L_{цм} + L_{зм} \quad (1.13)$$

$$L_{двм} = 0,020 + 0,412 + 0,082 = 0,514 (м)$$

Полная длина двигательной установки примерно оценивается по формуле:

$$L_{\text{двм}} = 2 \times L_{\text{см}} = 2 \times 0,514 = 1,028 \text{ (м)} \quad (1.14)$$

1.1.3 Объёмный расчёт

Объём ТБ обычно рассчитывается из того, какие условия размещения в них заданного массового количества окислителя и горючего (весовая заправка топливных баков). Объем заправляемых компонентов рассчитываю по условию обеспечения заданного суммарного импульса тяги, а также компенсации потерь при хранении и работе двигательной установки.

Средняя плотность топлива определяется по формуле:

$$\rho_m = \frac{(1 + K_m) \times \rho_z \times \rho_{\text{ок}}}{\rho_{\text{ок}} + \rho_z \times K_m} = \frac{(1 + 6) \times 71 \times 1140}{1140 + 71 \times 6} = 361,8 \text{ (кг / м}^3\text{)} \quad (1.15)$$

Определяю массовый секундный расход топлива двигателя:

$$\dot{m}_m = \frac{P_{\text{нуст}}}{I_{\text{удр}}} = \frac{69,6 \times 10^3}{4491,9} = 15,493 \text{ (кг / с)} \quad (1.16)$$

Масса топлива, заправляемого в баки определяю по следующей формуле:

$$m_T = \dot{m}_m \times t = 15,494 \times 800 = 12395,2 \text{ (кг)} \quad (1.17)$$

Расход горючего двигателем определяется по следующей формуле:

$$\dot{m}_{\text{см}} = \frac{\dot{m}_m}{1 + K_m} = \frac{15,494}{1 + 6} = 2,213 \text{ (кг / с)} \quad (1.18)$$

Расход окислителя двигателем определяется по следующей формуле:

$$\dot{m}_{окм} = \frac{\dot{m}_M \times K_M}{1 + K_M} = \frac{15,494 \times 6}{1 + 6} = 13,280 (\text{кг} / \text{с}) \quad (1.19)$$

Объём горючего, необходимого для обеспечения заданного импульса двигательной установки:

$$V_z = \frac{\dot{m}_{зм} \times t}{\rho_z} = \frac{2,213 \times 800}{71} = 24,935 (\text{м}^3) \quad (1.20)$$

Объём окислителя, необходимого для обеспечения заданного импульса двигательной установки:

$$V_{ок} = \frac{\dot{m}_{окм} \times t}{\rho_{ок}} = \frac{13,28 \times 800}{1140} = 9,319 (\text{м}^3) \quad (1.21)$$

Объём топлива, который идет на предстартовые потери принимаю за 1% объёма горючего, необходимого для обеспечения заданного импульса, так как происходит испарение, выброс через дренажные системы. Он определяется факторами, не поддающимися аналитическому или статическому учёту (условиями заправки и хранения ракеты на старте, объёмом и совершенством теплоизоляции бака и т.д.).

Объём горючего, идущего на предстартовые потери:

$$V_{прз} = 0,01 \times V_z = 0,01 \times 24,935 = 0,249 (\text{м}^3) \quad (1.22)$$

Объём окислителя, который используется на предстартовые потери, так же примем за 1% объёма окислителя:

$$V_{\text{прок}} = 0,01 \times V_{\text{ок}} = 0,01 \times 9,319 = 0,093 (\text{м}^3) \quad (1.23)$$

Объём потерь топлива при старте.

Потери топлива при старте исходят из программы запуска и вывода на режим двигательной установки. Время запуска и вывода двигательной установки на режим выбирается из интервала $t_3 = (0,2 \div 2,5)$ сек.

Для данного типа двигателя $t_3 = 2,3$ (с)

Объём потерь горючего при старте вычисляю по формуле:

$$V_{\text{стг}} = \frac{\dot{m}_{\text{зм}} \times t_3}{\rho_z} = \frac{2,213 \times 2,3}{71} = 0,071 (\text{м}^3) \quad (1.24)$$

Объём потерь окислителя при старте будет:

$$V_{\text{сток}} = \frac{\dot{m}_{\text{окм}} \times t_3}{\rho_{\text{ок}}} = \frac{13,28 \times 2,3}{1140} = 0,026 (\text{м}^3) \quad (1.25)$$

1.1.4 Расчёт продольных размеров баков

1.1.4.1 Расчёт продольных размеров бака горючего

Определяю радиус верхнего и нижнего днищ бака горючего

$$R_{\text{днг}} = 1,3 \times \frac{D_p}{2} = 1,3 \times \frac{3,6}{2} = 2,34 (\text{м}) \quad (1.26)$$

Определяю высоту верхнего и нижнего днищ бака горючего:

$$h_{\text{днг}} = R_{\text{днг}} - \sqrt{R_{\text{днг}}^2 - \left(\frac{D_p}{2}\right)^2} = 2,34 - \sqrt{2,34^2 - \left(\frac{3,6}{2}\right)^2} = 0,845 (\text{м}), \quad (1.35)$$

Определяю объём днища бака горючего:

$$V_{\text{днг}} = \pi \times h_{\text{днг}}^2 \times \left(R_{\text{днг}} - \frac{h_{\text{днг}}}{3} \right) \quad (1.27)$$

$$V_{\text{днг}} = 3,14 \times 0,845^2 \times \left(2,34 - \frac{0,845^2}{3} \right) = 4,615 (\text{м}^3)$$

Определяю объём цилиндрической части бака горючего

$$V_{\text{ци}} = V_{\text{нг}} - 2 \times V_{\text{днг}} = 27,295 - 2 \times 4,615 = 18,065 (\text{м}^3) \quad (1.28)$$

Определяю длину цилиндрической части бака горючего по формуле:

$$L_{\text{ци}} = \frac{V_{\text{ци}}}{\pi \times \left(\frac{D_p}{2} \right)^2} = \frac{18,065}{3,14 \times \left(\frac{3,6}{2} \right)^2} = 1,775 (\text{м}) \quad (1.29)$$

Длину бака горючего определяю по следующей формуле:

$$L_{\text{г}} = L_{\text{ци}} + 2 \times h_{\text{днг}} = 1,775 + 2 \times 0,845 = 3,465 (\text{м}) \quad (1.30)$$

Определяю высоту газовой подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака горючего по формуле:

$$H_{\text{нг}} = h_{\text{днг}} + \left(\frac{V_{\text{нг}} - V_{\text{днг}}}{\pi \times \left(\frac{D_p}{2} \right)^2} \right) = 0,845 + \left(\frac{1,246 - 4,6156}{3,14 \times \left(\frac{3,6}{2} \right)^2} \right) = 0,513 (\text{м}) \quad (1.31)$$

Определяем высоту уровня жидкости от нижнего днища до зеркала жидкости бака горючего по формуле:

$$H_{\text{жг}} = L_2 - H_{\text{зпг}} = 3,465 - 0,513 = 2,952 \text{ (м)} \quad (1.32)$$

1.1.4.2 Расчёт продольных размеров бака окислителя

Радиус верхнего и нижнего днищ бака окислителя соответствует радиусу верхнего и нижнего днищ бака горючего: $R_{\text{дно.ок}} = 2,34 \text{ (м)}$.

Высота верхнего и нижнего днища бака окислителя, соответственно будет равна высоте верхнего и нижнего днищ бака горючего: $h_{\text{дн.ок}} = 0,845 \text{ (м)}$

Объём днища бака окислителя определяю по формуле:

$$V_{\text{дн.ок}} = \pi \times h_{\text{дн.ок}}^2 \times \left(R_{\text{дн.ок}} - \frac{h_{\text{дн.ок}}}{3} \right), \quad (1.33)$$

$$V_{\text{дн.ок}} = 3,14 \times 0,845^2 \times \left(2,34 - \frac{0,845}{3} \right) = 4,615 \text{ (м}^3\text{)}$$

Определяю объём цилиндрической части бака окислителя:

$$V_{\text{окц}} = V_{\text{пок}} - 2 \times V_{\text{дно.ок}} = 10,199 - 2 \times 4,615 = 0,969 \text{ (м}^3\text{)} \quad (1.34)$$

Определяю длину цилиндрической части бака окислителя по формуле:

$$L_{\text{окц}} = \frac{V_{\text{окц}}}{\pi \times \left(\frac{D_p}{2} \right)^2} = \frac{0,969}{3,14 \times \left(\frac{3,6}{2} \right)^2} = 0,095 \text{ (м)} \quad (1.35)$$

Определяю полную длину бака окислителя по формуле:

$$L_{ок} = L_{окц} + 2 \times h_{днок} = 0,095 + 2 \times 0,845 = 1,785 \text{ (м)} \quad (1.36)$$

Определяю высоту газовой подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака окислителя по формуле:

$$H_{знок} = h_{днок} + \left(\frac{V_{знок} - V_{днок}}{\pi \times \left(\frac{D_p}{2} \right)^2} \right) = 0,845 + \left(\frac{0,465 - 4,615}{3,14 \times \left(\frac{3,6}{2} \right)^2} \right) = 0,437 \text{ (м)} \quad (1.37)$$

Определяю высоту уровня окислителя от нижнего днища до зеркала жидкости по формуле:

$$H_{жсок} = L_{ок} - H_{знок} = 1,7859 - 0,437 = 1,3483 \text{ (м)} \quad (1.38)$$

1.1.4.3 Оценочный расчёт массы топливного отсека

Массу топливного отсека определяю как сумма масс топливных отсеков, массы устройств наддува и узлов крепления и массы вспомогательных баков.

Масса топливного отсека определяется в соответствии с формулой:

$$m_{то} = a_{то} \times (V_{бок} + V_{бг}) \quad (1.39)$$

где $a_{то}$ – относительная масса топливного отсека при использовании топлива кислород – водород на основе статистических данных, принимаем равной 40 (кг/м³).

$$m_{то} = 40 \times (10,199 + 27,295) = 1499,76 \text{ (кг)}.$$

Определяем массу бака горючего в соответствии с формулой:

$$m_{бг} = a_{то} \times V_{нг} = 40 \times 27,295 = 1091,80 \text{ (кг)}$$

Определяем массу бака окислителя в соответствии с формулой:

$$m_{бок} = a_{то} \times V_{нок} = 40 \times 10,199 = 407,96 \text{ (кг)}$$

1.1.5 Выбор и обоснование системы наддува

Наддув топливных баков служит для:

- обеспечения бескавитационной работы насосов на любых режимах работы двигательной установки;
- устранения провалов давления в баках в момент старта;
- ускорения выхода двигателей на режим для уснижения предстартовых расходов топлива;
- повышения прочности баков при воздействии на них осевых сжимающих сил.

Давление в баках при вытеснительной системе подачи необходимо поддерживать с большой точностью ввиду того, что тяга такого вида двигателей должна быть пропорциональна давлению наддува.

При турбонасосной же системе подачи топлива тяга двигателя практически не зависит от изменения параметров системы наддува.

В процессе работы двигательной установки с турбонасосной системой подачи в каждом из топливных баков необходимо поддерживать давление газа наддува между минимально и максимально допустимыми значениями.

1.1.5.1 Определение давления в газовой подушке топливных баков

Расчёт минимального давления определяется по трём условиям:

- а) Условие бескавитационной работы насоса в момент запуска двигателя.

$$P_{\text{мин.т}} = P_{\text{нп.т}} + P_{\text{к}} + P_{\Sigma} - P_{\text{ст}}, \quad (1.40)$$

где $P_{\text{к}}$ – кавитационный запас прочности, который выбирается из диапазона $0,5 \div 2 \times 10^5$ Па;

Давление насыщенных паров водорода: $P_{s.г} = 1,631 \times 10^5 \text{ Па}$;

Давление насыщенных паров кислорода: $P_{s.ок} = 1,013 \times 10^5 \text{ Па}$;

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

$$P_{\Sigma} = \zeta \times \frac{\rho_{\Gamma} \times V_{\text{кт}}^2}{2}, \quad (1.41)$$

где $V_{\text{кт}}$ – скорость истечения компонента в магистрали;

ζ – коэффициент местного сопротивления.

Применив формулу к компонентам топлива и подставляя их значения, получим:

$$P_{\Sigma.г} = 3,4 \times \frac{71 \times 8^2}{2} = 7724 \text{ (Па)}$$

$$P_{\Sigma.ок} = 3,4 \times \frac{1142 \times 8^2}{2} = 124249 \text{ (Па)}$$

б) Условие бескавитационной работы насоса в конце работы ДУ.

$$P_{\text{мин.т}} = P_{\text{пл.т}} + P_{\text{к}} + P_{\Sigma} - P_{\text{ст}}, \quad (1.42)$$

$$P_{\text{ст}} = \rho_{\Gamma} \times g_o \times h_{\text{тб}}^{\text{ж}} \times n_x, \quad (1.43)$$

где:

$$h_{\text{тб}}^{\Gamma} = 0,115 + h_{\text{ост}} \quad (1.44)$$

$$h_{\text{тб}}^{\text{ок}} = 3,038 + h_{\text{ост}}; \quad (1.45)$$

где $h_{\text{ост}} = 0,25$ – высота остатков незабора.

Подставляя значения в формулу получим:

$$P_{\text{ст.г}} = 71 \times 9,81 \times (0,115 + 0,25) \times 5,77 = 1466,88 \text{ (Па)}$$

$$P_{\text{ст.ок}} = 1142 \times 9,81 \times (3,038 + 0,25) \times 5,77 = 212541,01 \text{ (Па)}$$

Подставляя в первоначальную формулу все найденные значения, получим:

$$P_{\text{мин.г}} = 1,613 \times 10^5 + 10^5 + 82144 - 1466 = 341978 \text{ (Па)}$$

$$P_{\text{мин.ок}} = 1,013 \times 10^5 + 10^5 + 124249 - 212541 = 113008 \text{ (Па)}$$

в) Условие бескавитационной работы на заборном устройстве в конце работы двигательной установки:

$$P_{\text{мин.т}} = P_{\text{нп.т}} + P_{\text{к}}^* + P_{\text{з.у}} - P_{\text{ст}}, \quad (1.46)$$

где $P_{\text{к}}^*$ – кавитационный запас, на основе статистических данных и выбирается из диапазона $0,3 \div 0,7 \times 10^3$ Па;

$P_{\text{з.у}}$ – потери давления на капиллярном заборном устройстве для топливных баков горючего и окислителя, которые определяются по следующей формуле:

$$\Delta P_{\text{з.у}} = \xi \times \frac{\rho_{\text{т}} \times V_{\text{кг}}^2}{2}, \quad (1.47)$$

$\xi = 0,4$ – коэффициент местного сопротивления для капиллярного заборного устройства топливных баков горючего и окислителя.

Применяя формулу и подставляя значения, получим:

$$\Delta P_{\text{з.у.г}} = 0,4 \times \frac{71 \times 8^2}{2} = 908,8 \text{ (Па)}$$

$$\Delta P_{з.у.ок} = 0,4 \times \frac{1142 \times 8^2}{2} = 14617,6 \text{ (Па)}$$

Определим значение гидростатического давления столба жидкости по формуле:

$$P_{ст} = \rho_{г} \times g_o \times h_{ост} \times n_x \quad (1.48)$$

Подставляя в неё вычисленные значения, получим:

$$P_{ст.г} = 71 \times 9,81 \times 0,25 \times 5,77 = 1004 \text{ (Па)}$$

$$P_{ст.ок} = 1142 \times 9,81 \times 0,25 \times 5,77 = 16160 \text{ (Па)}$$

Подставляя все найденные значения в первоначальную формулу для $P_{мин.г.}$, получим:

$$P_{мин.г} = 1,631 \times 10^5 + 0,5 \times 10^5 + 908 - 1004 = 213004 \text{ (Па)}$$

$$P_{мин.ок} = 1,013 \times 10^5 + 0,5 \times 10^5 + 14617 - 16160 = 149757 \text{ (Па)}$$

Из полученных при вычислениях значений $P_{мин.г}$ выбираем максимальное значение, т.е.: $P_{мин.г} = 341978 \text{ (Па)}$, $P_{мин.ок} = 149757 \text{ (Па)}$.

Максимальное давление газовой подушки топливных баков рассчитаем по формуле:

$$P_{мах.г} = P_p + P_{мин.г}, \quad (1.49)$$

P_p – разница между максимумом и минимумом давлений в пределах $2 \div 4 \times 10^5 \text{ Па}$

Подставляя значения, получим:

$$P_{мах.г} = 3 \times 10^5 + 341978 = 641978 \text{ (Па)}$$

$$P_{мах.ок} = 3 \times 10^5 + 149757 = 449757 \text{ (Па)}$$

Номинальное давление в подушке топливных баков вычислим по формуле:

$$P_{\text{ном.г}} = \frac{P_{\text{мах.г}} + P_{\text{мин.г}}}{2}, \quad (1.50)$$

$$P_{\text{ном.г}} = \frac{341978 + 641978}{2} = 491978 \text{ (Па)}$$

$$P_{\text{ном.ок}} = \frac{149757 + 449757}{2} = 299757 \text{ (Па)}$$

1.1.5.2 Расчет «холодной» системы наддува топливных баков

По способу регулирования расхода рабочего тела наддува газобаллонные системы подразделяются на редукторные и безредукторные.

В первых из них органом, автоматически регулирующим расход газа, необходимого для поддержания постоянного давления в баке, является редуктор.

При безредукторном наддуве органом, обеспечивающим поддержание необходимого давления в баке, является система жиклеров и клапанов, открывающихся по заранее заданной программе.

На рисунке 1.1 показаны принципиальная схема редукторной газобаллонной системы наддува.

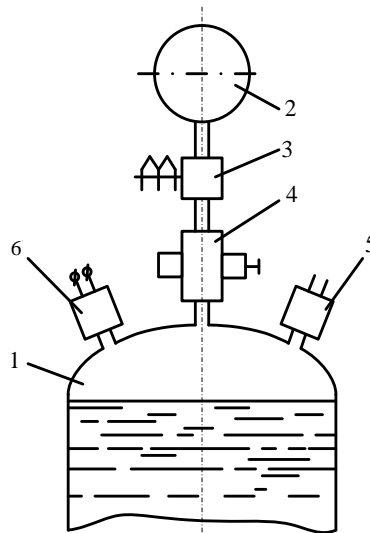


Рисунок 1.1 – Принципиальная схема газобаллонной системы наддува
 1 – топливный бак; 2 – баллон высокого давления; 3 – электропневмоклапан;
 4 – редуктор давления; 5 – дренажно–предохранительный клапан;
 6 – реле давления.

Необходимый объём аккумулятора давления рассчитывается по формуле:

$$V_{\text{ад.г}} = \frac{n \times P_{\text{ном.г}} \times V_{\text{запр.г}}}{P_{\text{нач.ад}} - P_{\text{кон.ад}}}, \quad (1.51)$$

где n – коэффициент запаса, равный 1,1;

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

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

Подставляя значения в формулу, получу:

$$V_{\text{ад.г}} = \frac{1,1 \times 491978 \times 24,935}{30 \times 10^6 - 10^6} = 0,465 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$V_{\text{ад.ок}} = \frac{1,1 \times 299757 \times 9,319}{30 \times 10^6 - 10^6} = 0,105 \text{ (м}^3\text{)}$$

Радиус шарбаллонов для окислителя и горючего найду по формуле:

$$R_{\text{ад.г}} = \sqrt[3]{\frac{3 \times V_{\text{ад.г}}}{4\pi}}, \quad (1.52)$$

Отсюда получу:

$$R_{\text{ад.г}} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0,465}{4 \times 3,14}} = 0,48 \text{ (м)}$$

$$R_{\text{ад.ок}} = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0,105}{4 \times 3,14}} = 0,29 \text{ (м)}$$

Толщину стенок шарбаллона рассчитаю по формуле:

$$\delta_{\text{ад.г}} = k_3 \times \frac{P_{\text{нач.ад}} \times R_{\text{ад.г}}}{2 \times \sigma_{\text{в}}}, \quad (1.53)$$

где k_3 – коэффициент запаса, равный 1,2;

$\sigma_{\text{в}}$ – предел прочности для титанового сплава ВТ6, равный $1,1 \times 10^8$ Па.

Подставляя значения в формулу, вычислю необходимую толщину стенок шарбаллонов:

$$\delta_{\text{ад.г}} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,48}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,0065 \text{ (м)}$$

$$\delta_{\text{ад.ок}} = 1,2 \times \frac{30 \times 10^6 \times 0,29}{2 \times 1100 \times 10^6} = 0,0039 \text{ (м)}$$

Внешний объём шарбаллонов для окислителя и горючего вычислю по формуле:

$$V_{\text{внеш.г}} = \frac{4 \times \pi \times (R_{\text{ад.г}} + \delta_{\text{ад.г}})^3}{3} \quad (1.54)$$

Получим:

$$V_{\text{внеш.г}} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,48 + 0,0065)^3}{3} = 0,482 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$V_{\text{внеш.ок}} = \frac{4 \times 3,14 \times (0,29 + 0,0039)^3}{3} = 0,106 \text{ (м}^3\text{)}$$

Объём оболочки шарбаллонов окислителя и горючего рассчитаю по формуле:

$$\Delta V_{\text{Г}} = V_{\text{внеш.Г}} - V_{\text{ад.Г}} \quad (1.55)$$

Подставляя значения получу:

$$\Delta V_{\text{Г}} = 0,482 - 0,465 = 0,017 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$\Delta V_{\text{ОК}} = 0,106 - 0,105 = 0,001 \text{ (м}^3\text{)}.$$

Массу конструкции шарбаллонов рассчитаю по формуле:

$$m_{\text{ад.Г}} = 11 + 2,7 \times (P_{\text{ном.Г}} \times V_{\text{Г}}) \times 10^{-5}, \quad (1.56)$$

и подставляя значения в формулу, получу:

$$m_{\text{ад.Г}} = 11 + 2,7 \times (491978 \times 24,935) \times 10^{-5} = 342,22 \text{ (кг)}$$

$$m_{\text{ад.ок}} = 11 + 2,7 \times (299757 \times 9,319) \times 10^{-5} = 86,42 \text{ (кг)}$$

Массу рабочего тела (азот) рассчитаю по формуле:

$$m_{\text{рт.Г}} = \frac{P_{\text{ном.Г}} \times V_{\text{Г}}}{R \times T_{\text{вх}}}, \quad (1.57)$$

$R_{\text{азот}} = 296 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \text{ } ^\circ\text{К}$ – газовая постоянная для азота;

$T_{\text{вх}}$ – температура газа наддува равная 293°К .

Подставляя значения в формулу получим:

$$m_{\text{рт.г}} = \frac{491978 \times 24,935}{296 \times 293} = 141,44 \text{ (кг)}$$

$$m_{\text{рт.ок}} = \frac{299757 \times 9,319}{296 \times 293} = 32,20 \text{ (кг)}$$

Массу «холодной» системы наддува топливных баков рассчитаем по формуле:

$$m_{\text{ад}}^{\text{Г}} = m_{\text{ад.г}} + m_{\text{рт.г}}, \quad (1.58)$$

$$m_{\text{ад}}^{\text{Г}} = 342,22 + 141,44 = 483,66 \text{ (кг)}$$

$$m_{\text{ад}}^{\text{ок}} = 86,42 + 32,2 = 118,62 \text{ (кг)}$$

1.1.5.3 Расчёт «горячей» системы наддува

Система наддува, которая и работает на газе, имеющая значительно высокую температуру (вследствие подвода к ней тепловой энергии), чем температура жидких компонентов, называется «горячей».

Баки горючего и окислителя наддуваются отобранным газом перед турбиной от основного газогенератора. Схема «горячей» системы наддува баков показана на рисунке 1.2.

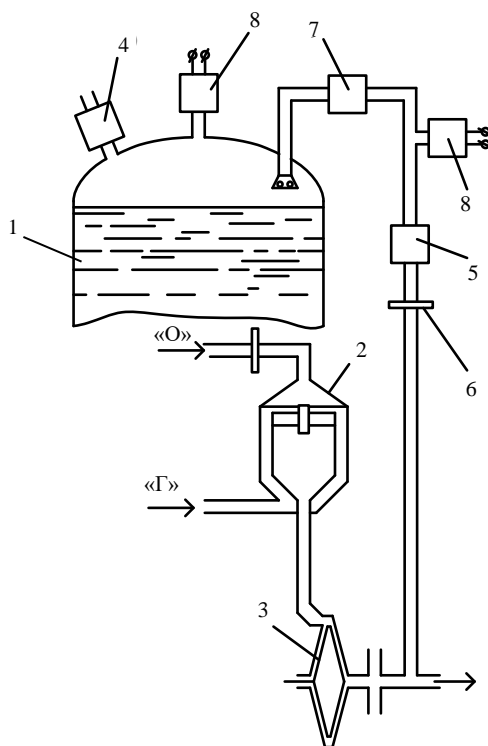


Рисунок 1.2 – Принципиальная схема «горячей» системы наддува.

- 1 – топливный бак; 2 – турбинный газогенератор; 3 – турбина; 4 – ДПК
 5 – обратный клапан; 6 – жиклер; 7 – пневмоклапан;
 8 – реле давления.

Для определения массы конструкции «горячей» системы наддува существует эмпирическая зависимость:

$$M_{к.т} = \frac{0,2}{0,3} \times m_{рт.т}, \quad (1.59)$$

где $m_{рт.т}$ – масса рабочего тела;

$$m_{рт.т} = \frac{P_{ном.т} \times V_{т}}{(R \times T)_{эф.т}}, \quad (1.60)$$

где $(R \times T)_{\text{эф.г}}$ – эффективная работоспособность, которая определяется по формуле:

$$(R \times T)_{\text{эф.г}} = g \times (0,1938 \times K_v + 7140), \quad (1.61)$$

$$K_{v.г} = \frac{V_{б.г}}{m_{тб.г}} \times P_{\text{НОМ.г}}, \quad (1.62)$$

$$K_{v.г} = \frac{24,935}{1091,8} \times 491978 = 11236$$

$$K_{v.ок} = \frac{9,319}{407,96} \times 299757 = 6847$$

$$(R \times T)_{\text{эф.г}} = 9,81 \times (0,1938 \times 11236 + 7140) = 91405 \text{ (Дж/кг)}$$

$$(R \times T)_{\text{эф.ок}} = 9,81 \times (0,1938 \times 6847 + 7140) = 83060 \text{ (Дж/кг)}$$

Подставляя значения в формулу для массы рабочего тела, получим:

$$m_{\text{рт.г}} = \frac{491978 \times 24,935}{91405} = 134,21 \text{ (кг)}$$

$$m_{\text{рт.ок}} = \frac{299757 \times 9,319}{83060} = 33,63 \text{ (кг)}$$

Найдём массы конструкции «горячей» системы наддува:

$$M_{\text{к.г}} = \frac{0,2}{0,3} \times 134,21 = 89,47 \text{ (кг)}$$

$$M_{\text{к.ок}} = \frac{0,2}{0,3} \times 33,63 = 22,42 \text{ (кг)}$$

Результаты расчётов масс «холодной» и «горячей» систем наддува показывают что, данные «холодной» системы имеют значительную массу и размеры. Поэтому в данной работе будет использоваться «горячая» систему наддува.

Вывод:

В зависимости от назначения, к ЖРД предъявляют различные требования по величине тяги, продолжительности и условиям работы. Это приводит к выбору применяемых способов подачи компонентов топлива и компоновочных схем ДУ.

В результате произведенного расчета по определению основных проектных параметров получены значения, указанные в таблице 1.2, а так же:

- установлены стандартные показатели применяемого топлива для работы ЖРД;
- определена схема выполнения подачи топлива;
- определены массово – энергетические и объемно – геометрические характеристики топливных баков;

Таблица 1.2 – Массовые и объемно–геометрические характеристики ТБ

Наименование параметра	Ед. изм.	Значение
Масса заправляемого топлива, m_T	кг	12395,2
Массовый расход топлива, \dot{m}_T	кг/с	15,493
Массовый расход горючего, $\dot{m}_Г$	кг/с	2,213
Массовый расход окислителя, $\dot{m}_{ок}$	кг/с	13,280
Объем горючего для обеспечения $I_{уд}, V_Г$	м ³	24,935
Объем окислителя для обеспечения $I_{уд}, V_{ок}$	м ³	9,319
Полный объем бака горючего, $V_{п.Г}$	м ³	27,295
Длина бака горючего, $L_Г$	м	3,465
Полный объем бака окислителя, $V_{п.ок}$	м ³	10,199

1.2 Расчёт на прочность баков

1.2.1 Обеспечение прочности конструкции

Современные ЛА представляют собой сложные конструкции, которые могут подвергаться разнообразным силовым и температурным воздействиям.

При создании конструкции отсеков и агрегатов необходимо найти такое конструктивно–технологическое решение, которое наиболее выгодно сочетает различные требования, а именно: минимума массы, технологичности, минимума стоимости и т.д.

Формы, размеры, покрытие, требования к упрочнению – должны соответствовать принятым для конструкции детали по стандарту.

1.2.2 Выбор материала

В разрабатываемой ПГС ДУ РБ применяются криогенные компоненты топлива, что накладывает ряд ограничений при выборе конструкционных материалов.

Во–первых, необходимо учитывать особенности влияния низкой температуры на механические свойства используемых материалов. Материалы, рекомендуемые к использованию при криогенных температурах, должны характеризоваться не только высокой удельной прочностью (жесткостью), но и пластичностью, сопротивлением хрупкому разрушению, низкой чувствительностью к концентрации напряжений при низких температурах.

Основными конструкционными материалами для криогенной техники являются аустенитные хромоникелевые сплавы I2X18Ni0T, 07X16N6, 03X20N16ЛГ6, алюминиевые сплавы АМг6, 1201, Д20, титановые сплавы АТ2, ВТ5–1кТ и ряд других.

Во–вторых, при низких температурах материал становится хрупким, в нем могут образовываться микротрещины. Если топливный бак подвергается многократному заполнению и сливу компонента топлива, то возможно накопление в конструкции остаточных деформаций и усилению трещинообразования, которое ведет к разрушению конструкции.

В–третьих, в оболочках топливных баков появляются значительные градиенты температуры и соответственно большие термические напряжения.

Таблица 1.3 – Механические свойства алюминиевого сплава АМгб

Марка материала	T, °К	σ_B , МПа	σ_T , МПа	E, ГПа	ρ , кг/м ³
Алюминиевый сплав АМгб	293	440	350	72	2,85
	77	550	400	77,8	
	20	650	460	78,8	

Учитывая вышеизложенное и в соответствии с механическими свойствами (табл. 1.3) для конструкции топливных баков выбран алюминиевый сплав АМгб, обладающий хорошей пластичностью, свариваемостью высокой коррозионной стойкостью.

При проведении расчёта на прочность топливного бака следует учесть, что температура кипения окислителя – 90,2°К и горючего соответственно – 20,4°К, пределы прочности выбранного сплава будут разные.

1.2.3 Расчет топливных баков на устойчивость

Проведём расчёт цилиндрической обечайки бака окислителя.

Исходные данные:

- плотность окислителя $\rho = 1140$ кг/м³;
- предел текучести $\sigma_T = 400$ (МПа);
- предел прочности $\sigma_B = 550$ (МПа);
- модуль упругости $E = 77,8$ (ГПа);
- коэффициент безопасности $f = 1,3$;
- продольная перегрузка $n_x = 3,146$;
- давление наддува бака $P_o = 1,47 \times 10^5$ (Па);
- радиус бака $R = 1,8$ (м);
- высота столба жидкости $H = 5,08$ (м);
- радиус днища бака $R_{дн} = 2,34$ (м);
- угол полураствора сферического днища $\varphi = 22^\circ$.

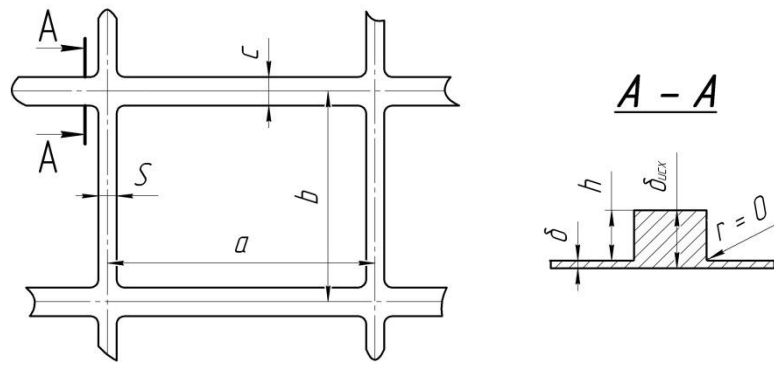


Рисунок 1.3 – Панель вафельной оболочки

Выберем продольно–поперечный силовой набор обечайки (рисунок 1.3).
В соответствии с этим основные геометрические параметры определяются:

- исходная толщина листа материала $\delta_{исх}$ (мм), примем $\delta_{исх} = 4,5$ (мм);
- высота обработанного ребра h (мм);
- толщина обработанного полотна δ (мм);
- радиус обработки полотна r (мм);
- ширина ребра стрингера обечайки S (мм);
- ширина ребра шпангоута обечайки c (мм);
- поперечный шаг между стрингерами обечайки a (мм);
- продольный шаг между шпангоутами обечайки b (мм).

Для продолжения расчета дополнительно введём ряд коэффициентов:

- коэффициент подкрепления оболочки $\phi = 0,6$;
- коэффициент устойчивости для кольцевой вафельной оболочки $k = 0,28$;
- коэффициент, определяющий способ изготовления оболочки (механический или химическое травление) $\beta = 0,6$;
- эффективность подкрепления $\psi = 7,59$;
- радиус обработки полотна (механическая обработка) $r = 0$;
- коэффициент, учитывающий способ изготовления оболочки $k_\phi = 0,16$;
- безразмерный коэффициент $k_l = 6$;

– соотношение подкрепления оболочки в продольном и поперечном направлениях 2.

Критическую силу (величину разрушающей нагрузки) $N_{\text{КРИТ}}$ определим по формуле:

$$N_{\text{КРИТ}} = 2\pi \times k \times E \times \delta^2 \times (1 + \beta \times \phi \times (\psi - 1)^2), \quad (1.63)$$

$$N_{\text{КРИТ}} = 2 \times 3,14 \times 0,28 \times 77,8 \times 10^9 \times 0,593^2 \times (1 + 0,6 \times 0,6 \times (7,58 - 1)^2) = 7,699 \times 10^{11}$$

где: $\phi = \sqrt{\phi_1 \times \phi_2}$ – коэффициент подкрепления оболочки.

Коэффициент подкрепления оболочки в продольном направлении ϕ_1 рассчитаем по формуле:

$$\phi_1 = \frac{2\pi \times S}{a} = \frac{2 \times 3,14 \times 5,531}{81,918} = 0,424 \quad (1.64)$$

Коэффициент подкрепления оболочки в поперечном направлении ϕ_2 рассчитаем по формуле:

$$\phi_2 = \frac{2\pi \times c}{b} = \frac{2 \times 3,14 \times 8,85}{65,534} = 0,849 \quad (1.65)$$

Эффективность подкрепления ψ рассчитаем по формуле:

$$\psi = \frac{\delta_{\text{ИСХ}}}{\delta}; \quad (1.66)$$

$$\psi = \frac{4,5}{0,593} = 7,58$$

Толщина обработанного полотна определится δ :

$$\delta = \sqrt{\frac{|N_{\text{КРИТ}}|}{2\pi \times k \times E \times (1 + \beta(\psi - 1)^2)}} \quad (\text{мм}) \quad (1.67)$$

$$\delta = \sqrt{\frac{|7,699 \times 10^{11}|}{2 \times 3,14 \times 0,28 \times 77,8 \times 10^9 \times (1 + 0,6 \times (7,58 - 1)^2)}} = 0,593$$

Глубину обработки полотна h найдём по формуле:

$$h = \delta_{\text{ИСХ}} - \delta; \quad (1.68)$$

$$h = 4,5 - 0,593 = 3,907 \quad (\text{мм})$$

Поперечный шаг между стрингерами обечайки a вычислим согласно формуле:

$$a = \frac{1}{1 - \frac{\phi_1}{2\pi}} \times \left(2r + 2,5\delta \times \sqrt{\frac{k_1 \times R \times \delta_1}{\frac{|N_{\text{КРИТ}}|}{E}}} \right) \quad (1.69)$$

$$a = \frac{1}{1 - \frac{0,424}{2 \times 3,14}} \times \left(2 \times 0 + 2,5 \times 0,593 \times \sqrt{\frac{6 \times 1,8 \times 1,005}{\frac{|7,699 \times 10^{11}|}{77,8 \times 10^9}}} \right) = 81,918 \quad (\text{мм})$$

Продольный шаг между шпангоутами обечайки b можно рассчитать по формуле:

$$b = 0,8 \times a, \quad (1.70)$$

$$b = 0,8 \times 81,918 = 65,534 \quad (\text{мм});$$

Ширину ребра стрингера обечайки рассчитаем по формуле:

$$S = \frac{\phi_1 \times a}{2\pi}, \quad (1.71)$$

$$S = \frac{0,424 \times 81,918}{2 \times 3,14} = 5,531 \text{ (мм)};$$

А ширину ребра шпангоута обечайки по формуле:

$$c = \frac{\phi_2 \times b}{2\pi} = \frac{0,849 \times 65,534}{2 \times 3,14} = 8,85 \text{ (мм)} \quad (1.72)$$

На данном этапе мы определили геометрические размеры силового набора вафельной обечайки топливного бака окислителя.

Для оценки массового совершенства вафельной оболочки, по сравнению с гладкой, применяют эквивалентную толщину условной гладкой оболочки $\delta_{\text{ЭКВ}}$, которая получается при равномерном «размазывании» рёбер по поверхности стенки. При заданном значении критической силы требуемую $\delta_{\text{ЭКВ}}$ можно получить следующим образом:

$$\delta_{\text{ЭКВ}} = k_{\phi} \times \sqrt{\frac{|N_{\text{КРИТ}}|}{2\pi \times k \times E \times \psi}}, \quad (1.73)$$

где: $k_{\phi} = 1,48$, если имеет место механическая обработка листа материала.

$$\delta_{\text{ЭКВ}} = 1,48 \times \sqrt{\frac{|7,699 \times 10^{11}|}{2 \times 3,14 \times 0,28 \times 77,8 \times 10^9 \times 7,58}} = 1,274 \text{ (мм)}$$

От действия критической силы возникают действительные напряжения в рассматриваемом сечении. В данном случае должно выполняться условие $\sigma \leq \sigma_T$. Действительные напряжения рассчитаем по формуле:

$$\sigma = \frac{N_{\text{КРИТ}}}{2\pi \times R \times \delta_{1\text{ЭКВ}}}, \quad (1.74)$$

где: $\delta_{1\text{ЭКВ}}$ определится, как $0,85 \cdot \delta_{\text{ЭКВ}}$

$$\delta_{1\text{ЭКВ}} = 0,85 \cdot 1,274 = 1,083 \text{ (мм)};$$

Подставив значения в формулу расчёта действительного напряжения имеем:

$$\sigma = \frac{7,699 \times 10^{11}}{2 \times 3,14 \times 2,725 \times 1,083} = 4,152 \times 10^7 \text{ (Па)}$$

$$4,152 \times 10^7 \text{ (Па)} \leq \sigma_T = 4 \times 10^8 \text{ (Па)}$$

Условие выполняется.

По результатам расчётов на устойчивость следует, что сделан правильный выбор конструкционного материала – алюминиевый сплав АМгб.

1.2.4 Расчёт топливных баков на прочность

При работе на прочность под действием внутреннего давления подкреплённый силовой набор эффективно участвует в работе всей конструкции. Дальнейший расчёт на прочность проведём для условно гладкой оболочки топливного бака эквивалентной толщины, для чего введём ряд коэффициентов:

- для оболочек изготовленных механическим фрезерованием $r = 0,89$;
- если оболочка работает в области упругости с условием $\sigma \leq \sigma_T$ коэффициент $\lambda = 0,8$.

Определим эквивалентные толщины $\delta_{1\text{ЭКВ}}$ и $\delta_{2\text{ЭКВ}}$ по формулам:

$$\delta_{1\text{ЭКВ}} = \delta + \lambda \times \frac{S \times h + 0,43 \times r^2}{a} \quad (1.75)$$

$$\delta_{2\text{ЭКВ}} = \delta + \lambda \times \frac{c \times h + 0,43 \times r^2}{b}; \quad (1.76)$$

Подставляя значения в формулы имеем:

$$\delta_{1ЭКВ} = 0,593 + 0,8 \times \frac{5,531 \times 3,907 + 0,43 \times 0,89^2}{81,918} = 0,807 \text{ (мм)};$$

$$\delta_{2ЭКВ} = 0,593 + 0,8 \times \frac{8,85 \times 3,907 + 0,43 \times 0,89^2}{65,534} = 1,019 \text{ (мм)};$$

Давление в баке $P_{БАК}$ рассчитывается по формуле:

$$P_{БАК} = P_0 + \rho \times g \times H \times n_X \quad (1.77)$$

$$P_{БАК} = 1,47 \times 10^5 + 1140 \times 9,81 \times 5,08 \times 3,146 = 3,257 \times 10^5 \text{ (Па)};$$

Меридиональные напряжения σ_1 должны соответствовать условию ($\sigma_1 \leq \sigma_T$) и рассчитываются по формуле:

$$\sigma_1 = \frac{P_{БАК} \times R}{\delta_{1ЭКВ}} = \frac{3,257 \times 10^5 \times 1,8}{0,807} = 9,441 \times 10^5 \leq \sigma_{\delta} = 4 \cdot 10^8 \text{ (Па)}; \quad (1.78)$$

Кольцевые напряжения σ_2 должны соответствовать условию ($\sigma_2 \leq \sigma_T$) и рассчитываются по формуле:

$$\sigma_2 = \frac{P_{БАК} \times R}{\delta_{2ЭКВ}} = \frac{3,257 \times 10^5 \times 1,8}{1,019} = 7,476 \times 10^5 \text{ (Па)}; \quad (1.79)$$

$7,476 \times 10^5 \leq \sigma_{\delta} = 4 \times 10^8 \text{ (Па)}$ – условие выполняется.

По результатам расчётов можно сделать вывод, что выбранный материал – алюминиевый сплав АМгб удовлетворяет условиям прочности и способен работать при криогенной температуре, а так же отвечает всем прочностным требованиям без потери своих механических свойств.

Вывод:

В результате расчёта на прочность по определённым исходным данным, была рассчитана обечайка топливных баков с продольно–силовым подкрепляющим набором и гладкие днища баков.

Выбранный материал имеет хорошие прочностные характеристики, способен работать при криогенных температурах и имеет невысокую плотность по сравнению со сталями и титановыми сплавами (которые также применяются в конструкции ЛА), что способствует снижению общей массы разрабатываемой ПГС ДУ РБ.

1.3 Описание конструкции

Пневмогидравлическая система – совокупность пневмогидравлических устройств РД, состоящих из пневмогидравлической системы одного или нескольких жидкостных ракетных двигателей, топливных баков, расходных магистралей, вспомогательных устройств и систем.

Состав системы во многом зависит от назначения двигателя, от типа применяемого ЖРД. Жидкостные ракетные двигатели, предназначенные для установки на ракетноноситель, обеспечивают разгон и стабилизацию на активном участке полета.

Комплектации двигателей для КА могут во многом различаться друг от друга. От того, служит ли двигательная установка для обеспечения маневрирования в космическом пространстве или только для стабилизации и ориентации, полностью меняется не только структурная схема двигателя, но и конструкция его агрегатов, а также режимы его работы.

ПГС ЖРДУ РН и КА, в общем случае, можно разделить по функциональному назначению на следующие системы:

- топливную систему;
- систему заправки;
- систему наддува;
- систему ограничения давления;

- систему управления состоянием топлива;
- вспомогательные системы.

1.3.1 Пневмогидравлическая система двигательной установки

Проектируемый двигатель выполняется по схеме дожигания генераторного газа после турбины и включает в себя следующие агрегаты и системы:

- камера сгорания;
- турбонасосный агрегат высокого давления;
- бустерный насосный агрегат горючего (БНАГ);
- бустерный насосный агрегат окислителя (БНАО);
- пневмоклапаны управления запуском и выключением;
- регулятор с электроприводом;
- исполнительный элемент системы управления величиной тяги;
- запальные устройства камер сгорания;
- система продувки;
- датчики системы аварийной защиты;
- система обеспечения запуском.

Двигатель содержит камеру сгорания (КС), ТНА высокого давления, бустерный насосный агрегат горючего БНАГ, бустерный насосный агрегат окислителя БНАО.

Турбонасосный агрегат изготовлен по принципу одноблочной конструкции, включающую в себя двухступенчатый центробежный насос горючего, основной центробежный насос окислителя, дополнительный центробежный насос окислителя и двухступенчатую турбину.

Основной насос окислителя сконструирован с двухсторонним входом. Вход основного насоса окислителя соединен с выходом бустерного насоса БНАО. Выход основного насоса окислителя соединен со смесительной головкой камеры КС через пускоотсечной клапан (поз. 25).

Дополнительный насос окислителя изготовлен с односторонним входом, который соединяется со входом основного насоса с помощью перепускных ка-

налов, выполненных в корпусах насосов. Выход дополнительного насоса соединен с газогенератором через электропневмоклапан и регулятор тяги (поз.23).

Вход гидротурбины соединен с отводящим трубопроводом дополнительного насоса. Выход гидротурбины соединен с подводящим трубопроводом основного насоса.

Центробежный НГ выполнен двухступенчатым. Вход насоса горючего соединен с выходом БНАГ. Выход насоса соединен с газогенератором ГГ через редуктор давления (поз.24) и пускоотсечной клапан (поз. 47), а также с рубашкой охлаждения КС через электропневмоклапан (поз. 48).

Бустерный насос горючего БНАГ – также соединен с рубашкой охлаждения.

Для воспламенения компонентов топлива в КС и ГГ предназначены запальные устройства (поз. 37 и 43) соответственно. Запальные устройства снабжены двумя электрическими свечами зажигания.

Выход газогенератора соединен со входом турбины (поз. 45) ТНА высокого давления. Выход турбины соединен со смесительной головкой камеры сгорания.

Газообразный водород для наддува бака горючего, питания рулевых машин и турбогенераторной системы электроснабжения отбирается после охлаждения камеры сгорания через трубопровод с редуктором давления (поз. 26) и расходным дросселем (поз.49).

В систему управления входят: пневмоклапаны, баллоны со сжатым гелием и электропневмоклапаны. Пневмоклапаны – исполнительные агрегаты управления запуском и остановом двигателя. Они приводятся в действие гелием от баллонов высокого давления.

Регулирование тяги двигателя осуществляется регулятором (поз. 23), установленным в магистрали окислителя генератора. Регулирование соотношения компонентов осуществляется электродросселем (поз. 50), установленным в магистрали окислителя камеры.

Обеспечение нормированного соотношения компонентов рабочих продуктов в камере при запуске осуществляется пусковым дросселем (поз. 24).

1.3.2 Работа двигателя

Жидкий кислород из бака поступает в БНАО. С выхода бустерного насоса окислителя кислород подается на вход основного насоса НОО, откуда по перепускным каналам кислород поступает также на вход дополнительного насоса НОД.

После основного насоса кислород поступает по отводящему трубопроводу с клапаном (поз. 25) в смесительную головку камеры сгорания КС (поз. 38). После дополнительного насоса кислород так же подается по отводящему трубопроводу с регулятором РТ (поз. 23) и ЭПН в смесительную головку газогенератора. Установленный в этой магистрали регулятор РТ обеспечивает регулирование тяги двигателя.

Далее на гидротурбину БНАО (поз. 21) подается кислород, отбираемый с выхода дополнительного насоса НОД. После гидротурбины кислород поступает в трубопровод, соединенный с выходом бустерного насоса окислителя, и далее по этому трубопроводу – на вход основного насоса окислителя.

Жидкий водород из бака поступает в бустерный насос горючего (поз. 22), с выхода которого водород подводится на вход ТНА высокого давления. После насоса водород подается по отводящему трубопроводу с клапаном (поз. 47) в газогенератор. Часть жидкого водорода по отводящему трубопроводу поступает в рубашку охлаждения камеры сгорания КС, в котором газифицируется и подается на двухступенчатую газовую турбину бустерного насоса горючего.

Часть газифицированного водорода отбирается из рубашки охлаждения КС и через расходный дроссель (поз.26) поступает на наддув бака горючего, а также для питания рулевых машин.

После турбины ТНА горючее по трубопроводу поступает в полость охлаждения переднего днища смесительной головки камеры сгорания.

Часть поступившего в газогенератор жидкого водорода расходуется на охлаждение цилиндра газогенератора ГГ. Большая часть жидкого водорода через смесительную головку подается в огневую камеру однозонного газогенератора, где смешивается с кислородом и частично сгорает.

Вывод:

В этом разделе описана пневмогидравлическая схема двигательной установки КВРБ, а так же рассмотрены устройства топливных баков окислителя и горючего с выбором оптимального устройства отбора топлива для надёжной работы двигателя в условиях невесомости.

2 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

2.1 Технологичность конструкции

Технологичность конструкции – это совокупность её свойств, которые проявляются в реализации оптимальных затрат труда, средств, материалов и времени при технической подготовке производства и эксплуатации ЛА. Технологичность конструкции имеет несколько аспектов, которые характеризуют различные этапы работы:

- производственная технологичность, определяется условиями изготовления;
- эксплуатационная технологичность, определяется условиями хранения, транспортировки, выполнения технического обслуживания в процессе подготовки к запуску.

Поскольку условия производства и эксплуатации изменяются со временем, то технологическая рациональность конструкции рассматривается применительно к конкретным условиям.

2.2 Конструкция топливного бака

Характерной особенностью баков как отсеков ЛА является наличие избыточного внутреннего давления, что обуславливает их геометрическую форму в виде тела вращения с днищами выпуклой формы.

Геометрические параметры бака контролируют в соответствии с требованиями конструкторской документации.

Баки разгонного блока – это отсеки, к которым предъявляют исключительно высокие требования по чистоте внутренних поверхностей (как по наличию посторонних частиц, так и жировых включений), что обусловлено получением необходимой чистоты компонента и надежности работы двигателя.

Для анализа технологичности конструкции и разработки технологического процесса на сборку–сварку выбирается бак окислителя РБ.

Конструктивно герметичные корпуса баков представляют собой тонкостенные оболочки, как правило, подкреплённые промежуточным силовым набором, с усиленными торцевыми или стыковочными шпангоутами.

Детали, входящие в состав герметичных корпусов, изготавливают из холодноштампованных листовых и профильных заготовок, материал которых отличается высокой плотностью и малой газовой проницаемостью. Соединение деталей друг с другом производится с помощью прочноплотных сварных соединений, что обеспечивает минимальное увеличение массы конструкции.

Бак состоит из верхнего и нижнего днищ, обечайки и внутрибаковых устройств. Наиболее нагруженным является нижнее днище бака, на которое действует внутреннее давление газов наддува и столба жидкости, и менее нагруженным – верхнее днище, воспринимающее воздействие только газов наддува, хотя и имеющих повышенную температуру.

Габариты днища, как правило, исключают его изготовление (штамповку) из цельного листа. Поэтому днища обычно изготавливают из нескольких отдельно отштампованных, а затем сваренных лепестков. Конструкция днища включает оболочку, фланцы различного назначения и узел соединения днища с обечайкой.

Применение шпангоута как элемента сочленения днища с обечайкой бака характерно для днищ в виде сферического сегмента, которые приваривают к обечайкам бака встык. Шпангоуты днищ под действием внутреннего давления работают на сжатие. Их наличие усложняет конструкцию бака и его стыковку с хвостовым, межбаковым или переходным отсеком.

Обечайка – часть оболочки бака. На конструкцию обечайки влияют величина и характер действующих нагрузок, характеристики конструкционного материала, технология изготовления и испытаний баков.

2.3 Технологический процесс создания топливного бака

2.3.1 Выбор материалов для сварки

Конструкция будет считаться оптимальной, если при сборке будет расходоваться минимум материалов и минимум затрат на трудоемкость. Если при из-

готовлении выполняет все необходимые испытания на прочность, выносливость, устойчивость, а также она обеспечивает самое примитивное, скоростное и экономичное в изготовлении, то такая конструкция считается технологичной.

Выбранный мной материал алюминиевый сплав АМг6. Он отлично справляется со своей задачей – он отвечает всем вышеперечисленным критериям, также легко поддается сварке, достаточно пластичный. Сплав сможет также сохранить и улучшить минимальные весовые характеристики.

Характеристики сплава АМг6 представлен в таблице 2.1

Таблица 2.1 – Механические свойства сплава АМг6 1.92073–82

Марка материала	Предел прочности, кг/мм ²	Предел текучести, кг/мм ²	Относительное удлинение, %	Относительное сужение, %	Ударная вязкость, кгм/см ²	Удельный вес, г/см ³	Коэффициент линейного расширения, 1/°С	Теплоёмкость, ккал/кг°С
АМг6	34–35	18–22	15–11	18–28	3,0–4,0	2,65	–	–

Для ручной сварки будем использовать следующие оснастку и приспособления:

1) Сварочная проволока – СвАМг–61, так как она самая подходящая для выбранного мною сплава по химическому составу и свойствам. Характеристики проволоки приведены в таблице 2.2

Таблица 2.2 – Механические свойства проволоки Св–АМг61

δ_b (МПа/мм ²)	δ_T (МПа/мм ²)	$\delta, \%$
34 – 35	18 – 22	11 – 15

2) Инертный газ необходим для лучшей защиты шва. Для лучшей защиты шва при работе со сплавом подходит аргон. Он обеспечивает все необходимые условия защиты, а так же уменьшает расход газа, так как аргон тяжелее воздуха.

3) При выборе электрода я остановилась на неплавящимся ЭВЧ (ГОСТ 23949–80). Такие электроды обеспечивают прекрасную устойчивость дуги при сварке на любом токе.

2.3.2 Процесс изготовления топливного бака с временными затратами

Пользуясь учебным пособием академика Патона, рассмотрю сколько затрат по времени уйдет на изготовление топливного цилиндрического бака объемом 27,295 м³.

Вид операций и временные затраты по ним приведены в таблице 2.3

Таблица 2.3 – Технологический процесс изготовления топливного бака

№	Вид операции	Временные затраты, час.
1	Подготовительные операции: очистка, правка, разметка, резка, гибка	10–15
2	Установка на сварочном стенде заготовок обечайки	1–2
3	Сварка продольных швов обечайки	0,39
4	Зачистка сварного шва	2
5	Установка нижнего днища на сварочную установку	1–2
6	Установка обечайки	
7	Прихватка обечайки и нижнего днища ручной сваркой	0,6
8	Сварка кольцевого шва обечайки вместе с днищем	0,4
9	Визуальный контроль	Визуально 1–2
10	Установка шпангоута верхнего днища на обечайку	1–2
11	Торцовка припусков	4
12	Ручная сварка обечайки шпангоута и верхнего днища	0,6
13	Автоматическая сварка кольцевых швов	0,39
14	Визуальный контроль	Визуально 1–2
15	Отсоединение корпуса ТБ от сварочной установки	1–2
16	Контрольная зачистка швов	3
17	Очистка, визуальный контроль качества	3
18	Рентгеноконтроль	4
19	Сушка	5

№	Вид операций	Временные затраты, час.
20	Испытание на герметичность	6–8
21	Взвешивание	4
22	Проведение замеров	3
23	Оформление документации	–

Расчеты затрат времени на сварку:

– сварка продольных швов обечайки:

Длина свариваемого шва составляет 3,465 метров. Стенд сборки–сварки сваривает со скоростью 8–10 метров в час (лист 6 графического материала). Рассчитаю время сварки взял усредненное значение – 9 м/час.

$$T_{ш.авт} = 3,465 / 9 = 0,39 \text{ ч.} \quad (2.1)$$

– ручная сварка кольцевого шва:

Диаметр бака составляет 3,600 метров. В среднем время ручной сварки неплавящимся ЭВЧ составляет 6 метров в час. Отсюда найду время ручной сварки:

$$t_{ш.руч.кольц} = 3,600 / 6 = 0,6 \text{ ч.} \quad (2.2)$$

– автоматическая сварка кольцевого шва:

Диаметр бака составляет 3,600 метров. Стенд сборки–сварки сваривает со скоростью 8–10 метров в час (лист 6 графического материала).

$$t_{ш.авт.кольц} = 3,600 / 9 = 0,4 \text{ ч.} \quad (2.3)$$

2.4 Технологический процесс нанесения теплоизоляционного покрытия на поверхность топливного бака

2.4.1 Выбор материала

Внешние поверхности криогенного топливного бака должны быть защищены от теплового воздействия высокотемпературных продуктов сгорания топлива, повышенных температур окружающей среды специальными теплоизоляционными и теплозащитными покрытиями.

Самыми распространенными являются пластики, армированные стеклянными, углеродными, органическими, и другими волокнами.

Текстолиты – слоистые пластики на основе ткани, пропитанной термореактивной синтетической смолой. Отличаются высокими прочностными свойствами, мало зависящими от температуры. Различают: стеклотекстолиты, асботекстолиты и органотекстолиты.

Асботекстолит изготавливают на основе асбестовых тканей, содержащих до 10÷15% примеси хлопка. При невысоких механических и диэлектрических свойствах асботекстолиты отличаются высокими фрикционными свойствами и теплостойкостью: некоторые из них могут длительно работать до 200°C, ограничено – до 250÷500°C.

Пенополиуретан (ППУ) наиболее распространенный и технологичный в получении вид пенопласта. В этих материалах сочетаются свойственные полимерам прочность, и другие свойства с малой плотностью, высокими тепло-, электро- и звукоизоляционными характеристиками.

Теплоизоляционное покрытие ППУ предназначено для защиты поверхностей, работающих при температурах от -253°C до +300°C.

2.4.2 Разработка технологического процесса

Разработка технологического процесса происходит в несколько этапов. Переходы от одного процесса к другому, а также приспособления и время выдержки приведены в таблице 2.4

Таблица 2.4 – Технологический процесс нанесения теплоизоляции

№.	Содержание перехода	Особые указания
1	Установить бак на технологическую форму	Мостовой кран
2	Металлический корпус закрепить прижимными болтами	Ручка крепёжная
3	Подготовить поверхность	
3.1	Обезжирить поверхности	Вручную, нефрасом
3.2	Протереть поверхность	Вручную
3.3	Нанести на поверхность клей	Вручную, кисть, Клей «Эластасил»
3.3	Выдержать до полного высыхания клея	Выдержать не менее 24 часов
3.4	Контроль толщины клеевой поверхности	
4	Испытание резинового мешка на герметичность	Давление не менее $0,198 \times 10^4$ Па
5	Нанесение ТЗП	
5.1	Панели из волокнистого теплоизоляционного материала нарезать по шаблону	фрезерный станок
5.2	Нарезанные панели отшлифовать по контуру	Шлифовальный круг
5.3	Нарезанные панели очистить от пыли и обезжирить	Вручную, ветошь, спирт этиловый
5.4	Нанести на поверхность клей	Кистью, клей «Эластасил»
5.5	Выдержать до полного высыхания клея	Выдержать не менее 24 часов
6	Выкладка на корпус ТБ подготовленных панелей	Вручную
7	Установить кожух на гидроклав	Мостовой кран
9	Стянуть кожух болтами	Ключ гаечный
10	Подать теплоноситель	Выдержать 75 мин.
11	Отключить подачу теплоносителя	

№	Содержание перехода	Приспособление (код, наименование)
11	Отключить подачу теплоносителя	
12	Отвернуть болты кожуха	Не ранее 30 мин. после отключения подачи теплоносителя
13	Снять кожух с гидроклава	Мостовой кран
14	Провести внешний осмотр	Визуально
15	Провести контроль качества нанесения ТЗП	

2.5 Назначение и конструкция стенда для сварки бака

Стенд предназначен для автоматической дуговой сварки поперечных кольцевых швов в вертикальной плоскости и торцовки обшивок, обечаек и шпангоутов (чертеж «Стенд сборки–сварки цилиндрического бака»).

На стенде свариваются стыковые и тавровые соединения из различных сплавов. Сварка осуществляется импульсной дугой и неплавящимся электродом в среде защитных газов (аргон).

Установка опирается на две опоры и состоит из привода, передней бабки, патрона, основания, задней бабки и штурвала. На стенде установлен сварочный автомат АРК–2, на консоли, которого размещена сварочная головка (5). На планшайбе передней бабки (3) установлена корзина, в которую закрепляется сферическая оболочка днища. К правому торцу корзины крепится сменная плита (9), на которой имеются стыковочные отверстия для крепления днища.

Такая же корзина и плиты установлены на планшайбе задней бабки. На основании установлена шлифовальная головка (11). При необходимости возможны шлифование и торцовка плоскостей торцевых шпангоутов, обечайки и днищ.

Вращение производится приводом (1), который позволяет бесступенчато регулировать скорость сварки. Сварочная головка, установленная на консоли

автомата АРК–2, может перемещаться вдоль всей длины станда, а также вверх и вниз.

Автомат АРК–2 имеет источник питания, пульт управления и баллоны с системой регулировки подачи защитного газа (аргона).

На станде производится торцовка резцом деталей круглой формы, шлифовальным кругом деталей сложной формы и разомкнутых деталей.

Задняя бабка перемещается вдоль станда и закрепляется на разном расстоянии от передней бабки.

Поджим свариваемых кромок осуществляется винтовым прижимом задней бабки.

На станде предусмотрена площадка на передней бабке и передвижная стремянка для рабочего (2). Стенд изготовлен с использованием модернизированного станка.

Вывод:

В данном разделе выпускной квалификационной работы рассмотрена технологичность конструкции ТБ с оптимальным подбором конструкционных материалов. Отработан вопрос по изготовлению топливного бака с рациональным применением оборудования и разработан технологический процесс изготовления ТБ с нанесением ТЗП.

3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ. СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ В ПОЛЕТЕ

3.1 Разработка систем обеспечения теплового режима КРТ в баке ЛА

На стартовом комплексе одна из самых главных функций теплоизоляции баков КРТ – сохранение рабочих компонентов в космическом пространстве в течение 8–9 суток без различных дополнительных средств для поддержания теплового режима. Чтобы наверняка обеспечить необходимую температуру топлива используются активные средства термостатирования.

К активным средствам охлаждения относят: холодильную машину, термодинамический дренаж и сублимационный охладитель.

3.2 Тепловая изоляция баков с криогенными компонентами топлива на основе многослойных структур

На сегодняшний день самая эффективная теплоизоляция – экранно–вакуумная, поэтому она широко используется в криогенной и космической технике, так как она отлично подходит для сохранения необходимой температуры в космическом пространстве.

Пакет ЭВТИ состоит из радиационных экранов, которые разделены прокладками с низким коэффициентом теплопроводности.

Такой теплоизоляционный пакет представляет собой однородное тело, в котором тепло передается сразу тремя способами:

- излучением;
- теплопроводностью;
- посредством молекул остаточного газа между экранами.

ЭВТИ для крупных баков имеет весомые преимущества по сравнению с теплоизоляциями другого типа, хотя к технологии ее изготовления предъявляются более высокие требования. При изготовлении ЭВТИ следует учесть конфигурацию изделия. Этот факт поможет нам обеспечить минимальные зазоры между теплоизоляцией и поверхностью.

Изготовление пакета экранно-вакуумной теплоизоляции состоит из таких операций как: перфорация пленки, дублирование пленки с прокладкой, сварка пленки, раскрой, изготовление ЭВТИ в виде матов и панелей.

Элементы теплоизоляции чередуются между собой и собираются в панели, которые крепятся между собой с помощью кнопок. Сборка ЭВТИ по технологии РКК «Энергия» происходит в данном порядке:

Сперва кладут заготовку пленки толщиной 20 мкм, затем – 8 слоев прокладочного материала, чередуется с 7 слоями пленки толщиной 5 мкм. Далее кладут слой пленки толщиной 12 мкм, после – еще 8 слоев прокладочного материала, чередуя с семью слоями пленки толщиной 5 мкм, и слой пленки толщиной 12 мкм. Затем кладут заданное количество слоев пленки толщиной 5 мкм, чередуя с прокладочным материалом. Покрывают панель заготовкой пленки толщиной 20 мкм, данный слой также является защитным.

После укладки панели обрезают по контуру до нужных размеров и закрепляют технологическими скрепками.

Для того, чтобы понять какая ЭВТИ нам необходима для теплоизоляции баков с топливом нужно знать ее теплофизические и механические характеристики.

Для подбора ЭВТИ, которая бы подошла всем требованиям, а именно обладала возможностью сохранения массовых характеристик КРТ, его теплофизических свойств, я исследовала три образца теплоизоляции: ЭВТИ–2П, ЭВТИ–2ПЛ, ЭВТИ–2РЛ.

Ниже приведен состав марок выбранных ЭВТИ:

ЭВТИ–2П – металлизированная с двух сторон пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из стекловолокнистого холста, сформированного на металлической сетке. Два внешних экрана пакета – пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, сформированная на металлической сетке;

ЭВТИ–2ПЛ – металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана пакета – пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, сформированная на металлической сетке;

ЭВТИ–2РЛ – разборная изоляция, металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана из металлизированной пленки толщиной 20 км, сформированной на металлической сетке.

Проведя анализ, я выяснила, что самыми подходящими теплоизоляциями, удовлетворяющими обоснованным требованиям, являются теплоизоляции марок ЭВТИ–2ПЛ и ЭВТИ–2РЛ.

При увеличении толщины слоев возрастает количество радиационных экранов, поэтому снижается радиационная составляющая теплового потока, но при этом увеличиваются масса твердого тела, площадь контактов и количество экранов, что приводит к росту теплового потока к местам контактов.

В таблице 3.1 приведена масса и эффективный коэффициент теплопроводности $\lambda_{эф}$ пакета из двадцати слоев экранно–вакуумной теплоизоляции различных марок при плотности укладки 20 экр./см.

Таблица 3.1 – Результаты исследований экранно–вакуумной теплоизоляции

Марка изоляции	Удельная масса, г/м ²	$\lambda_{эф}$, Вт/(м×К)
ЭВТИ–2П	411,2	$3,6 \times 10^{-5}$
ЭВТИ–2ПЛ	388,4	$3,6 \times 10^{-5}$
ЭВТИ–2РЛ	395,6	$3,6 \times 10^{-5}$

Вывод:

В данном разделе были рассмотрены различные способы термостатирования баков с криогенными ракетными топливами в полёте и, очевидно, что для проектируемой ПГС для термостатирования баков возможно применить экранно–вакуумную теплоизоляцию марок ЭВТИ–2ПЛ или ЭВТИ–2РЛ, так как дли-

тельного хранения КРТ в условиях космического пространства, в данном случае, не предполагается.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

4.1 Общие сведения о криогенных ракетных топливах

В настоящее время в космической промышленности не обойтись без криогенных продуктов. Работа с такими веществами сопровождается возникновением опасных и вредных производственных факторов.

Согласно статье Шелищ П.Б. «Безопасность при работе с водородом» криогенными продуктами называют вещества или их смесь, которые находятся при криогенных температурах (ниже 120°K).

Основными опасными и вредными факторами являются:

- особо низкая температура криогенных продуктов;
- неконтролируемое повышение давления как газообразных и жидких криогенных компонентов при их хранении и транспортировании.

Воздействие на организм опасных и вредных факторов может вызвать:

- ожог при попадании криогенных продуктов на открытые участки кожи и глаз, контакты с предметами, которые находятся при криогенных температурах, при попадании паров криогенных продуктов в легкие;
- обморожение при контакте участков тела с криогенными продуктами;
- утечки в результате наличия дефектов оборудования из-за разных термических деформаций детали;
- взрывное разрушение причиной которого является повышения давления при вскипании или испарении криогенных жидкостей в замкнутых сосудах;
- конденсация воздуха на неизолированных поверхностях криогенного оборудования: жидкий криогент накапливается на поверхности оборудования и стекает, испаряется, контактируя с различными материалами и веществами. При этом могут возникать все виды указанных выше опасностей.

4.2 Основные виды опасности при работе с водородом

Самое опасное явление – неконтролируемое воспламенение водорода при контакте с окислителем (в нашем случае жидким кислородом) и источником воспламенения. В роли источника возгорания может оказаться: открытый огонь, трение, электростатические разряды, нагревание поверхностей, в том числе незначительные, которые могут не восприниматься органами чувств человека, и т.д.

В учебном пособии В.Н. Белоусова «Топливо и теория горения» говорится о горении водорода. Из-за его особых свойств, при дневном свете или же мощном искусственном освещении практически не видим для человека, так как основная часть излучения находится в ультрафиолетовой части спектра, и поэтому может привести к ожогам похожим на солнечные.

4.3 Основные способы обеспечения безопасности при обращении с водородом

Пользуясь учебным пособием Радченко Р.В. «Водород в энергетике» выделим особо важные условия безопасности, которые обеспечивают снижение риска аварии и смягчение ее последствий:

Первое условие – минимизация объёмов водорода, окислителей, технологического и другого оборудования, количество человек присутствующих в системе и участвующих в технологическом.

Второе условие – минимизация воздействия основных вредных факторов возможных аварий: пламени; взрывной волны.

Третье условие – полная изоляция водорода от окислителя и источников возгорания.

С высокой точностью именно на это должны быть нацелены основные меры безопасности, которые важно планировать до мелочей, осуществлять и вести строгий контроль на всех стадиях работы водородных устройств.

4.4 Общие требования по безопасности при использовании водорода

Одно из требований – это изолирование опасного контактирования устройств и систем, предназначенных для производства, хранения, транспорти-

ровки и использования водорода, с продуктами окислителя и легко воспламеняющихся веществ, искроопасного оборудования.

Ссылаясь на учебное пособие академии имени Плехонова Г.В. «Безопасность жизнедеятельности» при создании, изготовлении, хранении, водородных устройств и систем главным условием является безопасность, а именно: обеспечение герметичности для исключения возможности утечки водорода или попадания окислителей в их внутренние полости, где присутствует водород.

Утечка водорода в помещениях безвентиляционных замкнутых пространствах с легкостью может привести к возгоранию газообразных смесей. Поэтому, такое помещение обязательно должно быть оборудовано детекторами обнаружения водорода.

Обычно водород утилизируют при помощи выброса в атмосферу через вентиляционное отверстие или же сжигание в факельной системе. Точка выброса водорода из вентиляционной системы должна находиться строго над самой высокой точкой окружения и вдалеке от линий электропередачи.

Вентиляционная система обязательно должна быть оборудована различными устройствами для тушения пожаров, а также для продувки находящегося в ней воздуха или водорода.

4.5 Системы защиты

Одним из главных условий защиты при работе с жидким водородом являются надежные и эффективные защитные системы.

Согласно учебному пособию для ВУЗов А.В. Фролова «Безопасность жизнедеятельности. Охрана труда» предохранительные устройства служат для того, чтобы предотвратить неконтролируемый выход некоторых технологических параметров за нормированные значения. Конструкция, исполнение и размещение предохранительных устройств обязаны предотвращать выброс водорода в помещение. Также должна быть предусмотрена система аварийного сброса криогенного вещества с предохранительных клапанов и других противоаварийных устройств.

Чтобы исключить в системе аварийного сброса образование взрывоопасных веществ, предусмотрена непрерывная подача водяного пара или же инертного газа.

Зоны выделения водорода в замкнутых пространствах должны быть снабжены средствами обнаружения – детекторами водорода. Чтобы оповестить об утечке, детекторы сконструированы с подачей звукового и светового сигналов.

Водородные устройства и системы оснащены автоматическими средствами пожаротушения. Для защиты помещения и окружающей среды в целом от пожара должны быть приняты дополнительные меры по недопущению распространения пламени.

Небольшие пожары могут быть потушены химическими огнетушителями, углекислотными огнетушителями, азотом или паром. Для охлаждения оборудования в области, прилегающей к горящему водороду, можно использовать воду.

Все устройства, работающие на водороды необходимо изолировать от удара молнии, все контакты электрооборудования защищены полимерными герметиками и заземлены.

Персонал должен быть обеспечен портативными устройствами обнаружения водорода, специальной одеждой и средствами индивидуальной защиты из материалов, не способных накапливать статическое электричество.

Средства индивидуальной защиты должны включать в себя:

- средства для защиты зрения (защитная маска, закрывающую все лицо);
- изолированные перчатки, которые должны быть свободными, без больших манжет и легко сниматься;
- длинные брюки, без отворотов, которые способны закрыть верх рабочих ботинок. Нельзя носить открытую обувь;
- материал выбранный для защитного костюма – обычный хлопок или огнестойкого хлопка;
- необходимое условие – заземление, прежде чем прикоснуться к водородному устройству или пользоваться инструментом.

Вывод:

В разделе безопасности жизнедеятельности выпускной квалификационной работы были рассмотрены меры безопасности при работе с жидким водородом.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что для соблюдения безопасности нужно предпринять весьма широкий круг мероприятий и учесть много особенностей при получении, хранении и выдачи данного химического вещества – водород.

5 ОРГАНИЗАЦИОННО–ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС КВРБ в линейной постановке

В тех ситуациях, когда отсутствует точная информация о величине партии летательных аппаратов, допустимо использовать стоимость изготовления серийного образца в условных единицах (у.е.), выраженную через средние удельные стоимости систем и агрегатов, либо в виде стоимости изготовления, отнесенной к массе полезной нагрузки.

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

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

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

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

Коэффициенты C_i для различных ЛА в зависимости конструкции находятся в диапазонах:

$$C_{то} = 30 \div 300 \text{ (ед.ст. / кг)}$$

$$C_{ду} = 600 \div 1500 \text{ (ед.ст. / кг)}$$

большие значения соответствуют двигателям замкнутой схемы со сравнительно небольшой тягой:

$$C_{су} = 5000 \div 12000 \text{ (ед.ст. / кг)}$$

$$C_{пр} = 2000 \div 10000 \text{ (ед.ст. / кг)}$$

Значение коэффициентов удельной стоимости для разрабатываемой ПГС КВРБ:

$$C_{то} = 250 \text{ (у.е. / кг)}$$

$$C_{ду} = 1350 \text{ (у.е. / кг)}$$

$$C_{су} = 10000 \text{ (у.е. / кг)}$$

$$C_{пр} = 8500 \text{ (у.е. / кг)}$$

Данные для проведения расчёта представлены в таблице 5.1

Таблица 5.1– Данные для проведения расчёта

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Масса окислителя	$m_{ок}$	10623,6	кг
Масса горючего	$m_{г}$	1771,8	кг
Суммарная масса топлива	$m_{т}$	12395,2	кг
Масса топливного отсека	$m_{то}$	1499,7	кг
Масса системы управления	$m_{су}$	165,5	кг
Масса двигательной установки	$m_{дус}$	4360	кг
Масса полезного груза	$m_{пг}$	10300	кг
Начальная масса РБ	m_0	28800	кг
Тяга двигателя	P_m	4492	Н/(кг/с)
Масса прочих элементов	$m_{пр}$	260,5	кг
Средняя плотность топлива	ρ_t	361,8	кг/м ³
Нагрузка на мидель	p_m	10000	кг/м ²
Относительная конечная масса РБ	μ_k	0,32	–
Длина хвостового отсека РН	$L_{хо}$	0,2	м

Стоимость изготовления серийного образца ПГС КВРБ в линейной постановке рассчитаем по формуле:

$$W_4 = \frac{C_{mo} \times m_{mo} + C_{dy} \times m_{dy} + C_{cy} \times m_{cy} + C_{np} \times m_{np}}{m_{nz}}, \quad (5.1)$$

$$W_4 = \frac{250 \times 1499,7 + 1350 \times 4360 + 10000 \times 165,5 + 8500 \times 260,5}{10300} =$$

$$= 983,51 \text{ (y.e./кг)}$$

5.2. Минимальная стоимость изготовления серийного образца ПГС в нелинейной постановке

В тех случаях, когда нет необходимой информации о величине партии ЛА, данный критерий используется при выполнении заданной программы полетов.

Для вычисления такого критерия необходимо иметь массовую и энергетическую сводки ЛА в размерном виде.

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

Стоимость корпуса ракетного блока, включающего топливный и двигательный отсеки (без двигателей), рассчитаем по формуле:

$$C_k = 0,33 \times m_{m0}^{0,332} \times m_m^{0,2362} \times \mu_k^{-1,5935} \times \left(\frac{m_m \times P_m}{\rho_m \times m_o} \right)^{0,1079} \times L_{xo}^{0,1616} \times 10^3 \quad (5.2)$$

Где m_{m0} – масса топливного отсека, кг;

m_m – масса топлива, кг;

m_o – начальная масса РБ, кг;

P_m – нагрузка на мидель, кг/м²;

L_{xo} – длина хвостового отсека РБ, м;

μ_k – относительная конечная масса РБ;

ρ_m – средняя плотность топлива, кг/м³.

$$C_k = 0,33 \times 1499,7^{0,332} \times 12395,2^{0,2362} \times 0,32^{-1,5935} \times \left(\frac{12395,2 \times 10^4}{361,8 \times 28800} \right)^{0,1079} \times \\ \times 0,2^{0,1616} \times 10^3 = 214449,2 \text{ (y.e.)}$$

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

Стоимость двигательной установки рассчитаем по формуле:

$$C_{дум} = 4,7 \times (P_m \times 10^{-4}) + 44,9 \times (P_m \times 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times (P_m \times 10^{-4})^{-0,229}, \quad (5.3)$$

где P_m – тяга двигателя, Н/(кг/с)

$$C_{дум} = 4,7 \times (4492 \times 10^{-4}) + 44,9 \times (4492 \times 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times (4492 \times 10^{-4})^{-0,229} = 33,76 \text{ (у.е.)}.$$

5.2.3 Стоимость системы управления $C_{су}$, у.е.

Стоимость системы управления определяется по формуле:

$$C_{су} = 8,5 \times (m_{су} \times 10^{-3})^{0,786} \times 10^6, \quad (5.4)$$

где $m_{су}$ – масса системы управления, кг.

$$C_{су} = 8,5 \times (165,5 \times 10^{-3})^{0,786} \times 10^6 = 2067255,5 \text{ (у.е.)}$$

5.2.4 Стоимость прочих элементов и систем КВРБ $C_{пр}$, у.е.

Стоимость прочих элементов и систем определяется по формуле:

$$C_{пр} = 6 \times m_{пр} \times 10^3, \quad (5.5)$$

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

$$C_{пр} = 6 \times 260,5 \times 10^3 = 1563000 \text{ (у.е.)}$$

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

$$W_5 = C_k + C_{дум} + C_{су} + C_{пр} , \quad (5.6)$$

где C_k – стоимость изготовления корпуса;

$C_{дум}$ – стоимость изготовления двигательной установки;

$C_{су}$ – стоимость изготовления системы управления;

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

$$W_5 = 1214449,2 + 33,7 + 2067255,5 + 1563000 = 3844738,4 \text{ (y.e.)}.$$

5.3 Минимальная стоимость пуска

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

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_n} + \frac{C_{нк}}{N_n} + C'_{эксн} + C_{изг} + C_m , \quad (5.7)$$

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

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

$C'_{эксн}$ – стоимость обеспечения запуска;

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

C_m – стоимость топлива рабочей заправки;

N_n – объем партии ЛА.

Для упрощения расчетов близких по проектно–конструкторским характеристикам ЛА можно считать, что расходы на создание наземных комплексов и

эксплуатацию ЛА постоянны, тогда минимальная стоимость пуска может быть рассчитана по формуле:

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_n} + C_{изг} + C_m, \quad (5.8)$$

где $C_{изг}$ – минимальная стоимость изготовления ЛА;

$C_{разр}$ – стоимость разработки РБ, которую можно рассчитать по формуле:

$$C_{разр} = \sum_{i=1}^N C_{\partial yi}^p + \sum_{i=1}^N C_{cyi}^p + \sum_{i=1}^N C_{ki}^p + \sum_{i=1}^N C_{npi}^p, \quad (5.9)$$

где $C_{\partial yi}^p$ – стоимость разработки ДУ;

C_{cyi}^p – стоимость разработки СУ;

C_{ki}^p – стоимость разработки конструкции корпуса;

C_{npi}^p – стоимость разработки прочих систем и элементов РБ.

5.3.1 Определение стоимости разработки двигательных установок

Стоимость разработки ДУ складывается из стоимости разработки маршевых двигателей, которую возможно рассчитать в соответствии со следующей формулой:

$$C_{\partial ym}^p = -2,48 \times 10^8 + 1,44 \times 10^8 \times (P_m \times 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \times 10^8 \times (P_m \times 10^{-4})^{0,648}, \quad (5.10)$$

где P_m – тяга двигателя, Н/(кг/с)

$$C_{\text{двм}}^p = -2,48 \times 10^8 + 1,44 \times 10^8 \times (4492 \times 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \times 10^8 \times (4492 \times 10^{-4})^{0,648} = 194858372 \text{ (y.e.)}.$$

5.3.2 Определение стоимости разработки системы управления

Стоимость разработки системы управления определяется по следующей формуле:

$$C_{\text{св}}^p = 10 \times C_{\text{св}} = 10 \times 2067255,5 = 20672555 \text{ (y.e.)}. \quad (5.11)$$

5.3.3 Определение стоимости разработки конструкции корпуса

Стоимость разработки конструкции корпуса определяется по следующей формуле:

$$C_{\text{к}}^p = 7,7 \times 10^5 \times (m_{\text{то}} \times 10^{-3})^{1,278} \times (m_{\text{то}} + m_{\text{дв}})^{-0,196} \times \mu_{\text{к}}^{2,424} \times (P_{\text{м}} \times 10^{-4})^{0,387} \times m_{\text{т}}^{-0,39}, \quad (5.12)$$

где $m_{\text{то}}$ – масса топливного отсека, кг;

$m_{\text{дв}}$ – масса двигательной установки, кг;

$\mu_{\text{к}}$ – относительная конечная масса РБ;

$P_{\text{м}}$ – тяга двигателя, Н/(кг/с);

$m_{\text{т}}$ – суммарная масса топлива, кг.

$$C_{\text{к}}^p = 7,7 \times 10^5 \times (1499,7 \times 10^{-3})^{1,278} \times (1499,7 + 4360)^{-0,196} \times 0,32^{2,424} \times (4492 \times 10^{-4})^{0,387} \times 12395,2^{-0,39} = 277,03 \text{ (y.e.)}$$

5.3.4 Определение стоимости разработки прочих систем и элементов ПГС КВРБ

Стоимость разработки прочих систем и элементов ПГС КВРБ можно считать по следующей формуле:

$$C_{np}^p = 15 \times C_{np} , \quad (5.13)$$

где C_{np} – стоимость прочих элементов и систем,

$$C_{np}^p = 15 \times 1563000 = 23445000 \text{ (y.e.)}.$$

5.3.5 Определение стоимости заправляемого топлива.

Стоимость топлива можно определить по следующей формуле:

$$C_m = \bar{c}_{ок} \times m_{ок} + \bar{c}_2 \times m_2 , \quad (5.14)$$

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

\bar{c}_2 – удельная стоимость горючего $\bar{c}_2 = 0,04 \text{ (y.e./кг)}$;

$m_{ок}$ – масса заправляемого окислителя в бак РБ;

$m_Г$ – масса заправляемого горючего в бак РБ.

$$C_m = 0,05 \times 10623,6 + 0,04 \times 1771,8 = 602,05 \text{ (y.e.)}$$

5.3.6 Определение стоимости разработки ПГС

Стоимость разработки ПГС КВРБ можно определить по следующей формуле:

$$C_{раз}^p = C_{дум}^p + C_{су}^p + C_{к}^p + C_{np}^p , \quad (5.15)$$

$$C_{раз}^p = 194858372 + 20672555 + 277 + 23445000 = 238976204 \text{ (y.e.)}$$

Вывод:

В экономической части дипломного проекта произведена оценка минимальной стоимости изготовления ПГС КВРБ в линейной постановке (983,5

кг/у.е.) и минимальной стоимости изготовления ПГС КВРБ в нелинейной постановке (238976204 у.е.).

Проектируемая ПГС КВРБ экономически оправдывает свое назначение и удовлетворяет спросу на рынке космических услуг по стоимости пуска, а также способна окупить себя через определенное количество пусков (на основе анализа спроса и предложений на рынке космических услуг).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы по проектированию пневмогидравлической системы водородного разгонного блока выполнено следующее:

- выбраны основные проектные параметры;
- произведен расчет продольных размеров топливных баков;
- обоснованно выбрана система наддува;
- выполнен расчет на прочность;
- разработаны конструктивная, специальная и технологическая части дипломного проекта;
- выполнен экономический расчет проекта;
- разработаны необходимые мероприятия по охране труда при работах с водородом.

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы была спроектирована пневмогидравлическая система двигательной установки водородного разгонного блока.

В основной части работы был произведен расчет основных проектных параметров, предварительно выбрав систему подачи топлива (насосная).

Также был произведен расчет на прочность и устойчивость топливных баков.

После в основной части мы подробно рассмотрели состав и принцип действия системы ПГС.

В технологической части я выяснила, каким образом, используя стенд сборки-сварки, осуществляется технологический процесс изготовления криогенного топливного бака. Для конструирования емкостей был выбран сплав АМгб.

В специальной части мы выбрали необходимую теплоизоляцию – экранно-вакуумную ЭВТИ–2ПЛ и ЭВТИ–2РЛ, после чего была создана технологическая схема нанесения пакетов теплоизоляции на топливный бак.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» я рассмотрела меры безопасности при работе с жидким водородом, а также системы защиты от возгорания.

В экономической части работы я рассчитала себестоимость проектирования изготовления системы ПГС. Общая стоимость составила 238876204 у. е.

Кроме того, выполнены графические материалы: чертеж общего вида РБ, ПГС ДУ, а также чертежи по специальной и технологической части.

Таким образом, в результате выполнения выпускной квалификационной работы была спроектирована пневмогидравлическая система водородного разгонного блока, удовлетворяющая заданным требованиям.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД, под ред. Моисеева Т.В. –М.: МАИ, 2000.С.20–126.
- 2 Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Ред. Челомей В.Н., – М: Машиностроение 1978;
- 3 Технология электрической сварки металлов и сплавов плавлением Учебное пособие под ред. Патона Б.Е., – М: Машиностроение,1974.С.122–156.
- 4 Жидкостные криогенные системы, Филин Н.В., Буланов А.Б., –М.: изд. Машиностроение, 1985.С.37–68.
- 5 Отработка ракетных двигателей и энергетических установок на водородном топливе и проблемы обеспечения их безопасности, Галеев А.Г., ФГУП «НИИхиммаш» 2007.С.61–105.
- 6 Жидкостные ракетные двигатели, Добровольский М.В.,–М.: изд. МГТУ им. Баумана, 2006.С.78–86.
- 7 Двигательные установки ракет на жидком топливе, Эллиот Ринг, перевод с английского Прядкина О.Н., –М.: изд. МИР, 1966.С.39–78.
- 8 Методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию по курсу (конструкция и проектирование летательных аппаратов), Байконур, филиал «Восход», 2000.С.86–138.
- 9 Материаловедение и технология металлов. Фетисов Г.П., Карпман М.Г., Матюнин В.М. – М.: Высшая школа, 2002; .С.51-156.
- 10 Ракеты–носители. Космодромы, Уманский С.П.–М: Рестарт, 2001.С.18–42.
- 11 Учебному пособие «Безопасность жизнедеятельности. Охрана труда». Фролов А.В., Николаев Г.А., Винокуров В.А., ч.І –М.: Высшая школа, 1983.С.71–90.