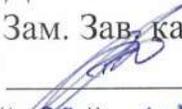


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
**(ФГБОУ ВО «АМГУ»)**

Институт компьютерных и инженерных наук  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы  
Специальность 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет  
и ракетно-космических комплексов  
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и  
системы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ  
Зам. Зав. кафедрой  
  
В.В. Соловьев  
«29» января 2024г.

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**

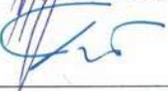
на тему: Проектирование многоразового орбитального транспортного аппарата  
для доставки грузов с низкой околоземной орбиты.

Исполнитель  
студент группы 8111-ос

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

Ю.А. Артеьева

Руководитель  
профессор, д-р. техн. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

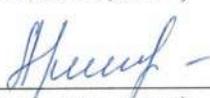
А.Д. Плутенко

Консультант  
доцент

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

К.А. Насуленко

Консультант по БЖД  
доцент, канд. техн. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль  
старший преподаватель СиТРК

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

М.А. Артевков

Рецензент

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

А.А. Ковалев

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ  
Зам. Зав. кафедрой  
 В.В. Соловьев  
« 30 » декабря 2023г.

### ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студентки Арефьевой Юлии Андреевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование многоразового орбитального транспортного аппарата для доставки грузов с низкой околоземной орбиты.

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: опорная орбита  $H_n=250$  км;  $i=51,6^0$ ; КРТ: окислитель – жидкий кислород, горючее – синтин;

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих к разработке вопросов): расчёт исходных данных для проектирования; расчёт основных проектных параметров; расчёт на прочность бака окислителя; описание конструкции; меры безопасности труда; экономический расчёт.

5. Перечень материалов приложения: графическая часть, содержащая в себе полученные результаты при геометрических и массовых расчетах.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Насуленко К.А., доцент; консультант по БЖД Козырь А. В., доцент, канд. техн. наук.

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023

Руководитель выпускного квалификационного проекта: Плутенко Андрей Долиевич, профессор, доктор техн. наук.

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023

## РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 79 страниц, 10 рисунков, 8 таблиц, 11 источников.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЗАТРАТЫ, ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА, ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ АППАРАТ, ТОПЛИВНЫЕ БАКИ, ПРОЧНОСТЬ, ЖИДКИЙ КИСЛОРОД

В данной работе представлены результаты проектирования первого приближения многоразового орбитального транспортного аппарата, а также выбор основных параметров и характеристик аппарата.

Цель работы – проектная разработка транспортного аппарата для межорбитальной транспортировки грузов с низкой околоземной орбиты в пределах влияния грависферы Земли.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- 1) Рассчитать исходные данные для проектирования;
- 2) Определить основные проектные параметры;
- 3) Рассчитать на прочность топливные баки;
- 4) Провести оценку эффективности аппарата при работе с другими исходными данными;
- 5) Описать конструкцию МТА;
- 6) Рассмотреть условия безопасной работы с криогенными компонентами топлива;
- 7) Сделать экономическую оценку затрат на проектирования аппарата.

## СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	8
1 Теоретическая часть	10
2 Оценка энергетических затрат	12
2.1 Характеристики рабочей орбиты	12
2.2 Импульсный переход между круговыми некомпланарными орбитами	13
3 Основные проектные параметры	18
3.1 Нулевое приближение	18
3.2 Первое приближение	22
3.3 Объёмы, размеры топливных баков и диаметры трубопроводов	29
4 Пример эффективности разработанного МТА в выполнении транспортных операций	36
4.1 Разгон к Марсу	36
4.2 Расчёт относительных масс	36
4.3 Составляющие начальной массы	40
5 Расчёт на прочность	44
5.1 Обеспечение прочности конструкции	44
5.2 Нагрузки, действующие на МТА	45
5.3 Прочностные расчет топливного бака МТА	46
6 Конструкция межорбитального транспортного аппарата	52
6.1 Компоновочная схема	52
6.2 Двигательная установка	53
6.3 Приборный отсек	56
6.4 Система обеспечения теплового режима	56
6.5 Система управления бортовым комплексом	57

6.6 Система стыковки	59
6.7 Система генерирования электроэнергии	60
6.8 Система дозаправки МТА	61
6.9 Прочие системы	61
7 Безопасность и экологичность производства	63
7.1 Работа с жидким кислородом	63
7.1.1 Транспортировка и хранение жидкого кислорода	64
7.1.2 Требования безопасности при работе с жидким кислородом	66
7.1.3 Требования безопасности в аварийных ситуациях	69
8 Расчет затрачиваемых экономических ресурсов	71
Заключение	76
Библиографический список	78

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

БКУ – бортовой комплекс управления;

ГСО – геостационарная орбита;

ДО – двигатель ориентации;

ДУ – двигательная установка;

КА – космический аппарат;

МДУ – маршевая двигательная установка;

МТА – межорбитальный транспортный аппарат;

НОО – низкая околоземная орбита;

НКУ – наземный комплекс управления;

ПГ – полезный груз;

ПН – полезная нагрузка;

РБ – разгонный блок;

РКН – ракета космического назначения;

РН – ракета-носитель;

СКЗ – система контроля заправки;

СОЗ – система обеспечения запуска;

СОБ – система опорожнения баков;

СОИС – система ориентации и стабилизации;

СС – система стыковки;

СТМ – стыковочный механизм;

СТУ – стыковочное устройство;

СУ – система управления;

ТА – транспортный аппарат;

ТКА – транспортные космические аппараты;

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель;

УД – управляющий двигатель;

ФЗ – федеральный закон;

ЦУП – центр управления полётами;

ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция;

ЭРДУ – электроракетная двигательная установка.

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время КА используются для решения широкого круга научных и прикладных задач, при этом траектории полётов разнообразны. Это разнообразие требует выполнения различных комплексных транспортных операций для перемещения между орбитами. Основные из таких операций, либо уже выполняются, либо планируется осуществить в ближайшем будущем, включают развертывание космических аппаратов на высоких орбитах, вывод их на межпланетные траектории, доставку топлива для заправки, а также техническое обслуживание и ремонт.

Транспортные космические аппараты – это технические устройства, предназначенные для осуществления грузовых перевозок в космосе. В зависимости от их назначения, ТКА принято классифицировать на грузовые, пилотируемые и межорбитальные средства транспортировки.

Так, например? задачи межорбитальных транспортных аппаратов связаны с необходимостью целенаправленного изменения траектории движения полезного груза с помощью двигательной установки:

- доставка полезных грузов на высокоэнергетические орбиты с возможным возвратом на низкую базовую орбиту;
- сборка и обслуживание крупногабаритных объектов и пилотируемых платформ;
- запуски к Луне и планетам Солнечной системы, астероидам, Солнцу.

В данной работе рассматривается возможность проектирования многоразового МТА для транспортировки полезной нагрузки с НОО на рабочую орбиту. То есть задачей МТА является стыковка с полезным грузом, доставка его на определённую орбиту, отстыковка груза, и возвращение на место базирования, в нашем случае это НОО. В перспективе такой МТА сможет найти применение и в различных космических программах.

Проектирование МТА, включает в себя определение: целевой задачи, структуры, проектных параметров, расположения агрегатов и устройств (компоновка) и способов применения системы. Цель проектирования – достижение максимальной эффективности работы системы, при данных условиях.

Параметры межорбитальных перелетов включают в себя определение схем межорбитальных перелетов, законы изменения вектора тяги на активных участках межорбитальных перелетов, затраты характеристической скорости на выполнение межорбитальных перелетов и времени на их выполнения.

Для решения прямой задачи проектирования буксира были сформулированы следующие этапы работы:

- 1) Выбор оптимальных траекторий перелёта;
- 2) Баллистический расчет, по более эффективной схеме полета;
- 3) Выбор основных проектных параметров и расчет массово-энергетических характеристик аппарата;
- 4) Выбор конструктивно-компоновочной схемы межорбитального транспортного аппарата и расчёт баков топлива на прочность.

А также необходимо подобрать основные системы буксира, в частности рассмотреть способы стыковки полезного груза. И провести расчёт экономических затрат на проектирование данного МТА.

## 1 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Для многоразовых МТА важным признаком схемного решения является место базирования. Предполагается возможность использования не только средств обслуживания наземного базирования, но и средств космического базирования.

При базировании МТА в космическом пространстве доставка аппарата осуществляется в незаправленном виде в составе РКН или на борту космического самолета на низкую околоземную орбиту, где происходит его окончательная сборка и заправка топливом. При этом все последующие заправки и ремонтно-восстановительные работы также проходят на орбите.

При таком варианте базирования представляется возможным существенно уменьшить массу силовой конструкции и массу теплозащиты. А также можно увеличить массу полезной нагрузки, при том же количестве топлива, которое необходимо как для межорбитальных, так и для межпланетных перелётов.

Для расчёта выбрана геостационарная орбита, потому что она является достаточно сложной и энергозатратой – при запуске с отечественных космодромов разница в наклонении орбит более 50 градусов, а высота орбиты составляет 35786 км. То есть расчёт МТА для данной орбиты, можно ориентироваться и на другие менее энергозатратные.

Выведение полезной нагрузки на геостационарную орбиту – это сложная задача, которую можно решить разными способами, рассмотрим три основных способа:

– «Импульсное» выведение с использованием традиционных химических двигателей. Этот способ позволяет быстро доставить полезную нагрузку на рабочую орбиту и сократить время пребывания космического аппарата в радиационных поясах Земли. Однако, недостатком этого метода является необходимость использования большого количества топлива, что приводит к

увеличению массы космического аппарата и сокращению массы полезной нагрузки.

– Некомпланарный переход основан на использовании электрореактивной двигательной установки. Такие двигатели потребляют гораздо меньше топлива и с их помощью можно достичь увеличения массы полезной нагрузки, выводимой на рабочую орбиту по сравнению с импульсным выводением. Однако, недостатком этой схемы является увеличение времени выведения, по причине малой тяги и как следствия малого ускорения. Следовательно, и время пребывания КА в радиационных поясах Земли тоже увеличится, что может привести к сбою аппаратуры.

– Комбинированная схема является интересным подходом решения задачи выведения ПН на ГСО. В этой схеме на первом этапе используется химический разгонный блок для формирования промежуточной орбиты, а на втором этапе – бортовая электрореактивная двигательная установка для доведения орбиты до целевой. Такая схема является наиболее универсальной, поскольку сочетает в себе достоинства двух предыдущих схем и решает многокритериальную задачу оптимизации.

На данном этапе развития космических технологий «импульсный» вариант перелёта является более эффективным.

## 2 ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ

Для решения задач проектирования МТА, в первую очередь связанных с их массовыми характеристиками, необходимо определить энергетические затраты на переход из одной области космического пространства в другую. Учитывая конечную точность решения таких задач, в основу методического подхода к их решению положено допущение о втором порядке малости таких эффектов, как нецентральность гравитационных полей, сопротивление верхних слоев атмосферы, давление солнечного света и т.д., что позволяет не учитывать их в расчетах.

В данной работе рассмотрен МТА, функционирующий в поле тяготения одного притягивающего центра – Земли.

### **2.1 Характеристики рабочей орбиты**

Геостационарная орбита по сегодняшний день является стратегически важной для искусственных спутников Земли. Эта круговая геоэкваториальная орбита находится на высоте 35786 км и имеет период обращения равный суткам суточный период обращения, это означает, что спутники, размещенные на этой орбите, движутся вокруг центра Земли с той же угловой скоростью, что и поверхность Земли. Это позволяет спутниковым антеннам избежать необходимости постоянно следить за положением геостационарных спутников, поскольку они всегда остаются неподвижными в одной и той же точке неба.

При запуске космических аппаратов с территории России выведение на опорную орбиту возможно только с наклоном  $51.6^\circ$ . Для перехода на геостационарную орбиту, двигательной установке необходимо изменить траекторию движения таким образом, чтобы орбита КА изменила свои наклонение и радиус. Эти маневры требуют значительных затрат топлива.

Для доставки полезного груза с низкой опорной орбиты Земли на геостационарную орбиту и возвращения обратно на орбиту базирования,

требуется определить основные проектные параметры и энергетические, массовые характеристики межорбитального транспортного аппарата.

## 2.2 Импульсный переход между круговыми некомпланарными орбитами

Таблица 2.1 – Исходные данные

Начальная орбита		Конечная орбита		$m_{пл.},$ кг	Топливо
$H_H$	$\Delta i_H$	$H_K$	$\Delta i_K$		
200 км	$51,6^\circ$	35786 км	$0^\circ$	5000	жO <sub>2</sub> +C <sub>10</sub> H <sub>16</sub>

Межорбитальный перелёт по заданным исходным данным может быть осуществлён с использованием двухимпульсной схемы и переходной орбиты – эллипса Гомана. Данная схема оптимальна по времени перелёта.

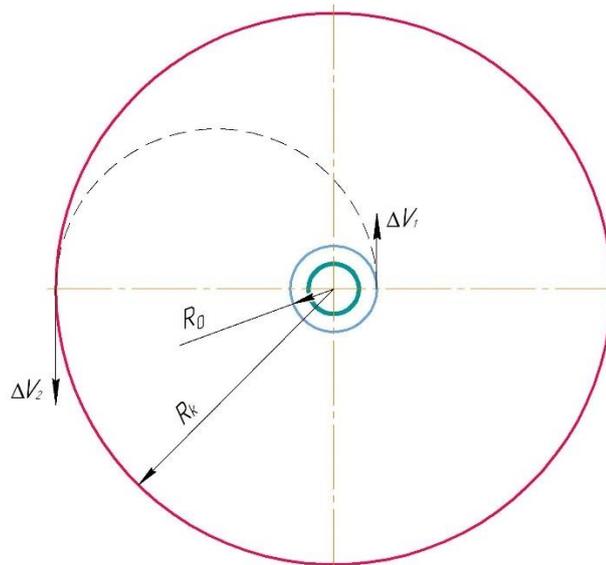


Рисунок 2.1 – Двухимпульсный перелёт между орбитами

Введём значения гравитационного параметра Земли  $\mu = 398600 \frac{\text{км}^3}{\text{сек}^2}$  и среднего радиуса Земли  $R_e = 6371 \text{ км}$ .

Определим параметры переходной траектории и необходимый суммарный импульс. Элементы начальной и конечной орбит:

1) Радиус начальной орбиты:

$$r_0 = R_e + H_H = 6371 + 200 = 6571 \text{ км.} \quad (2.1)$$

2) Радиус конечной орбиты:

$$r_k = R_e + H_K = 6371 + 35786 = 42157 \text{ км.} \quad (2.2)$$

Найдём и сравним суммарные импульсы скоростей доступных схем перелёта.

$$\Delta V_1 = V_1 - V_0; \quad (2.3)$$

$$\Delta V_2 = V_k - V_1'; \quad (2.4)$$

$$\Sigma_{\Delta V} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2|, \quad (2.5)$$

где  $V_0$  – скорость на начальной орбите;

$V_1$  – скорость КА на перелётном эллипсе после первого включения РБ;

$V_1'$  – скорость на перелётном эллипсе вблизи точки второго включения РБ;

$V_k$  – скорость на конечной орбите.

Скорости в точке старта с начальной орбиты и скорости в апогее и перигее конечной орбиты:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7,788 \frac{\text{км}}{\text{с}}; \quad (2.6)$$

$$V_K = \sqrt{\frac{\mu}{r_k}} = \sqrt{\frac{398600}{42157}} = 3,075 \frac{\text{KM}}{\text{c}}. \quad (2.7)$$

Так как орбиты некомпланарные, необходимо осуществить поворот орбиты в плоскости на  $51,6^\circ$ . Во время первого импульса совершим малое приращение угла, а во время второго завершим поворот.

$$V_1 = V_0 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_k}{r_0 + r_k}} = 7,788 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 42157}{6571 + 42157}} = 10,245 \frac{\text{KM}}{\text{c}}; \quad (2.8)$$

$$V_1' = V_K \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_0}{r_0 + r_k}} = 3,075 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 6571}{6571 + 42157}} = 1,597 \frac{\text{KM}}{\text{c}}; \quad (2.9)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_1^2 + V_0^2 - 2 \cdot V_1 \cdot V_0 \cdot \cos(\Delta i_1)}; \quad (2.10)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{10,245^2 + 7,788^2 - 2 \cdot 10,245 \cdot 7,788 \cdot \cos(2,8)} = 2,495 \frac{\text{KM}}{\text{c}};$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_1'^2 + V_{aK}^2 - 2 \cdot V_1' \cdot V_{aK} \cdot \cos(\Delta i_2)}; \quad (2.11)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{1,597^2 + 3,075^2 - 2 \cdot 1,597 \cdot 3,075 \cdot \cos(48,8)} = 2,353 \frac{\text{KM}}{\text{c}};$$

$$\Sigma_{\Delta V} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2| = 2,495 + 2,353 = 4,848 \frac{\text{KM}}{\text{c}}. \quad (2.12)$$

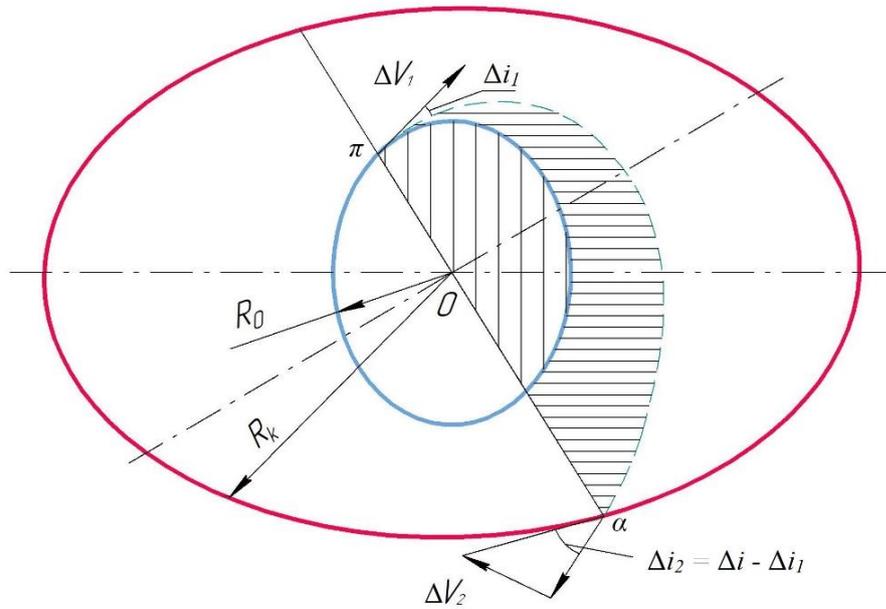


Рисунок 2.2 – Перелёт между некомпланарными орбитами

Возращение на орбиту базирования рассчитаем по такому же принципу:

$$V_2 = V_K \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_0}{r_0 + r_k}} = 3,075 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 6571}{6571 + 42157}} = 1,597 \frac{\text{км}}{\text{с}}; \quad (2.13)$$

$$V_2' = V_0 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_k}{r_0 + r_k}} = 7,788 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 42157}{6571 + 42157}} = 10,245 \frac{\text{км}}{\text{с}}; \quad (2.14)$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{V_2'^2 + V_K^2 - 2 \cdot V_2 \cdot V_K \cdot \cos(\Delta i_1)}; \quad (2.15)$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{10,245^2 + 7,788^2 - 2 \cdot 10,245 \cdot 7,788 \cdot \cos(2,8)} = 1,482 \frac{\text{км}}{\text{с}};$$

$$\Delta V_4 = \sqrt{V_2'^2 + V_0^2 - 2 \cdot V_2' \cdot V_0 \cdot \cos(\Delta i_2)}; \quad (2.16)$$

$$\Delta V_4 = \sqrt{1,597^2 + 3,075^2 - 2 \cdot 1,597 \cdot 3,075 \cdot \cos(48,8)} = 7,778 \frac{\text{KM}}{\text{c}};$$

$$\Sigma_{\Delta V_2} = |\Delta V_3| + |\Delta V_4| = 1,482 + 7,778 = 9,260 \frac{\text{KM}}{\text{c}}. \quad (2.17)$$

### 3 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Начало разработки любого образца космического аппарата заключается в поиске оптимального сочетания элементов. МТА является сложным техническим устройством и включает в себя множество механизмов, агрегатов и систем, которые должны быть взаимосвязаны и нормально функционировать. Оценка по величине относительной массы полезного груза может оказаться целесообразной для решения инженерных задач, связанных с конкретным схемным решением МТА. Величина относительной массы полезного груза влияет на показатели эффективности схемы перелетов, так как различные схемы маневров могут потребовать и различные приращения скорости, в некоторых случаях достаточно большой величины.

Для решения задачи по определению основных проектных параметров аппарата используется массово-геометрическая оптимизационная модель, включающая массово-энергетический и объемно-геометрический расчет. Определенные ранее энергозатраты ТА, необходимые для выполнения заданной транспортной операции, служат исходными данными для этой задачи [2, с. 31].

#### 3.1 Нулевое приближение

Расчет энергозатрат при манёврах МТА производят с нахождения характеристической скорости. Суммарный импульс был рассчитан ранее, но теперь необходимо учесть и потери скорости, затрачиваемые на управление вектором тяги, а также на преодоление гравитационных сил – гравитационные потери. Для расчётов возьмём характеристики двигателя 11Д58М, для данного аппарата их понадобится два.

Гравитационные потери найдем по формуле:

$$v_{\text{грав}} = 0,283 \cdot \frac{(I_{y\partial})^{\frac{2}{3}}}{n_0^2} \cdot \left( \frac{\Delta V_1}{V_0} \right)^3, \quad (3.1)$$

где  $I_{y\partial}$  – удельный импульс тяги двигателя,  $I_{y\partial} = 3540$  с ;

$n_0$  – начальная тяговооруженность, примем её равной  $n_0 = 0,3$  ;

$\Delta V_1$  – импульс вблизи Земли;

$V_0$  – абсолютная скорость на начальной орбите.

Гравитационные потери учитываются только при первом импульсе, так как только на этом участке влияние Земли не мало и на преодоление гравитационных сил нашей планеты понадобятся некоторые ресурсы скорости:

$$v_{\text{прав1}} = 0,283 \cdot \frac{(3540 \cdot 2)^{\frac{2}{3}}}{0,3^2} \cdot \left( \frac{2495}{7788} \right)^3 = 30,174 \text{ м/с.}$$

Определить потери скорости на управление направлением тяги двигателей можно по формуле:

$$v_{\text{упр}} = 0,01 \cdot (\Delta V + v_{\text{прав}}). \quad (3.2)$$

Рассчитаем данную величину для всех четырёх случаев: для импульса вблизи начальной орбиты и для импульса вблизи конечной орбиты и для двух импульсов возвратной траектории.

$$v_{\text{упр1}} = 0,01 \cdot (\Delta V_1 + v_{\text{прав1}}) = 0,01 \cdot (2495 + 30,174) = 25,252 \text{ м/с}; \quad (3.3)$$

$$v_{\text{упр2}} = 0,01 \cdot (\Delta V_2) = 0,01 \cdot 2353 = 23,53 \text{ м/с}; \quad (3.4)$$

$$v_{\text{упр3}} = 0,01 \cdot (\Delta V_3) = 0,01 \cdot 1482 = 14,82 \text{ м/с}; \quad (3.5)$$

$$v_{\text{упр4}} = 0,01 \cdot (\Delta V_4) = 0,01 \cdot 7778 = 77,784 \text{ м/с}. \quad (3.6)$$

Характеристическую скорость можно найти, сложив найденные потери на управление, гравитационные потери и импульс скорости. Тогда характеристическая скорость на всех четырёх участках:

$$v_{хар1} = \Delta V_1 + v_{зрав1} + v_{уп1} = 2495 + 30,174 + 25,252 = 3323,1 \text{ м/с}; \quad (3.7)$$

$$v_{хар2} = \Delta V_2 + v_{уп2} = 2353 + 23,53 = 2376 \text{ м/с}; \quad (3.8)$$

$$v_{хар3} = \Delta V_3 + v_{уп3} = 1482 + 14,82 = 1496,8 \text{ м/с}; \quad (3.9)$$

$$v_{хар4} = \Delta V_4 + v_{уп4} = 7778 + 77,78 = 7856 \text{ м/с}. \quad (3.10)$$

Выберем основные проектные параметры, и рассчитаем энергомассовые характеристики.

Данная задача прямая, так как по заданной массе полезного груза определяется минимальная стартовая масса  $m_0$ , в нашем случае  $m_{п.г} = 5000$  кг. Для этого необходимо вычислить относительную массу полезного груза и решить уравнение:

$$m_0 = \frac{m_{п.г}}{\mu_{п.г}}. \quad (3.11)$$

Относительная конечная масса полезного груза в нулевом приближении находится по формуле:

$$\mu_{п.г}^0 = \mu_{к2}^0 \mu_{к4}^0 - (a_{т.о} \cdot (1 - \mu_{к2}^0 - \mu_{к4}^0) + \gamma_{д.у} n_0) \cdot (1 + \mu_{пр}^0), \quad (3.12)$$

где  $\mu_k^0$  – относительная конечная масса разгонного блока в конце второго активных участков второго и четвёртого соответственно;

$\gamma_{д.у}$  – удельная масса двигательной установки;

$a_{т.о}$  – относительная масса топливного отсека;

$\mu_{пр}^0$  – относительная масса прочих систем.

Для нулевого приближения некоторые значения примем из статистики  $a_{т.о} = 0,11$ ,  $\mu_{пр}^0 = 0,1$ . Удельную массу двигательной установки в нулевом приближении можно посчитать исходя из параметров двигателя:

$$\gamma_{д.у} = \frac{m_{дв}}{P} = \frac{300}{8500} = 0,035. \quad (3.13)$$

Относительная конечная масса МТА на втором активном участке:

$$\mu_{к1}^0 = \exp\left(\frac{v_{хар1}}{I_{уд}}\right) = \exp\left(\frac{3323,1}{6648}\right) = 0,697, \quad (3.14)$$

$$\mu_{к2}^0 = \mu_{к1}^0 \cdot \exp\left(\frac{v_{хар2}}{I_{уд}^д}\right) = 0,468 \cdot \exp\left(\frac{2376}{6648}\right) = 0,809, \quad (3.15)$$

где  $I_{уд}^д$  – действительный удельный импульс двигательной установки разгонного блока:

$$I_{уд}^д = I_{уд} \cdot 2 \cdot \varphi_{п} = 3540 \cdot 2 \cdot 0,939 = 6,648 \cdot 10^3. \quad (3.16)$$

Для четвёртого активного участка всё аналогично:

$$\mu_{к3}^0 = \exp\left(\frac{v_{хар3}}{I_{уд}}\right) = \exp\left(\frac{1496,8}{6648}\right) = 0,715, \quad (3.17)$$

$$\mu_{к4}^0 = \mu_{к4}^0 \cdot \exp\left(\frac{v_{хар4}}{I_{уд}^n}\right) = 0,781 \cdot \exp\left(\frac{7856}{6648}\right) = 0,329. \quad (3.18)$$

Тогда по формуле 3.12 относительная конечная масса полезного груза нулевого приближения:

$$\begin{aligned} \mu_{п.г}^0 &= 0,697 \cdot 0,809 - (0,11 \cdot (1 - 0,715 - 0,329) + 0,035 \cdot 0,3) \cdot \\ &\times (1 + 0,1) = 0,229. \end{aligned}$$

Зная  $\mu_{п.г}^0$  найдем начальную стартовую массу:

$$m_0 = \frac{m_{п.г}}{\mu_{п.г}} = \frac{5000}{0,229} = 21791 \text{ кг}. \quad (3.19)$$

### 3.2 Первое приближение

На начальном этапе проектирования с достаточной точностью оптимальное значение  $n_0$  определяется следующей зависимостью, которая в свою очередь справедлива для широкого диапазона удельных импульсов тяги ДУ и возможных маневров МТА [2, с.42]:

$$n_{0_{opt}} = 0,04 \cdot \left( (1 + b) \cdot m_0^{0,5} \cdot \omega_s^2 \cdot I_{y\delta}^{\delta} \cdot \Delta V_1 \cdot \exp\left(\frac{\Delta V_1}{I_{y\delta}^{\delta}}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{\Delta V_1}{I_{y\delta}^{\delta}}\right)\right)^2 \right)^{0,4}, \quad (3.20)$$

где  $b$  – некоторый статистический коэффициент  $b \approx 0,035$ ;

$\omega_s$  – угловая скорость движения МТА на начальной орбите:

$$\omega_{0_{opt}} = \sqrt{\frac{\mu_{nl}}{(R_{nl} + h_{opb})^3}}; \quad (3.21)$$

$$\omega_s = \sqrt{\frac{398600}{(6371 + 200)^3}} = 1,185 \cdot 10^{-3}.$$

Тогда подставив значения в (3.19), получим:

$$n_{0_{opt}} = 0,04 \cdot \left( \frac{(1 + 0,035) \cdot 21791^{0,5} \cdot (1,185 \cdot 10^{-3})^2 \cdot 6070 \cdot 2495 \cdot \exp\left(\frac{-2495}{6648}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-2495}{6648}\right)\right)^2}{\right)^{0,4} = 0,355.$$

Гравитационные потери скорости на первом активном участке:

$$v_{зрав1} = 0,283 \cdot \frac{(I_{y\partial})^{\frac{2}{3}}}{n_0^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_1}{V_0}\right)^3; \quad (3.22)$$

$$v_{зрав1} = 0,283 \cdot \frac{(6648)^{\frac{2}{3}}}{0,411^2} \cdot \left(\frac{2495}{7788}\right)^3 = 22,866 \text{ м/с}.$$

Потери скорости на управление вектором тяги ДУ на каждом активном участке:

$$v_{ymp1} = 0,01 \cdot (\Delta V_1 + v_{зрав1}) = 0,01 \cdot (2495 + 22,178) = 25,17 \text{ м/с}; \quad (3.23)$$

$$v_{ymp2} = 0,01 \cdot (\Delta V_2) = 0,01 \cdot 2353 = 23,53 \text{ м/с}; \quad (3.24)$$

$$v_{yup3} = 0,01 \cdot (\Delta V_3) = 0,01 \cdot 1482 = 14,82 \text{ м/с}; \quad (3.25)$$

$$v_{yup4} = 0,01 \cdot (\Delta V_4) = 0,01 \cdot 7778 = 77,784 \text{ м/с}. \quad (3.26)$$

Тогда потребная характеристическая скорость для перелетов на первом, втором, третьем и четвёртом участках соответственно равна:

$$v_{хар1} = \Delta V_1 + v_{зрав1} + v_{yup1} = 2495 + 22,866 + 25,17 = 2543 \text{ м/с}; \quad (3.27)$$

$$v_{хар2} = \Delta V_2 + v_{yup2} = 2353 + 23,53 = 2376 \text{ м/с}; \quad (3.28)$$

$$v_{хар3} = \Delta V_3 + v_{yup3} = 1482 + 14,82 = 1496,8 \text{ м/с}; \quad (3.29)$$

$$v_{хар4} = \Delta V_4 + v_{yup4} = 7778 + 77,78 = 7856 \text{ м/с}. \quad (3.30)$$

Относительная конечная масса аппарата после  $j$ -ого маневра:

$$\mu_{kj} = \exp\left(-\frac{\Delta V_j}{I_{уд}^д}\right). \quad (3.31)$$

Суммарная масса топлива на активных участках:

$$m_{mj} = \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{сум}}{I_{уд}^д}\right)\right) \cdot m_0, \quad (3.32)$$

где  $v_{сум}$  – сумма характеристических скоростей на активных участках.

Суммарная масса рабочего топлива:

$$\begin{aligned} m_{mj} &= \left( 1 - \exp \left( - \frac{U_{xap1} + U_{xap2} + U_{xap3} + U_{xap4}}{I_{уд}^д} \right) \right) \cdot m_0 = \\ &= \left( 1 - \exp \left( - \frac{13829}{7080} \right) \right) \cdot 21791 = 18701 \text{ кг.} \end{aligned} \quad (3.33)$$

Суммарную массу топлива, заправляемую в баки МТА, можно представить как [2, с.43]:

$$m_{m\Sigma} = m_{m.pab} + m_{\partial.с} + m_{m.ост} + m_{исп}. \quad (3.34)$$

Масса топлива  $m_{\partial.с}$ , расходуется перед запуском – это сумма достартовых выбросов и массы топлива на захолаживание системы. Достартовые выбросы:

$$m_{\partial.с} = 2 \cdot (0,8 \div 1,0) \cdot \frac{P}{J_{y\partial}} = 2 \cdot 0,8 \cdot \frac{8500}{361} = 37 \text{ кг.} \quad (3.35)$$

Масса топлива, расходуемая на захолаживание системы питания и двигателей РБ

$$m_{зax} = (1,0 \div 1,2) \cdot \frac{P}{J_{y\partial}} = 1,2 \cdot \frac{8500}{361} = 24 \text{ кг.} \quad (3.36)$$

Масса остатков горючего и окислителя в баках МТА может быть представлена в следующем виде:

$$m_{m.ост} = m_{зap.з} + m_{нез}. \quad (3.37)$$

Масса гарантированных запасов топлива может быть определена по формуле:

$$m_{\text{з.з}} = (1,1 \div 1,5) \cdot \frac{P}{J_{\text{уд}}} = 1,1 \cdot \frac{8500}{361} = 26 \text{ кг.} \quad (3.38)$$

Масса недозабора топлива, зависит от формы и геометрических размеров баков окислителя и горючего, протяженности трубопроводов, питающих двигательную установку, типа применяемых устройств для забора топлива из баков, а также характеристик двигательной установки [2, ст.44].

$$m_{\text{нез}} = (2,0 \div 2,5) \cdot \frac{P}{J_{\text{уд}}} = 2 \cdot \frac{8500}{361} = 47 \text{ кг.} \quad (3.39)$$

Масса остатков горючего и окислителя в баках МТА:

$$m_{\text{ост}} = 26 + 47 = 73 \text{ кг.}$$

Относительная масса испарившегося топлива исходя из времени перелёта:

$$m_{\text{исп}} = m_0 \cdot \frac{t_{\text{пер}} \cdot 0,02}{10} = 21791 \cdot \frac{5,254 \cdot 0,02}{10} = 153 \text{ кг.} \quad (3.40)$$

Тогда суммарная масса топлива, при учёте того, что двигатели запускаются четыре раза, заправляемая в баки МТА:

$$m_{m\Sigma} = 18701 + 4 \cdot 37 + 24 + 73 + 153 = 19101 \text{ кг.}$$

Масса топливного отсека для высококипящих компонентов топлива может быть определена по приближенной зависимости [2, с. 45]:

$$m_{m.o} = 1,71 \cdot \frac{m_{m\Sigma}}{\rho_m^{0,5}} + 200, \quad (3.41)$$

где  $\rho_m = 1060$  – средняя плотность топлива.

$$m_{m.o} = 1,71 \cdot \frac{19101}{1060^{0,5}} + 200 = 1203 \text{ кг.} \quad (3.42)$$

Масса прочих систем:

$$m_{np} = 300 + 0,05 \cdot m_0 = 300 + 0,05 \cdot 21791 = 1390 \text{ кг.} \quad (3.43)$$

Следовательно относительная масса прочих систем:

$$\mu_{np} = \frac{m_{np}}{m_0} = \frac{1390}{21791} = 0,064. \quad (3.44)$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{m.o} = \frac{m_{m.o}}{m_{m\Sigma}} = \frac{1203}{19101} = 0,063. \quad (3.45)$$

Масса двигательной установки, также подвержена пересчёту в первом приближении:

$$m_{dy} = 0,8 \cdot P^{0,5} = 0,8 \cdot 86300^{0,5} = 235 \text{ кг.} \quad (3.46)$$

Тогда относительная масса двигателя по уже известной формуле будет иметь новое значение:

$$\gamma_{д.у} = \frac{m_{д.у}}{P} = \frac{235 \cdot 2}{8500} = 0,028. \quad (3.47)$$

Также важно учесть массу стыковочного устройства и массу системы управления. Возьмём средние значения из статистических данных  $m_{cm} = 400$  кг и  $m_{cy} = 150$  кг. Рассчитаем относительные массы систем:

$$\mu_{cm} = \frac{m_{cm}}{\mu_{к1} \cdot \mu_{к2} \cdot m_0} = \frac{400}{0,698 \cdot 0,715 \cdot 21791} = 0,037; \quad (3.48)$$

$$\mu_{cy} = \frac{m_{cy}}{m_{д.у} \cdot m_{m.o} \cdot m_{cm}} = \frac{150}{470 \cdot 1203 \cdot 400} = 0,072. \quad (3.49)$$

При транспортировке полезного груза с низкой околоземной орбиты только на орбиту назначения и возвращении на исходную орбиту без полезной нагрузки по четырехимпульсной схеме относительная масса полезного груза запишется следующим образом [1, с. 398]:

$$\mu_{н.з.} = \frac{\prod_{j=1}^l \mu_{kj} - \left[ a_{m.o} \left( 1 - \prod_{j=1}^l \mu_{kj} \right) + \gamma_{д.у} n_{0_{опт}} + \mu_{к1} \mu_{к2} \mu_{cm} \right] \cdot (1 + \mu_{cy} + \mu_{np})}{1 - (1 - \mu_{к3} \mu_{к4}) \cdot (1 + a_{m.o} (1 + \mu_{cy} + \mu_{np}))}. \quad (3.50)$$

Подставив в выражение все вычисленные ранее значения, получим значение относительной массы полезного груза:

$$\mu_{н.з.} = 0,208.$$

По уже известной формуле определим начальную стартовую массу МТА

$$m_0 = \frac{m_{н.з.}}{\mu_{н.з.}^l} = \frac{5000}{0,208} = 24063 \text{ кг}. \quad (3.51)$$

Результаты дальнейших расчётов приближений представлены в таблице

3.1

Таблица 3.1 – Результаты расчётов

Параметры	Номер приближения						
	0	1	2	3	4	5	6
$n_0$	0,3	0,36	0,36	0,366	0,364	0,365	0,365
$\mu_{к1}$	0,657	0,698	0,698	0,698	0,698	0,698	0,698
$\mu_{к2}$	0,676	0,715	0,715	0,715	0,715	0,715	0,715
$\mu_{к3}$	0,782	0,809	0,809	0,809	0,809	0,809	0,809
$\mu_{к4}$	0,214	0,351	0,330	0,329	0,329	0,329	0,329
$\gamma_{д.у.}$	0,047	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028
$m_{т\Sigma}$	-	19101	21198	22402	21644	22104	21818
$a_{т.о.}$	0,11	0,063	0,062	0,0615	0,0618	0,0616	0,0617
$m_{пр}$	-	1390	1503	1572	1529	1555	1539
$\mu_{пр}$	0,1	0,063	0,063	0,062	0,062	0,062	0,062
$m_{т.о.}$	-	1203	1313	1377	1337	1361	1346
$\mu_{ст}$		0,072	0,033	0,032	0,032	0,032	0,032
$\mu_{су}$		0,037	0,069	0,067	0,068	0,067	0,068
$\mu_{п.г.}$	0,229	0,208	0,197	0,204	0,199	0,202	0,2
$m_0$	21791	24063	25441	24573	25101	24773	24990

### 3.3 Объёмы, размеры топливных баков и диаметры трубопроводов

Объём топливных баков включают в себя объём дозы заправки соответствующего компонента топлива, объём газовой подушки и объём арматуры [2, с.46]

Для расчёта объёма дозы заправки необходимо определить массы окислителя и горючего:

$$m_2 = \frac{\Sigma m_m}{1 + k_m} = \frac{21818}{1 + 2.48} = 6270 \text{ кг}; \quad (3.52)$$

$$m_o = m_2 \cdot k_m = 6270 \cdot 2,48 = 15549 \text{ кг} . \quad (3.53)$$

Объёмные дозы заправки окислителя и горючего при расчётных температурах:

$$V_{\text{д.з.о.}} = \frac{m_o}{\rho_o} = \frac{15549}{1140} = 13,64 \text{ м}^3 ; \quad (3.54)$$

$$V_{\text{д.з.г.}} = \frac{m_2}{\rho_2} = \frac{6270}{851} = 7,367 \text{ м}^3 . \quad (3.55)$$

Газовая подушка в топливном баке необходима для компенсации изменения объёма дозы заправки компонентом топлива при изменении его температуры, обеспечения требуемого давления в баке в процессе предстартового наддува при запуске ДУ, и чтобы учесть усадку бака (так как топливо криогенное):

$$V_{\text{г.п.о.}} = 0,06 \cdot V_{\text{д.з.о.}} = 0,06 \cdot 13,64 = 0,82 \text{ м}^3 ; \quad (3.56)$$

$$V_{\text{г.п.г.}} = 0,06 \cdot V_{\text{д.з.г.}} = 0,06 \cdot 7,367 = 0,442 \text{ м}^3 . \quad (3.57)$$

Объём, занимаемый внутрибаковой арматурой:

$$V_{\text{арм.о.}} = 0,005 \cdot V_{\text{д.з.о.}} = 0,005 \cdot 13,64 = 0,068 \text{ м}^3 ; \quad (3.58)$$

$$V_{\text{арм.г.}} = 0,005 \cdot V_{\text{д.з.г.}} = 0,005 \cdot 7,367 = 0,036 \text{ м}^3 . \quad (3.59)$$

Тогда объёмы топливных баков:

$$V_{\delta.o.} = V_{\delta.z.o.} + V_{z.n.o.} + V_{арм.o.} = 13,64 + 0,82 + 0,068 = 14,53 \text{ м}^3, \quad (3.60)$$

$$V_{\delta.z.} = V_{\delta.z.z.} + V_{z.n.z.} + V_{арм.z.} = 7,37 + 0,44 + 0,037 = 7,846 \text{ м}^3. \quad (3.61)$$

Диаметры трубопроводов. Рассчитаем секундный расход топлива:

$$\dot{m} = \frac{P}{J_{y\delta}} = \frac{8500}{361} = 23,5 \text{ кг/с}. \quad (3.62)$$

Диаметр трубопровода окислителя:

$$D_{m.o.} = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}_o}{\pi \rho_o v}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 16,8}{\pi \cdot 1140 \cdot 7}} = 0,05 \text{ м} = 50 \text{ мм}, \quad (3.63)$$

где  $\dot{m}_o$  – массовый расход окислителя, который находится по следующей формуле:

$$\dot{m}_o = \frac{km \cdot \dot{m}}{km + 1} = \frac{2,48 \cdot 23,5}{2,48 + 1} = 16,8 \text{ кг/с}; \quad (3.64)$$

$\rho_o$  – плотность окислителя;

$v = 5 - 10 \text{ м/с}$  – скорость движения компонента топлива по трубопроводу.

Диаметр трубопровода горючего рассчитаем аналогично:

$$D_{m.z.} = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}_z}{\pi \rho_z v}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 6,8}{\pi \cdot 815 \cdot 8}} = 0,035 \text{ м} = 35 \text{ мм}, \quad (3.65)$$

где  $\dot{m}_2$  массовый расход синтина рассчитывается как:

$$\dot{m}_2 = \frac{\dot{m}}{km + 1} = \frac{23,5}{2,48 + 1} = 6,8 \text{ кг/с.} \quad (3.66)$$

Расчет тороидальных топливных баков горючего. Диаметр внешний и внутренний примем исходя из максимально допустимых размеров МТА –  $D_1=3900$  мм,  $D_2=2200$  мм. Оставшиеся размеры вычислим.

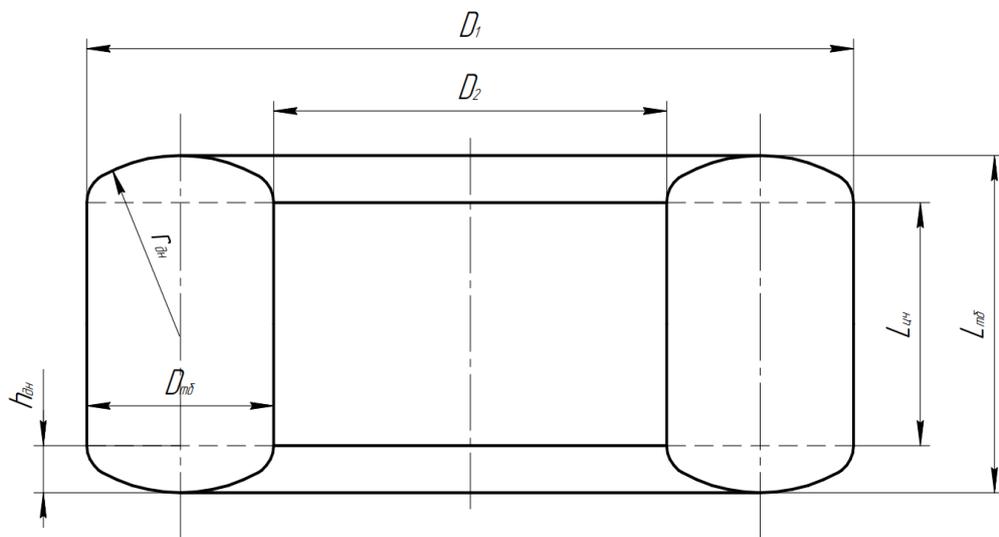


Рисунок 3.1 – Схема тороидальных топливных баков горючего и окислителя

Радиус днищ бака горючего:

$$r_{\text{дн}} = 1,5 \cdot R_{\text{мб}} = 1,5 \cdot 0,45 = 0,67 \text{ м.} \quad (3.67)$$

Высота днищ бака горючего:

$$h_{\text{дн}} = r_{\text{дн}} - \sqrt{r_{\text{дн}}^2 - R_{\text{мб}}^2} = 0,67 - \sqrt{0,67^2 - 0,45^2} = 0,18 \text{ м.} \quad (3.68)$$

Объем верхнего и нижнего днища баков определится по формуле:

$$V_{\text{дн}} = \pi \cdot h_{\text{дн}}^2 \cdot \left( r_{\text{дн}} - \left( \frac{h_{\text{дн}}}{3} \right) \right) = 3,14 \cdot 0,18^2 \cdot \left( 0,67 - \left( \frac{0,18}{3} \right) \right) = 0,168 \text{ м}^3. \quad (3.69)$$

Объем цилиндрической части баков:

$$V_{\text{ц.ч}} = V_{\text{б.г.}} - 2 \cdot V_{\text{дн}} = 7,846 - 2 \cdot 0,057 = 7,73 \text{ м}^3. \quad (3.70)$$

Площадь поперечного сечения цилиндрической части:

$$S_{\text{ц.ч}} = \pi \cdot \left( \left( \frac{D_1}{2} \right)^2 - \left( \frac{D_2}{2} \right)^2 \right) = 3,14 \cdot \left( \left( \frac{3,9}{2} \right)^2 - \left( \frac{2,2}{2} \right)^2 \right) = 8,14 \text{ м}^2. \quad (3.71)$$

Длина цилиндрической части:

$$L_{\text{ц.ч}} = \frac{V_{\text{ц.ч}}}{S_{\text{ц.ч}}} = \frac{7,73}{8,76} = 0,88 \text{ м}. \quad (3.72)$$

Длина топливных баков:

$$L_{\text{тб}} = L_{\text{ц.ч}} + 2 \cdot h_{\text{дн}} = 0,88 + 2 \cdot 0,18 = 1,23 \text{ м}. \quad (3.73)$$

Рассчитаем топливный бак окислителя – цилиндрический бак с эллиптическими днищами.

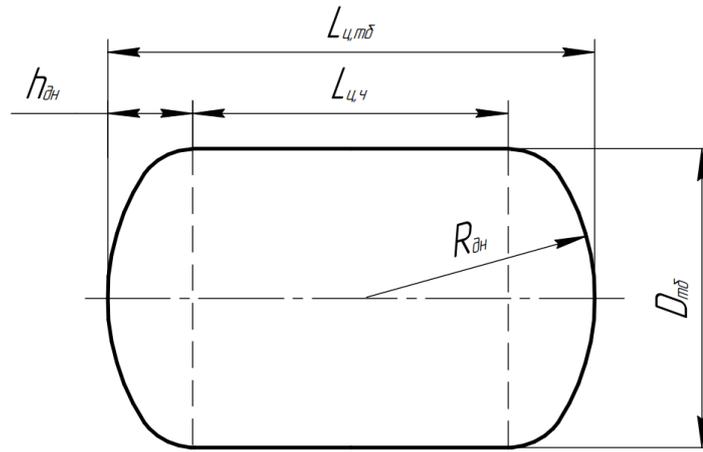


Рисунок 3.2 – Схема топливного бака окислителя

Радиус днищ бака окислителя:

$$R_{дн} = 1,5 \cdot R_{мб} = 1,5 \cdot 1,7 = 2,55 \text{ м.} \quad (3.74)$$

Высота днищ:

$$h_{дн} = r_{дн} - \sqrt{r_{дн}^2 - R_{мб}^2} = 2,55 - \sqrt{2,55^2 - 1,7^2} = 0,65 \text{ м.} \quad (3.75)$$

Объем верхнего и нижнего днища баков определится по формуле:

$$\begin{aligned} V_{дн} &= \pi \cdot h_{дн}^2 \cdot \left( r_{дн} - \left( \frac{h_{дн}}{3} \right) \right) = 3,14 \cdot 0,65^2 \cdot \left( 2,55 - \left( \frac{0,65}{3} \right) \right) = \\ &= 3,09 \text{ м}^3. \end{aligned} \quad (3.76)$$

Объем цилиндрической части баков:

$$V_{ц,ч} = V_{б.о.} - 2 \cdot V_{дн} = 14,53 - 2 \cdot 3,09 = 8,35 \text{ м}^3. \quad (3.77)$$

Длина цилиндрической части бака:

$$L_{ц.ч} = \frac{V_{ц.ч}}{\pi \cdot R_{тб}^2} = \frac{V_{ц.ч}}{3,14 \cdot 1,7^2} = 0,92 \text{ м}^2. \quad (3.78)$$

Длина топливных баков:

$$L_{ц.тб} = L_{ц.ч} + 2 \cdot h_{дн} = 0,92 + 2 \cdot 0,65 = 2,22 \text{ м}. \quad (3.79)$$

Таким образом рассчитав основные геометрические размеры аппарата, можно сделать эскизную компоновку с учётом топливных баков, приборного отсека, двигателей.

## 4 ПРИМЕР ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТАННОГО МТА В ВЫПОЛНЕНИИ ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Для оценки эффективности МТА необходимо проверить его работоспособность и в других миссиях. То есть оценить эффективность транспортных операций, оценку произведём также по величине относительной массы полезного груза.

### 4.1 Разгон к Марсу.

Возьмем данные для разгона из миссии «Фобос-грунт»:

- 1) С помощью ракеты-носителя КА выводится на опорную орбиту с высотами перигея и апогея 207 и 347 км соответственно;
- 2) Первое включение МДУ для перехода на промежуточную орбиту с высотой апогея 4250 км и перигея 237 км;
- 3) Пассивный полет по промежуточной орбите;
- 4) Второе включение МДУ для выхода на гиперболическую траекторию отлета от Земли.

С помощью МТА можно с опорной орбиты осуществить выведение на промежуточную. При этом за опорную орбиту примем круговую НОО с высотой 200 км.

### 4.2 Расчёт относительных масс

Суммарные затраты скорости. Радиус начальной орбиты:

$$r_n = R_3 + H_H = 6371 + 200 = 6571 \text{ км.} \quad (4.1)$$

Радиусы конечной орбиты:

$$r_{к\alpha} = R_3 + H_{к\alpha} = 6371 + 4250 = 10621 \text{ км;} \quad (4.2)$$

$$r_{к\pi} = R_3 + H_{к\pi} = 6371 + 237 = 6608 \text{ км.} \quad (4.3)$$

Значение круговой скорости на начальной орбите:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_H}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7788 \text{ м/с.} \quad (4.4)$$

Значение скорости на конечной орбите:

$$V_{\kappa\alpha} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\kappa\alpha}} - \frac{2\mu}{r_{\kappa\pi} + r_{\kappa\alpha}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{10621} - \frac{2 \cdot 398600}{10621 + 6608}} = 5365 \text{ м/с;} \quad (4.5)$$

$$V_{\kappa\pi} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\kappa\pi}} - \frac{2\mu}{r_{\kappa\pi} + r_{\kappa\alpha}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6608} - \frac{2 \cdot 398600}{10621 + 6608}} = 8624 \text{ м/с.} \quad (4.6)$$

Скорость в перигее переходного эллипса:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_H} - \frac{2\mu}{r_H + r_{\kappa\alpha}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6571} - \frac{2 \cdot 398600}{6571 + 10621}} = 8657 \text{ м/с.} \quad (4.7)$$

Скорость в апогее переходного эллипса:

$$V_1' = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\kappa\alpha}} - \frac{2\mu}{r_H + r_{\kappa\alpha}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{10621} - \frac{2 \cdot 398600}{6571 + 10621}} = 5356 \text{ м/с.} \quad (4.8)$$

Рассчитаем требуемые импульсы скорости в перигее и апогее переходной орбиты соответственно:

$$\Delta V_{\text{умм1}} = V_1 - V_0 = 869 \text{ м/с,} \quad (4.9)$$

$$\Delta V_{умн2} = V_K - V_1' = 9,3 \text{ м/с}. \quad (4.10)$$

Суммарные затраты импульсной скорости на перелет:

$$\Delta V_{умн\Sigma} = |\Delta V_{умн1}| + |\Delta V_{умн2}| = 869 + 9,3 = 878 \text{ м/с}. \quad (4.11)$$

Возращение МТА на орбиту базирования осуществим аналогичным образом – по Гомановской траектории из перигея орбиты.

Скорость в апогее переходного эллипса:

$$V_2 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{кп}} - \frac{2\mu}{r_n + r_{кп}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6608} - \frac{2 \cdot 398600}{6571 + 6608}} = 7756 \text{ м/с}. \quad (4.12)$$

Скорость в перигее переходного эллипса:

$$V_2' = \sqrt{\frac{2\mu}{r_n} - \frac{2\mu}{r_n + r_{кп}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6571} - \frac{2 \cdot 398600}{6571 + 6608}} = 7799 \text{ м/с}. \quad (4.13)$$

Рассчитаем потребные импульсы скорости:

$$\Delta V_{умн3} = V_2 - V_{кп} = -867 \text{ м/с}, \quad (4.14)$$

$$\Delta V_{умн4} = V_0 - V_2' = -10,9 \text{ м/с}. \quad (4.15)$$

Отрицательные значения скоростей говорят о том, что это тормозной импульс.

Суммарные затраты импульсной скорости на перелет:

$$\Delta V_{\text{умн}\Sigma} = |\Delta V_{\text{умн}1}| + |\Delta V_{\text{умн}2}| = |-867| + |-10,9| = 877,9 \text{ м/с}. \quad (4.16)$$

Определяем гравитационные потери скорости и потери на управление.

Гравитационные потери на первом участке:

$$\Delta V_{\text{грав}i} = 0,238 \cdot \frac{P_{y\delta}^{2/3}}{n_0^2} \cdot \left( \frac{\Delta V_i}{V_0} \right)^3; \quad (4.17)$$

$$\Delta V_{\text{грав}1} = 0,238 \cdot \frac{(3540 \cdot 2)^2}{0,365^2} \cdot \left( \frac{869}{7788} \right)^3 = 0,866 \text{ м/с}. \quad (4.18)$$

Определяем потери скорости на управление на активных участках:

$$\Delta V_{\text{уп}1} = (0,01 \dots 0,015) \cdot (\Delta V_{\text{умн}1} + \Delta V_{\text{грав}1}). \quad (4.19)$$

Гравитационные потери на втором, третьем активных участках не учитываются, это обусловлено тем, что ускорение свободного падения в этих точках мало.

Тогда затраты характеристических скоростей активных участках полёта:

$$\Delta V_{\text{хар}i} = \Delta V_{\text{умн}i} + \Delta V_{\text{грав}i} + \Delta V_{\text{уп}i}. \quad (4.20)$$

Относительная конечная масса МТА в конце  $i$ -ого активного участка:

$$\mu_{ki} = \exp \left( - \frac{\Delta V_{\text{хар}i}}{J_{y\delta}} \right). \quad (4.21)$$

Внесём результаты расчётов в таблицу 4.1 для удобства сравнения полученных величин и дальнейших расчётов.

Таблица 4.1 – Результаты расчётов

	1	2	3	4
$\Delta V_{\text{пассив}} \text{ (м/с)}$	0,866	-	-	-
$\Delta V_{\text{упри}} \text{ (м/с)}$	8,7	0,093	8,69	0,109
$\Delta V_{\text{хар}} \text{ (м/с)}$	878,5	9,4	877,6	11,03
$\mu_{ki}$	0,883	0,999	0,468	0,998

Относительная конечная масса РБ:

$$\mu_k = \mu_{k1} \cdot \mu_{k2} \cdot \mu_{k3} \cdot \mu_{k4} = 0,883 \cdot 0,999 \cdot 0,468 \cdot 0,998 = 0,778. \quad (4.22)$$

Суммарная масса топлива:

$$m_{\Sigma} = (1 - \mu_k) \cdot m_0 = (1 - 0,778) \cdot 25000 = 5895 \text{ кг}. \quad (4.23)$$

### 4.3 Составляющие начальной массы

Посчитаем время перелёта на активных и пассивных участках, чтобы в дальнейшем посчитать объём топливных потерь:

$$t = \frac{\left(1 - \exp\left(\frac{-\Delta V_i}{J_{y\partial}}\right)\right) \cdot J_{y\partial}}{g \cdot n}; \quad (4.24)$$

$$t_{\text{нас}} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu_{\otimes}}} \cdot a^{\frac{3}{2}}, \quad (4.25)$$

где  $a$  – большая полуось.

$$a_1 = \frac{r_0 + r_{k\alpha}}{2} = \frac{6571 + 10621}{2} = 8596 \text{ км} ; \quad (4.26)$$

$$a_2 = \frac{r_{k\pi} + r_0}{2} = \frac{6608 + 10621}{2} = 6590 \text{ км}. \quad (4.27)$$

Полученные данные внесём в таблицу 4.2.

Таблица 4.2 – Результаты расчётов времени перелёта

	1	2	3	4
$t, (c)$	239	2,7	238,5	3,2
$t_{nac}, (c)$	3964		2660	

Тогда общее время перелёта в сумме составит 7107 секунд или 1,974 часа.

Масса окислителя и горючего:

$$m_z = \frac{\Sigma m_m}{1 + k_m} = \frac{5895}{1 + 2,48} = 1694 \text{ кг}; \quad (4.28)$$

$$m_o = m_z \cdot k_m = 1694 \cdot 2,48 = 4201 \text{ кг}. \quad (4.29)$$

Зная массу топлива, можно определить массу потерь исходя из объёмов

$$m_n = m_m \cdot t \cdot (0,30\% - 0,50\%); \quad (4.30)$$

$$m_{n.z} = 1694 \cdot 1,974 \cdot 0,44\% = 14,7 \text{ кг};$$

$$m_{n.o} = 4201 \cdot 1,974 \cdot 0,35\% = 29 \text{ кг}.$$

Определяя рабочую массу топлива, вычтем из суммарной массы массу потерь, в том числе на захлаживание, достартовые выбросы и далее.

$$m_{mp} = m_{\Sigma} - m_{n.o} - m_{n.z} - m_{зах} - m_{m.ост} =$$

$$= 5895 - 29 - 14,7 - 24 - 73 = 5717 \text{ кг.} \quad (4.31)$$

Относительную массу топливного отсека исходя из рисунка 4.1 примем равную  $a_{mo} \approx 0,09$ .

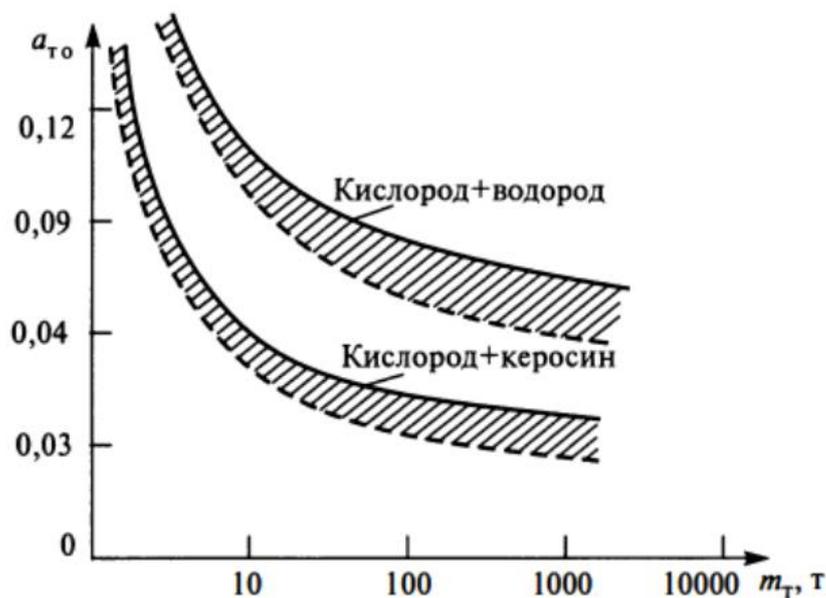


Рисунок 4.1 – Зависимость относительной массы топливного отсека от массы топлива

Относительная конечная масса полезного груза:

$$\mu_{nz} = \mu_{k1} \cdot (1 + a_{mo}) \cdot \gamma_{\partial y} \cdot n - a_{mo} - \mu_{np}; \quad (4.32)$$

$$\mu_{nz} = 0,778 \cdot (1 + 0,09) \cdot 0,035 \cdot 0,365 - 0,09 - 0,042 = 0,703.$$

Тогда масса полезного груза:

$$m_{n.z.} = m_0 \cdot \mu_{nz} = 25000 \cdot 0,703 = 17570 \text{ кг} . \quad (4.33)$$

Возвращаясь к космическому аппарату «Фобос-грунт», придём к выводу, что данный МТА подходит для выведения данного аппарата к перелётной орбите Земля-Мартс, так как масса полезной нагрузки, которую может доставить МТА превышает массу КА (13500 кг). Можно предположить, что рассчитанный межорбитальный аппарат эффективен и в других транспортных операциях.

## 5 РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ

### 5.1 Обеспечение прочности конструкции

Задача расчета на прочность конструкции межорбитального транспортного аппарата – гарантировать стабильность работы аппарата при его минимальном возможном весе. Условие обеспечения необходимой прочности зависит от выбранных критериев в процессе оценки прочности элемента, а также от подхода к определению ключевых пороговых состояний конструкции, которые важны для расчёта и для дальнейших жизненных циклов изделия

При расчете прочности необходимо учесть следующие аспекты: особенности и условия, связанные с созданием и эксплуатации изделия. Важно рассмотреть поведение нагруженной конструкции, общую структуру и индивидуальную структуру разрушений отдельных элементов при критических показателях. А также необходимо рассмотреть особенности материалов, влияющих на конструктивную прочность, и другие факторы.

Цель прочностного расчета – это проверка прочности и жесткости элементов, изготовленных из определённого материала. Обычно проводят расчёт только прочности, потому как проверка жесткости необходима для малого числа элементов, деформация которых может каким-то образом существенно повлиять на характеристики движения.

Для создания более легкой конструкции корпуса, которая соответствует требованиям прочности и жесткости, необходимо рационально распределить массу в сечениях и использовать лучшие материалы. Но как правило прочностные расчеты служат лишь проверкой работоспособности элементов в условиях эксплуатации.

Если условия эксплуатации изменяются или происходят изменения в конструкции, то пересматриваются расчетные случаи, подбираются другие нагрузки и расчеты прочности проводят снова и при необходимости проводятся дополнительные экспериментальные проверки.

## 5.2 Нагрузки, действующие на МТА

Проектируемый МТА базируется на НОО и выводится на данную орбиту в составе РН Ангара–А5. Так как предполагается отсутствие в необходимости наземного обслуживания, становится возможным существенно уменьшить массу силовой конструкции МТА. Выведение на орбиту будет осуществляться без топлива, а максимальная перегрузка при межорбитальных полетах не будет превышать 0,3.

На космические аппараты могут действовать различные нагрузки. Рассмотрим некоторую классификацию:

- программные и возмущающие, первые соответствуют движению и учтены расчётом, а возмущающие вызывают отклонения от расчетного движения, то есть это разность между действительными и программными значениями нагрузок;

- статические и динамические, статические нагрузки характеризуются большим временем воздействия (сила тяги, давление наддува в баках) динамические обычно вызваны нарастанием или спадом статических;

- поверхностная и объемная, данные нагрузки различаются по характеру приложения.

В действительности приближенный характер учёта различных нагрузок, упрощающие допущения и значения величин, которые носят случайный характер значительно снижают точность результатов. Поэтому многие отклонения компенсируют специальными коэффициентами запаса.

В инженерной практике популярным стал расчет на основе применения увеличенных нагрузок, называемых расчетными. Иными словами, значение нагрузки получают путем умножения эксплуатационной нагрузки на коэффициент безопасности  $f$ . Данный коэффициент отражает минимальную запас прочности конструкции, необходимый для обеспечения надежной работы в эксплуатационных условиях. Величина коэффициента безопасности не является строго определенной и подлежит уточнению в ходе исследований.

В данной работе рассмотрим прочностной расчёт одного лишь элемента – топливного бака. Прочностной расчёт стенок бака произведем исходя из расчётного давления внутри сосуда, таким образом можно определить минимальную толщину стенки, которая обеспечит и достаточную пресность элемента, и минимальную массу конструкции. При расчетах бака проектируемого МТА примем коэффициент безопасности  $f=1,5-2,0$ .

### 5.3 Прочностные расчет топливного бака МТА

Основным параметром, который определяет конструктивно-силовую схему топливного бака, является толщина стенок.

Оболочки баков нагружаются внутренним избыточным давлением:

$$p = p_{над} + n_x \cdot g_0 \cdot \rho \cdot h, \quad (5.1)$$

где  $p_{над}$  – давление наддува бака;

$\rho$  – плотность компонента топлива;

$h$  – высота столба жидкости;

$n_x$  – продольная перегрузка;

$g_0$  – ускорение силы тяжести.

Под действием избыточного давления в оболочке бака возникают нормальные напряжения растяжения и как раз таки они при расчете бака на прочность вызывают усилия, которые являются определяющими в выборе толщины стенки.

Основным материалом для изготовления баков является дюралюминиевый сплав АМгб, достаточно прочный и хорошо свариваемый в защитной среде аргона [4, ст.7].

Рассмотрим цилиндрический бак окислителя. Бак состоит из цилиндрической обечайки толщиной  $\delta_1$ , и эллиптических доньшек толщиной  $\delta_{1в}$  и  $\delta_{1н}$  с полуосями  $a = R$  и  $b$ .

Исходные данные:

$P^{\text{э}} = 3,5$  бар – рабочее давление в баке окислителя;

$n_x = 1,5$  – перегрузка по оси x;

$n_e = 1,2$  – перегрузка по оси y;

$f = 1,5$  – коэффициент безопасности;

$\sigma_e = 320 \cdot 10^6$  Н/м<sup>2</sup> – предел прочности;

$\rho_{\text{AMz6}} = 2640$  кг/м<sup>3</sup> – плотность материала;

$E = 70 \cdot 10^9$  Н/м<sup>2</sup> – модуль упругости;

$P_{\text{над}} = 3,5 \cdot 10^5$  Н/м<sup>2</sup> – давление надува;

$\rho_o = 1140$  кг/м<sup>3</sup> – плотность жидкого кислорода;

$h = 1,8$  м – высота гидростолба;

$R = 1,7$  м – радиус бака;

$H = 0,92$  м – высота цилиндрической части бака;

$g_o = 9,81$  м/с<sup>2</sup>;

$N_{\text{распред}} = 30 \cdot 10^4$  Н.

Гидравлическое давление на стенки бака:

$$P_{\text{гидр}} = n_x \cdot g_o \cdot \rho_o \cdot h = 1,5 \cdot 9,81 \cdot 1140 \cdot 1,8 = 30,195 \cdot 10^3 \text{ Н/м}^2. \quad (5.2)$$

Рассчитаем продольные, перерезывающие и результирующие силы соответственно:

$$N_x = -N_{\text{распред}} \cdot n_x = -300000 \cdot 1,5 = -4,5 \cdot 10^5 \text{ Н}; \quad (5.3)$$

$$N_y = -N_{\text{распред}} \cdot n_y = -300000 \cdot 1,2 = -3,6 \cdot 10^5 \text{ Н}; \quad (5.4)$$

$$N_{\Sigma} = N_x - N_y = -9 \cdot 10^4 \text{ Н.} \quad (5.5)$$

Определим силу, распределённую по обечайке от давления надува, и сравним её с результирующей:

$$P_{\text{над}} \cdot \pi \cdot R^2 = 3,04 \cdot 10^5 \cdot 3,14 \cdot 1,7 = 1,622 \cdot 10^6, \quad (5.6)$$

из чего следует, что

$$|N_{\Sigma}| < P_{\text{над}} \cdot \pi \cdot R^2. \quad (5.7)$$

Рассчитаем толщину гладкой цилиндрической обечайки бака из условия предела прочности:

$$\delta_1 = \frac{(P_{\text{над}} \cdot f + P_{\text{гидр}} \cdot f) \cdot R}{\sigma_g}. \quad (5.8)$$

Подставив все найденные ранее значения получаем толщину обечайки равной  $\delta_1 = 2,66 \cdot 10^{-3}$  м.

Расчёт днищ бака основывается на определении максимального значения меридиональных  $N_{\varphi}$  и окружных  $N_{\theta}$  погонных усилий. Усилия можно рассчитать по данным формулам:

$$N_{\varphi} = \frac{P}{2 \cdot b} \sqrt{r^2 (b^2 - a^2) + a^4}; \quad (5.9)$$

$$N_{\theta} = \frac{P}{2 \cdot b} \frac{2 \cdot r^2 (b^2 - a^2) + a^4}{\sqrt{r^2 (b^2 - a^2) + a^4}}, \quad (5.10)$$

где  $r$  – радиус до обечайки;

$a$  – полуось;

$b$  – высота днища.

За  $P$  следует принимать максимальное расчётное давление равное:

$$P_{\max}^P = 2 \cdot P^{\text{э}} = 2 \cdot 3,5 = 7 \text{ бар}. \quad (5.11)$$

Значения радиуса до обечайки возьмем с шагом 340 мм, высоту днища примем 650 мм. Полученные результаты внесём в таблицу, по результатам которой построим эпюры  $N_{\varphi}(r)$  и  $N_{\theta}(r)$ .

Таблица 5.1 – Результат расчёта  $N_{\varphi}$  и  $N_{\theta}$  для верхнего доньшка

Радиус до обечайки r, мм	$N_{\varphi}$	$N_{\theta}$
0	$3,890 \cdot 10^3$	$3,890 \cdot 10^3$
340	$3,760 \cdot 10^3$	$3,491 \cdot 10^3$
680	$3,334 \cdot 10^3$	$2,127 \cdot 10^3$
1020	$2,467 \cdot 10^3$	$-1,202 \cdot 10^3$
1350	847,0	$19,560 \cdot 10^3$
1700	$3,162 \cdot 10^3$	$11,110 \cdot 10^3$

Для расчёта нижнего необходимо также учесть давление гидостолба:

$$P_{\max}^P = 2 \cdot P^{\text{э}} + P_{\text{гидр}} = 2 \cdot 3,5 + 0,302 = 7,302 \text{ бар}. \quad (5.12)$$

В остальном расчёт аналогичен расчёту верхнего доньшка, результаты также сведём в таблицу 5.2.

Таблица 5.2 – Результат расчёта  $N_\varphi$  и  $N_\theta$  для нижнего доньшка

Радиус до обечайки r, мм	$N_\varphi$	$N_\theta$
0	$4,058 \cdot 10^3$	$4,058 \cdot 10^3$
340	$3,921 \cdot 10^3$	$3,642 \cdot 10^3$
680	$3,477 \cdot 10^3$	$2,219 \cdot 10^3$
1020	$2,573 \cdot 10^3$	$-1,259 \cdot 10^3$
1350	$1,018 \cdot 10^3$	$18,210 \cdot 10^3$
1700	$3,299 \cdot 10^3$	$11,590 \cdot 10^3$

Построим эпюры усилий  $N_\varphi(r)$  и  $N_\theta(r)$  для каждого из доньшек – рисунки 5.1 и 5.2.

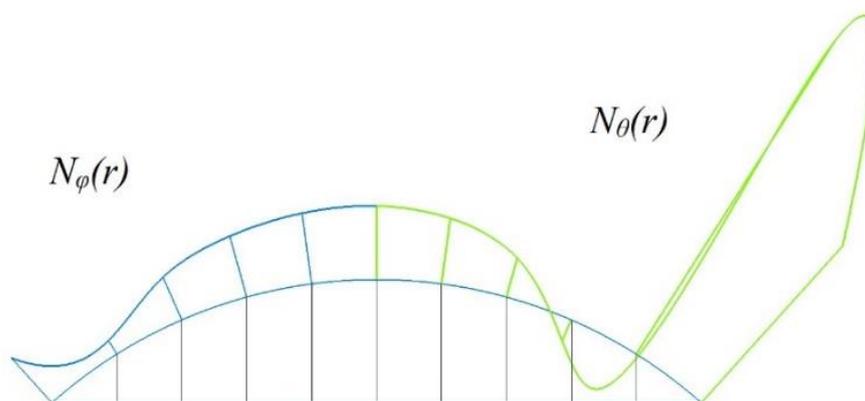


Рисунок 5.1 – Эпюры погонных усилий верхнего днища

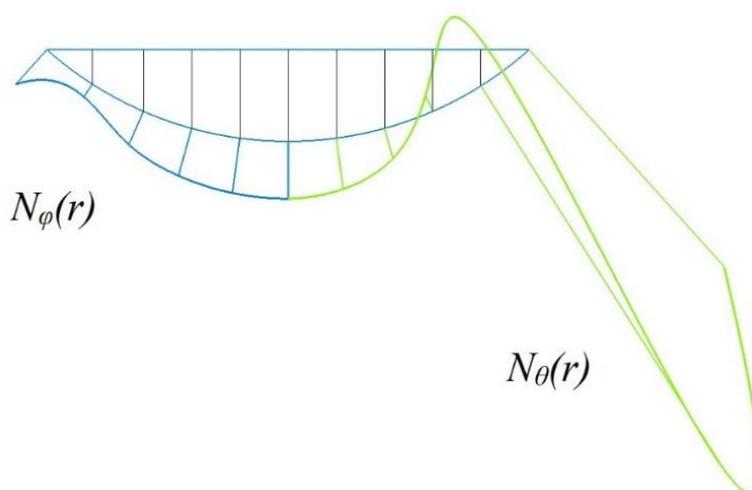


Рисунок 5.2 – Эпюры погонных усилий нижнего днища

Толщина доньшка определяется по максимальному значению  $N_\varphi$  из следующего соотношения:

$$\frac{N_{\varphi \max}}{\delta} = 0,8 \cdot \sigma_b. \quad (5.13)$$

Рассчитаем толщину для доньшка бака окислителя и горючего по данной зависимости:

$$\delta = \frac{N_{\varphi \max}}{0,8 \cdot \sigma_b}. \quad (5.14)$$

Для верхнего днища бака значение толщины  $\delta_{1e} = 3,39 \cdot 10^{-3}$  м, примем эту величину равной  $\delta_{1e} = 3,5 \cdot 10^{-3}$  м. Для нижнего днища бака  $\delta_{1n} = 4,3 \cdot 10^{-3}$  м, для удобства округлим данную величину в большую сторону до  $\delta_{1n} = 4,5 \cdot 10^{-3}$  м.

Эллипсоидальные оболочки, использованные в качестве днищ баков, при определенном внутреннем давлении могут терять устойчивость с образованием складок в окружном направлении. Потеря устойчивости таких оболочек происходит в зоне сжимающих кольцевых напряжений. Эта зона определяется чаще всего в местах с отрицательных значений окружных погонных усилий [5, с. 319].

Основанием для проверки является несоответствие данному неравенству:

$$\frac{a}{b} < \sqrt{2}. \quad (5.15)$$

Для бака окислителя отношение этих величин равно 1,38, что не превышает  $\sqrt{2}$ , следовательно проверка не нужна.

## 6 КОНСТРУКЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА

МТА, как самостоятельное средство выведения, является частью космического корабля, и входит в состав головной части. В связи с этим, его конструкция и компоновка во многом определяются типом ракеты-носителя, или даже несколькими ракетами-носителями, с которыми планируется использовать аппарат. Под компоновкой подразумевается внешние очертания и расположение основных отсеков и компонентов МТА и их функционирование на протяжении всего полета.

Конструктивно-компоновочная схема содержит информацию о:

- составе, местах стыковки отсеков, взаимное расположение основных агрегатов;
- выбранных двигателях и исполнительных органах;
- схеме размещения чувствительных элементов, солнечных батарей и тп.

### 6.1 Компоновочная схема

Конструктивно-компоновочная схема играет важную роль, поскольку она содержит основные характеристики структурного решения транспортного аппарата. Даже на ранней стадии проектирования, когда они представлены в безразмерной форме, характерном для этапа предварительных исследований, сохраняются геометрические пропорции будущего устройства. На последующих этапах уточняются массовые и объемные характеристики, тогда компоновка принимает размерные параметры, которые затем постепенно уточняются на каждом последующем этапе [1, с. 409].

В процессе расчёта первого приближения, определились укрупненные массовые характеристики МТА через выражение относительной массы полезной нагрузки. Потребный запас топлива определен исходя из заданной схемы перелёта и потребных импульсов. Определение объема топлива, даже с относительно небольшой точностью, позволяет оценить габариты МТА. Когда габаритно-массовые характеристики и ДУ определены, можно приступить к

схемным решениям, которые определяют расположение остальных менее габаритных элементов МТА, но для начала опишем каждую систему.

Рассчитанный в ходе работы аппарат имеет в своём составе:

- двигательную установку;
- тороидальный бак горючего;
- цилиндрический бак окислителя с эллиптическими днищами;
- систему связи и обработки информации;
- систему поддержания температурного режима;
- систему управления;
- систему генерации электроэнергии;
- систему стыковки и отделения.

## **6.2 Двигательная установка**

Двигательная установка – это сердце ТА, именно параметры двигателя определяют грузоподъёмность, объём необходимого топлива и его компоненты, а также во многом определяют общую конфигурацию аппарата. Двигательная установка рассчитываемого МТА включает в себя:

- 2 маршевых двигателя;
- ДУ управления и стабилизации;
- систему хранения топлива.

Основой ДУ является кислородно-углеводородный ЖРД 11Д58М, данный двигатель многоразового запуска, был разработан НПО «Энергия» для разгонных блоков, используется для реализации национальных программ исследования космоса. Двигатель однокамерный замкнутой схемы с дожиганием газогенераторного газа, компоненты топлива, используемые в нем это жидкий кислород (окислитель) и синтин (горючее). Подтвержденная надежность двигателя 0,997 при доверительном уровне 0,9.

Для эффективного управления космическим аппаратом можно разместить два основных двигателя с карданным подвесом на внутреннем ярусе фермы. Эта интересная схема установки позволяет управлять тангажем и рысканьем, а для

управления креном используется специальное поворотное сопло, такая схема успешно применяется и в РБ «ДМ».

Важной частью ЖРД 11Д58М является блок многократного запуска и необходимые агрегаты автоматики. Также на блоке установлены два двигателя системы обеспечения запуска. Чтобы защитить элементы конструкции и сам ЖРД от негативного теплового воздействия истекающей газовой струи, мы разработали донную защиту. Она представляет собой сваренный из трубок каркас, который обтянут особой термостойкой оболочкой из материала, называемого ЭВТИ.

Тяга двигателя достигает 86,3 кН, суммарно у двух движков 172,6 кН. Тяги, которая обеспечивается двумя маршевыми двигателями хватает для межорбитальных перелётов, без больших топливных потерь. Маршевый двигатель 11Д58М имеет следующие характеристики:

$$P_n = 8,5 \text{ т/с (86,3 кН)} - \text{тяга двигателя};$$

$$J_c = 35404 \text{ м/с} - \text{удельный импульс тяги};$$

$$m_{\text{дв}} = 300 \text{ кг} - \text{масса двигателя};$$

$$k = 2,48 - \text{соотношение компонентов};$$

$$L_{\text{дв}} = 2,27 \text{ м} - \text{длина двигателя};$$

$$D_{\text{дв}} = 1,17 \text{ м} - \text{диаметр двигателя}.$$

Для обеспечения управления и ориентации космического аппарата МТА было принято решение о размещении двигателей по периферии его корпуса. Эта симметричная схема размещения позволяет достичь наилучшего результата. Каждая пара двигателей ориентирована относительно осей МТА, что позволяет двигаться центру масс аппарата вдоль каждой из этих осей при одновременном включении пар двигателей, что обеспечивает успешную стыковку МТА с ПГ. Всего в ДУ СОИС входят 24 двигателя малой тяги 17Д16, они рассредоточены по всему МТА. Это обеспечивает управление по всем каналам и позволяет

достичь выполнения полетных задач с помощью двигателей одинаковой размерности.

В устройстве двигателей ориентации, основной рабочий режим которых – это выдача небольших импульсов, принципиальных различий с ДУ нет. Единственное несовпадение в соотношении компонентов, потому как во избежание образования сажи для ДО был предусмотрен избыток окислителя, то есть жидкого кислорода.

Питание ДУ происходит от топливных баков. Состав жидкостной двигательной установки МТА можно представить в виде трех ключевых систем наддува, хранения компонентов топлива и собственно двигателей.

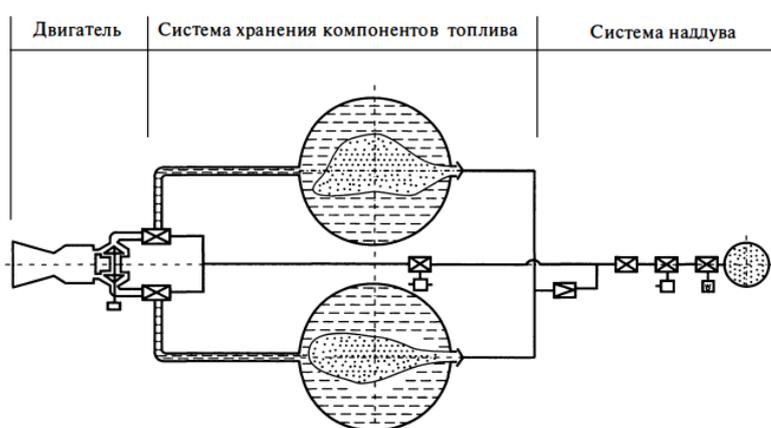


Рисунок 6.1 – Характерный состав ДУ с ЖРД

Система хранения топлива объединяет в себе пневмогидросистему и непосредственно бак горючего, бак окислителя, а также элементы обеспечивающие рабочие условия для хранения топлива и полную его выработку с минимальным недозабором.

Баки выполнены из деформируемого алюминиевого сплава АМгб. Бак окислителя состоит из цилиндрической обечайки секционного типа, усиленной шпангоутами и двух эллиптических днищ. Внутри бака жидкого кислорода установлены датчики системы опорожнения и системы контроля заправки. Внутрибаковая аппаратура состоит из гасящих колебания топлива продольных демпфирующих перегородок и тарели.

Бак горючего – тороидальный сварной конструкции из сплава АМгб. По составу различия с баком окислителя минимальны – внутри бака горючего расположены основные датчики СОБ и СКЗ, небольшие продольные демпфирующие перегородки и заборное устройство.

Ещё один неотъемлемый элемент двигательной установки – это система наддува баков. Исполнения этой системы разнообразны, но газобаллонные имеют ряд преимуществ в плане автономности и простоты использования. Обычно в таких системах рабочим телом является гелий, потому как этот инертный газ отлично охлаждает систему и имеет малую молярную массу, что обеспечивает быстрое срабатывания системы. Гелий хранится в баллонах сферической формы под большим давлением (более 20 МПа).

### **6.3 Приборный отсек**

Приборный отсек служит для размещения большей части приборов системы управления аппарата. Он может располагаться над баками или между баками.

Для данного аппарата целесообразно выполнить приборный отсек в виде кольцевого герметичного контейнера, оснащенного батареями и системой терморегулирования для поддержания рабочей температуры. Контейнер разъёмный, для свободного доступа к аппаратуре. На внешнем корпусе отсека установлены радиаторы системы терморегулирования. Материалом для исполнения оболочки – может быть универсальный алюминиевый сплав АМгб, подкрепленный силовым набором. Отсек располагается на внешнем ярусе верхней фермы.

### **6.4 Система обеспечения теплового режима**

Особенностью космического пространства является резкий перепад температур, сложное устройство без должной системы обеспечения теплового режима не сможет функционировать в космическом пространстве. Для проектируемого МТА важно поддерживать рабочую температуру в приборном отсеке в допустимых диапазонах и защищать аппарат от внешних тепловых

потоков с возможностью сброса собственной избыточной теплоты на протяжении всего времени эксплуатации.

Используемый окислитель криогенный поэтому при проектировании необходимо учесть теплоизоляцию для бака. В настоящее время в промышленности большое разнообразие теплоизоляционных материалов: материалы на основе волокон, различные пенопласты полимерной основы и часто используют комбинации материалов [3, с. 162].

Для предотвращения интенсивного испарения можно использовать экранно-вакуумную теплоизоляцию, в нашем случае основным элементом можно взять несколько слоёв каптона, каждый из которых покрытых алюминием, и разделён нейлоновыми сетками. Такая теплоизоляция может играть и роль «щита» от мелких метеоритов.

Все внешние элементы конструкции МТА, которые не накрываются, обрабатываются специальным покрытием, которое отражает излучение обратно в космос.

### **6.5 Система управления бортовым комплексом**

В приборном отсеке размещены коммутационные приборы, которые составляют систему управления бортовым комплексом аппаратуры. Именно они определяют первичную информацию системы управления, сформировав её из показателей датчиков в соответствии с общими задачами бортовой системы управления.

Бортовой комплекс управления работает в следующих режимах:

- управление от наземного комплекса;
- автономное управление;
- смешанный режим, при котором часть управляющих воздействий формирует и передает на борт НКУ, а часть формирует и исполняет БКУ;

Первый режим обычно применяется только при особо ответственных полетных операциях и вовремя первых включениях двигателей, второй – вне зоны видимости аппарата для НКУ и когда отработана важная операция

(стыковка, заправка, отстыковка), третий – почти всегда, так как в этом режиме можно оперативно реагировать на ситуации различного характера, такой режим обладает наибольшей гибкостью.

Соответствие ГОСТ Р 52070 – 2003 по мультиплексному каналу обмена обеспечивает связь БКУ с блоками, системами и целевой аппаратурой. Контроллером шины ко всем устройствам, который связан с ЦА является БЦВС. БЦВС в свою очередь связана с НКУ, а бортовая контрольно-измерительная аппаратура принимает данные от него по отдельному каналу.

Рассмотрим одну из важнейших задач космического аппарата – определение положения в пространстве [6, с. 56].

Для определения параметров ориентации используются большой сектор датчиков, работающих по различным принципам. Для определения параметров ориентации КА применяют:

- астродатчики, с их помощью происходит сопоставление картины соответствующего участка звездного неба, которая визируется в направлении оси прибора и карты соответствующего участка звездного неба;

- гироскопические измерители вектора угловой скорости определяют ориентацию КА исходя из известного начального положения КА и измеряемого вектора угловой скорости путем решения кинематических уравнений;

- приборы ориентации на Землю, работают по простому принципу зрительного контраста между Землей и окружающим пространством;

- приборы ориентации на Солнце, работают в тандеме с приборами ориентации на Землю. Цифровые сигналы пропорциональны отклонению направления на центр Солнца относительно приборной системы координат и, эти сигналы позволяют осуществлять трехосную стабилизацию космического аппарата по крену, тангажу и рысканью;

- магнитометры, измеряют параметры магнитного поля Земли и исходя из изменения можно сделать вывод об ориентации аппарата.

## 6.6 Система стыковки

Основной задачей системы стыковки является механическое соединение МТА с ПН с возможностью многократных стыковок и расстыковок [7, с. 9].

В настоящее время для российских космических аппаратов чаще всего используют стыковку с использованием активной и пассивной систем типа «штырь-конус».

Принципиальное действие данной системы заключается в том, что активный агрегат имеет стыковочный механизм, который касается с приемным конусом и гнездом пассивного агрегата. При этом активный агрегат компенсирует рассогласования осей стыкуемых космических аппаратов для образования между ними первичной сцепки. Кинетическая энергия относительного движения в процессе соединения стыкуемых объектов гасится за счёт плавного входа в конус, далее стыкуемые объекты выравниваются и стягиваются. Для надёжного соединения стыковочные шпангоуты агрегатов соединяются специальными замками, расположенными по периметру.

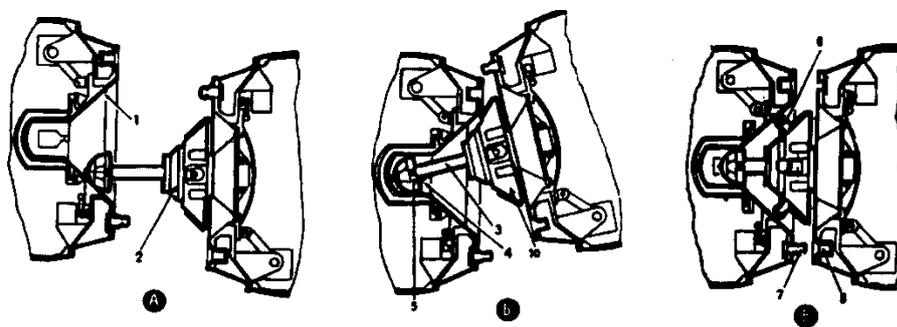


Рисунок 6.2 – Схема стыковки с основными этапами стыковки: А – касание, Б – сцепка, В – стягивание

Для операций стыковки используется привод, который включается и выключается от автоматической системы МТА или с Земли. Для автоматического включения необходимы электромеханические датчики, на подвижных элементах. Также эти датчики используются для контроля за стыковкой, расстыковкой и состоянием механизмов специалистами из ЦУПа.

Транспортный аппарат, управляемый системой сближения и ориентации, доводится до касания с ПН – с этого момента начинается процесс стыковки, который завершается жёстким соединением.

Таким образом для реализации этого процесса необходимо наличие:

- стыковочного агрегата;
- стыковочного устройства;
- привода;
- электромеханических датчиков;
- блока управления стыковкой, для коммутации двигателей, приводов и для обработки сигналов управления;
- радиолокационной системы поиска.

Для МТА выбор стыковочного агрегата типа «штырь-конус» является оптимальным, так как этот тип выигрывает в массе и точности. Принципиальная схема заключается в установке на ПН приемного конуса внутри стыковочного шпангоута и установке СТМ со штырём в центральной части активного агрегата непосредственно на МТА. Данная система стыковки будет эффективно работать с гашением относительной скорости МТА во время ближнего наведения, а также при непосредственно стыковке аппаратов будет воспринимать возникающих нагрузки и в конечном итоге обеспечивать надёжную механическую связь с ПГ.

### **6.7 Система генерирования электроэнергии**

Для любого космического аппарата, основой функционирования является электроэнергия. Основу системы генерирования электроэнергии в проектируемом транспортном аппарате составляют топливные элементы Бэкона. Такие элементы использовались в серии американских «Аполлонах». Эта система состоит из водородно-кислородных топливных элементов в приборном отсеке и шар баллонов с жидким кислородом и водородом, закрепленных в межбаковом пространстве к ферме. К электродам непрерывно подводится топливо: к катоду – горючее вещество, к аноду – окислительное вещество. Элемент пожаро- и взрывобезопасен, бесшумен: его эксплуатация полностью

автоматизирована. В энергосистему входят также и никель-кадмиевые аккумуляторные батареи, чтобы при долгом включении батарей или при непредвиденных ситуациях был резервный источник питания.

### **6.8 Система дозаправки МТА**

Система дозаправки космических аппаратов на орбите предназначена для обеспечения их продолжительного функционирования. Заправка происходит с использованием вытеснительной системы, то есть из заправочной емкости компоненты топлива под действием сжатого азота перемешаются в заправляемый бак МТА. Заправка производится с использованием электрических мини-насосов, которые имеют реверсивное вращение для откачки компонентов топлива из шланга по окончании заправки.

МТА в области стыковочного устройства имеет две унифицированных заливных горловины. Для дозаправки на орбите нужно сделать процесс стыковки аппаратов, захвата и соединения заправочной головки с заливной горловиной заправляемого МТА.

В рамках одной из моделей заправки предлагается автоматизированный процесс, включающий этапы захвата, соединения и герметизации топливной головки шланга заправщика с горловиной заправляемого аппарата. Для реализации этого процесса агрегаты дозаправки оборудуются электромагнитными устройствами из специальных магнитных материалов. Например, горловина заправляемого аппарата выполнена из магнитомягкого феррита, к которому припаяны магнитопроводы из сплава пермаллоя с высокой магнитной проницаемостью. Заправочная головка выполнена из диамагнитного материала с установленными на ней электромагнитами, которые управляют замком и корпусом микровыключателя.

### **6.9 Прочие системы**

МТА включает в себя множество систем, и с каждым годом они совершенствуются и умножаются. Для упрощения и стабильности работы МТА необходимы следующие системы и приборы:

- всенаправленная антенна для связи;
- остронаправленные антенны;
- гирокомпас и гироскопические приборы;
- датчики ориентации;
- датчики угловых скоростей;
- интегратор ускорений;
- коммутационно-логические устройства;
- приборы визуального контроля ориентации;
- электронные счётно-решающие блоки управления;

## 7 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Во время процесса проектирования на человека воздействует не так много неблагоприятных факторов, например: монотонность работы; неправильная организация рабочих мест; малоподвижный характер деятельности; плохая освещенность рабочих мест и так далее. Все эти негативные факторы могут при накопительном эффекте привести к отклонениям здоровья или усугубить уже имеющиеся заболевания. В то время как процессы производства и эксплуатации МТА имеют множество вредных и в некоторых случаях опасных факторов, которые оказывают резко негативное влияние на здоровье работников.

В производственных и эксплуатационных процессах с данным МТА считаю наиболее важным обратить внимание на работу с криогенным топливом – жидким кислородом. При всех преимуществах данного компонента топлива, он имеет несколько недостатков, например самый значительный – взрывопожароопасность. Поэтому работа с жидким кислородом должна подчиняться стандартам безопасности труда согласно ГОСТ 12.2.052-81 и требованиям, которые утверждены на предприятии. Меры безопасности при транспортировке, хранении, работе и в случаях чрезвычайных ситуациях рассмотрим подробнее.

### **7.1 Работа с жидким кислородом**

В ЖРД используют различные окислители, кислород  $O_2$  является простым окислителем. Жидкое состояние низкокипящего компонента достигается за счет принятия соответствующих мер и, в первую очередь, за счет поддержания при эксплуатации и хранении температуры компонента не выше его температуры кипения [10, ст. 22].

Это высокоэффективный криогенный окислитель без запаха, в тонких слоях бесцветный, а в толстых слоях приобретает голубоватый цвет. Охлаждаясь до минус  $182,98^{\circ}C$  он превращается в бледно-голубую жидкость, которая частично затвердевает при минус  $218,7^{\circ}C$ , образуя синие кристаллы.

Кислород считается нетоксичным газом, но долгое пребывание в его атмосфере, порядка 5 часов может привести к угрозам здорового состояния человека. При контакте с жидким кислородом возникают ожоги и обморожение.

Кислород не коррозионно-активный, поэтому выбор материалов конструкции бака не ограничен, однако важно помнить о низких температурах эксплуатации данного компонента топлива, что может привести к охрупчиванию материала.

Экстремально низкие температуры криогенных продуктов и самостоятельное повышение давления криогенных компонентов могут привести к следующим угрозам:

- повреждения (ожоги), получение ожогов на открытых частях тела и глазах возможно при воздействии криогенных жидкостей, а также при контакте с предметами, находящимися при криогенных температурах (стенки резервуаров, трубопроводы) и возможно получение ожогов при вдыхании низкотемпературных паров;

- обморожения тканей из-за интенсивного охлаждения участков тела при контакте с криогенными продуктами;

- повреждение оборудования из-за термических деформаций и хрупкости материалов при низких температурах;

- утечки (и последствия утечек) из-за разгерметизации оборудования вследствие разных термических деформаций его компонентов, также стоит отметить, что жидкий кислород обладает высокой текучестью, способной проникнуть через малейшие зазоры, поэтому к бакам с жидким кислородом предъявляются повышенные требования к герметичности.;

#### 7.1.1 Транспортировка и хранение жидкого кислорода

Кислород благодаря своим свойствам является сильным окислителем, образует со всеми химическими элементами соединения, исключения инертные газы. Но, как и для любого вещества окислительные свойства кислорода зависят

от температуры – при высокой температуре окисление металлов протекает интенсивнее. [11, ст.8]

Транспортировка жидкого кислорода производится в специализированных резервуарах, которые представляют собой конструкцию, схожую с постоянными цистернами для хранения данного окислителя. Внутренний слой обечайки выполнен из легированной стали, в то время как внешний слой (кожух) может быть изготовлен из алюминиевого сплава или углеродистой стали. Так же необходима теплоизоляция для сведения к минимуму притока тепла из окружающей среды.

Теплоизоляционные материалы, используемые при работе с жидким кислородом, не должны вступать в химическое взаимодействие с криогенными жидкостями и элементами конструкций, при достаточно низком значении коэффициента теплопроводности, чтобы теплоизоляция была эффективна.

Для теплоизоляции сосудов с жидким кислородом естественно не используют материалы органического происхождения, потому что при недостаточной герметичности может произойти возгорание или взрыв.

В современной технике широко используются порошкообразные теплоизоляционные материалы, которые отлично работают и в условиях глубокого вакуума (вакуумно-порошковая изоляция) и не вступают в реакцию с жидким кислородом. Наиболее эффективен для этой задачи аэрогель кремневой кислоты. Именно эти порошком заполняют теплоизоляционное пространство, потому как он обладает высокой пористостью и очень тонкой структурой.

Цистерна, используемая для перевозки, располагается горизонтально, что приводит к необычному способу подачи жидкости в испаритель. В таких системах используются два испарителя, размещенных ниже резервуара и параллельно его продольной оси. Жидкость подается в испаритель с помощью запорного клапана, установленного на жидкостной линии. и параллельно его оси симметрии.

Цистерны для перевозок жидкого кислорода должны иметь дифманометрический указатель уровня, манометр на передней панели арматурного ящика. Для заправки цистерны предусмотрено 2 штуцера.

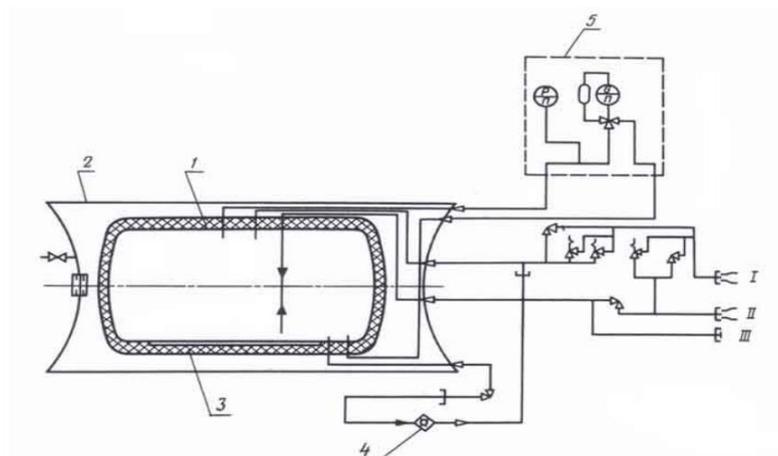


Рисунок 7.1 – Принципиальная схема цистерны транспортной криогенной:

1 – внутренний сосуд, 2 – вакуумный кожух цистерны, 3 – вакуумно-порошковая изоляция, 4 – обратный клапан испарителя, 5 – приборный щиток (манометр, указатель уровня, трехходовой вентиль отключения указателя уровня), I – штуцер «Наполнение-выдача», II – штуцер «Наполнение-выдача», III – штуцер подключения к коммуникациям

#### 7.1.2 Требования безопасности при работе с жидким кислородом

Основные риски при взаимодействии с используемым в качестве окислителя жидким кислородом проистекают из его взрывоопасности при взаимодействии с органическими соединениями и его низкой температуры, присущими сжиженным газам.

В помещении, где производятся работы с жидким кислородом, не должно находиться хлопчатобумажных концов, ваты, пакли, так как, они, будучи пропитаны жидким кислородом, при воспламенении дают взрыв. Возможность их взрыва существует при воздействии статического электричества, удара, электрической искры и прочих источников. Даже резкое сжатие органического материала, пропитанного кислородом (например, при падении), может привести к возникновению возгорания и взрыву.

Необходим тщательный контроль за всей системой для предотвращения разрушения оборудования, которое содержит окислитель, при нарастании давления. Не реже одного раза в пять лет под наблюдением инспектора котлонадзора для всех кислородных баллонов проводятся испытания на прочность давлением, в полтора раза превышающим рабочее давление. Важно следить за состоянием баллонов, строго соблюдая сроки их проверки.

Внутренняя поверхность устройств предварительно подвергается доскональной очистке и обезжириванию перед заливом жидкого кислорода, чтобы исключить загрязнения органическими составами. Из рабочей зоны необходимо убрать все самовоспламеняющиеся и горючие материалы.

Средства индивидуальной защиты сотрудников, занятых в области работы с жидким кислородом:

- чистая спецодежда, без наружных карманов, брюки должны быть одеты поверх обуви;
- очки;
- перчатки комбинированные;
- ботинки кожаные;
- куртка хлопчатобумажная на утепляющей подкладке (для зимы дополнительно при необходимости).

Важно, чтобы одежда висела свободно, а для ее изготовления рекомендуется использовать брезент, хлопчатобумажные и асбестовые ткани. Однако, если выбор ткани пал на ткани, содержащие добавки искусственных волокон, необходимо просто провести антистатическую обработку. Важно отметить, что использование синтетических и шелковых тканей не допускается, так как они легко электризуются при трении.

В случае, если одежда была облита жидким кислородом, необходимо немедленно заменить ее на другую. Пропитанную кислородом одежду следует проветрить, чтобы избавиться от остаточных вредных веществ. Это поможет обеспечить безопасность и комфорт при работе.

Прикосновение не закрытыми участками кожи к объектам и стенкам сосудов, контактирующими до этого с криогенными жидкостями, может вызвать тяжёлые ожоги и обморожение. Кратковременный контакт с криогенными веществами не так опасен, потому как между жидкостью и кожей человека образуется газовая прослойка, защищающая эпителий. При попадании жидкого кислорода на незащищенный участок тела его следует немедленно обмыть водой.

В случае незначительного обморожения, пораженный участок необходимо окунуть в теплую воду. При большом количестве поражённых участков или при долговременном воздействии вещества требуется специальная медицинская помощи, лечение аналогично лечению обычных ожогов. Необходимо принимать меры для предотвращения контакта обслуживающего персонала с криогенными веществами, а также с объектами при низких температурах. Для этого используются такие методы, как герметизация, теплоизоляция, ограждение оборудования, использование предупреждающих знаков и окраска в соответствии с ГОСТ 12.2.052-81.

В помещениях, где установлено кислородное оборудование, или в непосредственной близости от него, необходимо предусмотреть аварийные душевые кабины или ванны с водой, мобильные гидранты с водой и углекислые огнетушители.

В соответствии с Инструкцией о безопасности для сотрудников занимающихся обслуживанием и ремонтом межцеховых и внутрицеховых кислородных систем, любые работы производится должны производиться только после их отсоединения от источника давления и установки заглушек. Перед началом работ необходимо провести обезжиривание разборных элементов арматуры и резьбовых соединений на кислородных трубопроводах, после чего следует их просушить на открытом воздухе.

Сотрудникам, работающим с кислородным оборудованием, запрещено:

– выполнять ремонт баллонов с сжиженным газом, и их вентилей;

- использовать открытый огонь, включать и выключать освещение в помещениях, где проводится ремонт газобаллонов;
- курить и пользоваться открытым огнем в помещении, где проходят кислородные трубопроводы;
- проверять плотность кислородных трубопроводов, арматуры и приборов, а также отогревать их с применением открытого огня;
- оставлять без надзора не закрытые металлической заглушкой и не продутые воздухом участки кислородных трубопроводов, арматуру, приборы;
- проводить ремонтные работы с использованием газовой сварки на активных кислородных трубках без предварительного их отключения от активной сети и продувки азотом.

### 7.1.3 Требования безопасности в аварийных ситуациях

В случае пролива жидкого кислорода следует немедленно прекратить его поступление и дать ему возможность испариться, избегая возникновения искр или пламени (не перемещать и не двигать оборудование).

Если происходит утечка кислорода во время проведения ремонтных работ, следует незамедлительно отключить аварийный участок и выполнить следующие действия:

- 1) Предупредить всех присутствующих в здании о риске взрыва и возгорания при использовании открытого огня, курения, включения или выключения электрического освещения и электроприборов.;
- 2) По прибытии аварийной команды подробно информировать руководителя команды о сложившейся ситуации.
- 3) Производить устранение наиболее срочных неисправностей, строго соблюдая требования инструкции по технике безопасности.

Если во время ремонта кислородопровода возникает пожар, следует:

- 1) Немедленно прекратить ремонтные работы, перекрыть подачу кислорода в помещение и сообщить руководству.;
- 2) Эвакуировать обслуживающий персонал безопасное место;

3) Вызвать пожарную команду;

4) Начать тушение возгорания имеющимися средствами пожаротушения, для тушения загоревшегося оборудования следует использовать негорючие в кислороде средства пожаротушения (углекислотные огнетушители, асбестовая кошма, сильная струя воды). В случае возгорания материалов в кислородной атмосфере самым эффективным способом тушения является их орошение водой (душирование) со скоростью потока  $1 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$  или помещение в ванну или бассейн.

Соблюдение этих правил, мероприятий и технических мер безопасности позволит сохранить безопасные условия труда на производстве, связанном с использованием жидкого кислорода как криогенного топлива.

## 8 РАСЧЕТ ЗАТРАЧИВАЕМЫХ ЭКОНОМИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ

Определение экономических затрат при проектировании, производстве и эксплуатации аппаратов, является важной частью проекта. На данном этапе выясняется рентабельность, и так как ранее рассматривалось проектирование МТА в этой главе будет рассмотрена стоимость именно проектирования изделия.

Для анализа стоимости работы специалистов-проектантов стоит учитывать следующие затраты:

- зарплата каждого из сотрудников;
- дополнительная зарплата отдельных специалистов и премии;
- обязательная страховка сотрудников;
- стоимость дополнительных исследовательских работ;
- стоимость программного обеспечения компьютеров для работ;
- непредвиденные траты;
- дополнительные расходы, учтённые протоколом работ.

Для работы над организационно-экономической частью необходимо иметь данные о: перечне необходимого оборудования для реализации проекта; перечне программного обеспечения для реализации проекта; количестве затраченных часов, необходимых для реализации проекта.

Стоимость проектирования изделия напрямую зависит от размера заработной платы сотрудника, выполняющего работу. Примем значение данного параметра исходя из средней зарплаты научных сотрудников и инженеров в России. Основываясь на данных веб-сайтов конструкторских бюро и веб-сайтов по трудоустройству, примем сумму в размере 71000 у.е., за среднюю зарплату инженера с опытом.

Страховые взносы в России – обязательные для работодателя платежи на социальное страхование сотрудников. Существует несколько видов социального страхования, которые включают обязательное пенсионное страхование, обязательное медицинское страхование, а также страхование на случай

временной нетрудоспособности или в связи с материнством. Кроме того, работникам предоставляется страхование от несчастных случаев и профессиональных заболеваний. В нашем государстве установлены тарифы, согласно которым в зависимости от размера заработной платы работника идут отчисления:

- 2,9% взносы в фонды социального страхования (ФСС);
- 5,1% (не менее 3013 у.е в месяц) взносы на медицинское страхование (ОМС);
- 22% (не менее 16242 у.е в месяц) взносы в фонд обязательного пенсионного страхования.

В сумме размер обязательных взносов на пенсионные выплаты и страхование каждого сотрудника для работодателя составляет не менее 30% от фонда оплаты. Следовательно, у сотрудника с зарплатой 71000 у.е. страховые и прочие взносы будут в размере 21300 у.е.

Создание благоприятных условий труда – вот еще одна статья расходов, на которую должен обратить внимание работодатель. Важно понимать, что качественные условия труда существенно влияют на производительность и эффективность работы сотрудников. Проектировщику для выполнения своей работы потребуется программное обеспечение для выполнения непосредственно проектирования, расчетов на прочность и различных расчётов связанных с масса-габаритными параметрами и тому подобное. Выбор правильного программного обеспечения и оборудования может оказать значительное влияние на качество и точность работы проектировщика. Важным аспектом работы проектировщика является составление проектной документации, что в свою очередь тоже требует материальных вложений.

Распишем все затраты, связанные с обеспечением одного сотрудника функционирующим рабочим местом для работы в течении одного месяца. Затраты на аренду рабочего помещения, оплата за свет и прочие коммунальные услуги не учитывались.

Таблица 8.1 – Перечень затрат

Наименование продукта	Количество, шт	Срок использования, месяц	Сумма затрат, у.е.
Ноутбук HUAWEI MateBook D 16	1		69900
<u>МФУ струйный HP DeskJet 2320</u>	1		7000
APM WinMachine Structural	1	1	70000
КОМПАС – 3D v21 Home Электронная версия	1	1	990
Офисная программа Microsoft Office 2021 Professional Pro Plus	1	1	2590
Mathcad Education – Student Edition	1	1	4237
Расходы на канцтовары		1	1100
Итого			1558177

Рассмотрим остальные возможные затраты. Стоимость исследовательских работ – это стоимость оплаты труда научного сотрудника, который занимается изучением материала и разработкой нестандартных выгодных решений задач проектирования. Пускай данная оплата труда будет равна дополнительной заработной платы сотрудника. Эта сумма составляет примерно 20% от основной зарплаты, то есть в нашем случае 14200 у.е.

Предположим, что непредвиденные издержки составляют 15-20% от базовой заработной платы сотрудника. Для проектирования МТА будем учитывать для данных расходов 20% что составит 14200 условных единиц.

Также стоит учесть специальные расходы, включающие затраты машинного времени на выполнение заданий на персональном компьютере.

Рассчитать затраты на машинное время не составит большого труда. Это время необходимо для подготовки материалов научно-технической информации, проектирования, и на пользование средствами связи можно. Рассчитаем, используя следующие формулы:

$$C_{\text{маш.вр}} = T_{\text{маш.вр}} \cdot P_{\text{маш.вр}} \quad (8.1)$$

где  $T_{\text{маш.вр}}$  – тарифная стоимость одного часа машинного времени,

$$T_{\text{маш.вр}} = 65 \text{ у.е./ч};$$

$P_{\text{маш.вр}}$  – машинное время, используемое на проведение работ.

Необходимое количество машинного времени рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{маш.вр}} = t_i \cdot T_{\text{д}} \cdot T_{\text{ср.маш}}, \quad (8.2)$$

где:  $t_i$  – трудоемкость работ, чел.дней, примем равной 22 дням при пятидневной рабочей неделе;

$T_{\text{д}}$  – продолжительность рабочего дня, примем 8 ч при пятидневной рабочей неделе;

$T_{\text{ср.маш}}$  – средний коэффициент использования машинного времени примем равным 0,7.

$$P_{\text{маш.вр}} = 22 \cdot 8 \cdot 0,7 = 123,2 \text{ ч.}$$

Стоимость машинного времени составит:

$$C_{\text{маш.вр}} = 65 \cdot 123,2 = 8008 \text{ у.е.}$$

Таблица 8.2 – Стоимость месяца проектирования

Наименование затрат	Сумма затрат, у.е.
Ноутбук HUAWEI MateBook D 16	69900
<u>МФУ струйный HP DeskJet 2320</u>	7000
Office 2021 Professional Plus	2590
Mathcad Education – Student Edition	4237
КОМПАС – 3D v21 Home Электронная версия	990
APM WinMachine Structural	70000

Продолжение таблицы 8.2

Расходы на канцтовары	1100
Заработная плата	71000
Расходы на налоги	21300
Дополнительная заработная плата	14200
Непредвиденные расходы	14200
Стоимость машинного времени	8008
Итого	546842

Можно сделать вывод, что проектная работа опытного инженера для проектирования космического аппарата предположительно будет стоить около 546842 у.е. Однако, необходимо учесть, что в соответствии с законодательством Российской Федерации, для юридических и физических лиц занимающихся научной деятельностью предусматривается налоговый вычет.

Федеральный закон от 24 июля 2007 года № 209 – ФЗ «О развитии малого и среднего предпринимательства в Российской Федерации» регулирует налоговые отношения в научной деятельности. Основная информация об этой налоговой льготе содержится в статье 22.5 «Налоговые вычеты на основные научные исследования и разработки».

То есть налогоплательщики, осуществляющие научно-исследовательские работы, могут рассчитывать на сокращение налоговой базы в размере фактических затрат на эту работу.

Основные вычеты по научным исследованиям и разработкам, а также по научно-техническим разработкам снижают налог на прибыль предприятий или налоговую базу предприятия, выполняющего работу. Налогоплательщики имеют право использовать эти вычеты для научных исследований и разработок, стоимость которых определяется на основе результатов их фактических затрат в налоговых декларациях за налоговый период, когда такие затраты были произведены. Это позволяет в будущем сократить затраты проектного отдела на зарплату сотрудников и налоговые платежи.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы детально рассмотрены особенности использования транспортных космических аппаратов, рассмотрены способы орбитальных переходов и выбран оптимальный – импульсный. Для расчётов была выбрана орбита ГСО, такой выбор обоснован тем, что данная орбита энергозатратная и спроектировав МТА для таких сложных условий, можно планировать и другие менее энергетически затратные миссии с данным аппаратом.

Рассчитаны баллистические траектории межорбитальных перелетов с низкой околоземной орбиты до геостационарной орбиты с полезным грузом и обратно без нагрузки. Перелёт рассчитан с учётом наклона орбит (разница составила  $56,1^\circ$ ) по двухимпульсной схеме с переходным эллипсом Гомана. Для перехода с НОО на ГСО необходимо вначале полёта передать первый импульс –

$\Delta V_1 = 2,495 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ , а для схода с перелетного эллипса на рабочую орбиту

необходим второй импульс равный  $\Delta V_2 = 2,353 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ . Для обратного перелёта

схема аналогична, но потребовались большие затраты скорости –  $\Delta V_3 = 1,482 \frac{\text{км}}{\text{с}}$

и  $\Delta V_3 = 7,778 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ .

Исходя из потребных импульсов был осуществлён расчёт основных проектных параметров МТА, то есть построена массово-геометрическая модель аппарата. Для аппарата выбран двигатель 11Д58М работающий на жидком кислороде и синтине. На данном этапе при расчётах учитывались многие факторы и параметры, для получения приближённого облика аппарата. По заданной массе полезного груза 5000 кг определялась минимальная стартовая масса, которая в итоге расчёта шести приближений составила 25000 кг. Исходя из потребных масс окислителя и горючего были определены объём топливных

баков, при том, что диаметры подобраны исходя из максимальных возможных размеров МТА.

Также проведена оценка эффективности аппарата – проведен расчёт максимальной полезной нагрузки, которую может доставить МТА на промежуточную орбиту к Марсу по схеме полёта КА «Фобос-грунт». Масса полезной нагрузки, которую может вывести аппарат составила 17570 кг, из чего можно сделать вывод о том, что аппарат эффективен в рамках этой миссии, так как масса КА «Фобос-грунт» составляет 13500 кг.

Далее был проведен расчёт на прочность бака окислителя. В роли окислителя выступает жидкий кислород, данный компонент топлива нетоксичен, но очень взрывоопасен при контакте с органическими соединениями и очень текуч, поэтому к бакам жидкого кислорода предъявляются высокие требования к прочности и герметичности. В ходе расчёта была подобрана оптимальная толщина днищ и обечайки бака.

После определения основных габаритных характеристик аппарата, была определена компоновочная схема МТА. Были описаны основные агрегаты, исполнительные органы и определено размещение приборов. Важным элементом является система стыковки – была выбрана стыковка типа «штырь–конус».

В рамках обеспечения безопасности работы с криогенными топливами в седьмой главе были рассмотрены особенности таких компонентов топлива. В частности, были рассмотрены: одна из схем производства жидкого кислорода; правила работы с жидким кислородом.

В ходе расчёта экономических затрат на проектирование были учтены затраты на оплату труда инженера, затраты на страхование сотрудника, затраты на программное обеспечение для работы и специальные расходы. Без учёта налоговых льгот для лиц, занимающихся научной деятельностью, затраты на проектирование составляют сумму в размере 546842 у.е.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. Пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с., ил.
2. Хохулин В.С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД / В. С. Хохулин, В.А. Чумаков. – Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 72 с.: ил.
3. Грабин Б.В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для вузов. – М: Изд-во Машиностроение, 1991. – 414 с.
4. Баранов Д.А. Типовые решения в проектировании и конструировании элементов ракет-носителей: учеб. пособие / Д.А. Баранов, В.Д. Еленев. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 112 с.: ил.
5. Авдонин А.С. Прикладные методы расчета оболочек и тонкостенных конструкций: уч. изд. – М: Изд-во Машиностроение, 1969. – 402 с.
6. Бровкин А.Г. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / А. Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко и др. Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.
7. Сыромятников В. С. Стыковочные устройства космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1984. – 216 с., ил.
8. Александров А.А. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов «Союз» Текст научной статьи по специальности «Механика и машиностроение» / А.А. Александров, И.В. Бармин, И.Д. Кунис, В.В. Чугунков: Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение», 2016. – 2 – 27 с.
9. Егорычев В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 72 с.: ил.

10. Баранов А.Ю. Хранение и транспортировка криогенных жидкостей / А.Ю Баранов, Е.В. Соколова Часть 1: Учебное пособие. – СПб: Университет ИТМО, 2017. – 95 с.

11 Федеральный закон от 24 июля 2007 года № 209-ФЗ "О развитии малого и среднего предпринимательства в Российской Федерации".