

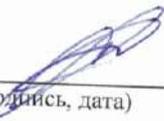
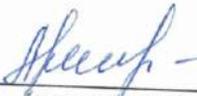
Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

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

ДОПУСТИЛ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой
В.В. Соловьев
«29» января 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

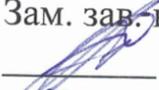
на тему: Расчет прочностных параметров бака горючего космического корабля.

Исполнитель студент группы 8111 – ос	 _____ (подпись, дата)	А.А. Миклушонок
Руководитель доцент, канд. тех. наук	 _____ (подпись, дата)	В.В. Соловьев
Консультант по БЖД доцент, канд. тех. наук	 _____ (подпись, дата)	А.В. Козырь
Нормоконтроль старш. препод. каф. СИТРК	 _____ (подпись, дата)	М.А. Аревков
Рецензент	 _____ (подпись, дата)	Д.К. Гамза

Благовещенск 2024

Министерство наук 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

УТВЕРЖДЕНО
Зам. зав. кафедрой
 В.В. Соловьев
«30» декабря 2023 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Миклушонка Алексея Андреевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Расчет прочностных параметров бака горючего космического корабля.

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381 – уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы: 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса полезной нагрузки 2500 кг; высота начальной орбиты 200 км; конечная орбита находится на удалении 200 км от луны.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: общие сведения, проектный расчет бака несимметричного диметилгидразина транспортного космического корабля, БЖД, экономический расчет.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, результаты расчетов, сборочный чертеж, выносные элементы бака, элементы конструкции бака в 3D, 3D модель бака НДМГ, создание сетки бака НДМГ методом КЭ, результаты силового анализа, членение ТКК, размещение под КГЧ, заключение

6. Консультанты: Козырь А.В., доцент. канд. тех. наук

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023 г.

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

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023 г. *Мин*

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 76 страницы, 15 рисунков, 3 таблицы, 11 источников.

ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ, БАК,
НЕСИМЕТРИЧНЫЙ ДИМЕТИЛГИДРАЗИН, АЗОТНЫЙ ТЕТРАОКСИД,
ДВИГТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, АЛЮМИНИЕВЫЙ СПЛАВ

В работе представлены результаты разработки бака горючего транспортного космического корабля, доставляющего полезный груз на окололунную орбиту. Данный бак обеспечивает хранение и вытеснение несимметричного диметилгидразина в условиях перелета на окололунную орбиту.

Цель работы – Просчет прочностных характеристик бака горючего космического корабля, доставляющего полезный груз массой 2500 кг на окололунную орбиту.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	7
Введение	8
1 Прототипы	11
1.1 «Союз – МС (Лунная версия)»	11
1.2 «Орел»	11
1.3 «Орион»	13
1.4 «КПКК НП»	14
2 Энергетическая часть расчета	15
2.1 Импульсная часть расчета	15
2.2 Нулевое приближение	18
2.3 Первое приближение	25
2.4 Приближения со второго по пятое, а также нахождение сухой массы	
ТКК	32
3 Расчет бака горючего	41
3.1 Расчет массогабаритных параметров бака	41
3.2 Расчет трубопроводов	44
4 Моделирование бака горючего в 3D и проверка его на разрушаемость при граничных	46
4.1 Моделирование бака горючего в 3D	46
4.2 Расчет бака горючего при граничных условиях	48
5 Производство и испытания бака горючего	52
5.1 Элементы бака горючего	52
5.2 Производство бака горючего	53
5.2.1 Производство верхнего и нижнего днища	53
5.2.2 Производство вытеснительной мембраны	54
5.2.3 Производство алюминиевого обода	54
5.2.4 Производство креплений	55

5.2.5 Производство штуцеров	55
5.2.6 Общая сборка бака	55
5.3 Испытания бака горючего	56
6 Подбор космической головной части	59
7 Безопасность и экологичность	64
7.1 Воздействие на человека и окружающую среду компонентов топлива	64
7.2 Основные требования безопасности при работе с АТ и НДМГ	66
8 Экономическая часть	70
8.1 Приближенная оценка стоимости ТКК	70
8.2 Стоимость материалов, затрачиваемых на производство бака	71
Заключение	73
Библиографический список	75

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

АТ – азотный тетраоксид;

ДУ – двигательная установка;

КА – космический аппарат;

КГЧ – космическая головная часть;

КЦ – космический центр;

МКС – международная космическая станция;

МНЛС – международная научная лунная станция;

НДМГ – несимметричный диметилгидразин;

НОО – низкая околоземная орбита;

РКК – ракетно-космическая корпорация;

РН – ракета-носитель;

САПР – система автоматизированного проектирования;

ТКК – транспортный космический корабль.

ВВЕДЕНИЕ

Российская Федерация и Китайская Народная Республика планируют создание международной научной лунной станции на поверхности Луны или на ее орбите. Строительство станции намечено на 2031 – 2035 годы.

Научные цели международной лунной станции:

1. Изучение топографии, геоморфологии и внутреннего строения Луны;
2. Изучение физики и внутреннего строения Луны;
3. Изучение лунной химии (материалов и геохронологии);
4. Изучение окололунного пространства;
5. Астрономические наблюдения с поверхности Луны;
6. Наблюдения Земли с поверхности Луны;
7. Биологические и медицинские эксперименты в условиях лунной поверхности;
8. Освоение лунных ресурсов.

Также у США есть проект «Лунной орбитальной платформы – шлюза» сокращенной «LOR – G» также известная как «Gateway». Программу по созданию этой станции возглавляет НАСА и начало строительства планируется в 2024 году. Расстояние от поверхности луны минимальное будет 3000 км, а максимальное 70000 км, также рассматривается вариант с высотой от 100 до 200 км от поверхности луны с этой высоты будет проще садиться на поверхность луны для ее изучения. Станция сможет принимать на своем борту до 4 членов экипажа.

Планируемые модули станции «Gateway»:

1. Электродвигательный модуль;
2. Жилой модуль;
3. международный жилой модуль;
4. Американский жилой модуль;
5. Модуль снабжения;
6. Шлюзовой модуль.

Планируется что все модули станции будут доставляться кораблем «Орион».

Планируемые события станции «Gateway»:

1. Запуск электродвигательного модуля и жилого модуля в 2024 году;
2. Запуск посадочного аппарата в 2025 году;
3. Запуск корабля «Орион» с логическим модулем и высадка на Луну в 2025 году;
4. Запуск корабля с экипажем, миссией которого будет сборка станции в 2027 году.

Существующие транспортные космические корабли (ТКК) не способны выполнять транспортные операции к окололунной орбите из – за существенных ограничений по дальности перелета и массе выводимого груза. Поэтому для обеспечения проекта такого масштаба необходимо создание ТКК способного совершать подобные транспортные операции.

Решающим фактором при разработке ТКК для данных операций будет масса полезной нагрузки, которую они будут способны выводить на окололунную орбиту. При создании таких ТКК важно учитывать габариты и массу самого ТКК, а также его основных частей так как на данные параметры накладываются ограничения ракетой-носителем (РН) и ее космической головной частью (КГЧ). Необходимо разработать ТКК с такой массой и с такими габаритами чтоб РН могла вывести его на низкую околоземную орбиту (НОО) а также чтоб ТКК помещался под КГЧ.

Одними из основных составных частей ТКК являются двигательная установка (ДУ) и баки горючего и окислителя. Так как именно ДУ будет давать ТКК импульс необходимый для выведения ТКК на окололунную орбиту. А масса топлива и масса баков будут составлять большую часть от общей массы ТКК при подобных операциях. Бак горючего и окислителя необходимо проектировать с учетом необходимости вытеснения горючего и окислителя в условиях невесомости, а также с учетом нагрузок, испытываемых баками.

Задачи дипломной работы:

1. Рассчитать примерную массу ТКК;
2. Рассчитать энергетическую часть перелета ТКК;
3. Рассчитать бак горючего и его трубопроводов данного ТКК;
4. Проверить разработанный бак горючего на разрушение при заданных нагрузках с учетом коэффициента запаса.

1 ПРОТОТИПЫ

1.1 «Союз – МС (Лунная версия)»

«Союз – МС (Лунная версия)» - российский транспортный пилотируемый космический корабль, предназначенный для полетов к Луне, создавался одним из ведущих предприятий космической промышленности России ракетно – космической корпорацией (РКК) «Энергия» имени С.П. Королева. Данный транспортный корабль представлял собой глубокую модернизацию корабля «Союз – МС» изначально корабли серии «Союз», разрабатываемые ОКБ – 1 под руководством С.П. Королева должны были заменить устаревшие на момент 1962 года корабли серии «Восток» и при этом иметь возможность глубокой модернизации для полетов к Луне.

Предполагалось, что «Союз – МС (Лунная версия)» будет выводиться РН семейства «Ангара» с космодромов «Байконур» и «Восточный». Также данный корабль подразумевал собой площадку для старта развития космического туризма, однако по расчетам специалистов недельный перелет на одного пассажира обойдется в 150 – 180 миллионов долларов.

Работы над проектом «Союз – МС (Лунная версия)» стартовали в 2004 году, однако позднее были прекращены из-за конкуренции с проектом «Орел» он же «Федерация». Критика данного проекта строилась на том, что «Союз – МС (Лунная версия)» перетягивает на себя средства, которые можно было бы пустить в разработку абсолютно нового корабля «Орел» и это при том что задачи, поставленные перед кораблями «Орел» и «Союз – МС (Лунная версия)» очень схожи.

1.2 «Орел»

«Орел» он же «Федерация» - перспективный российский многоразовый пилотируемый космический корабль, разрабатываемый в РКК «Энергия» им. С.П. Королева с 2009 года. Задачи, поставленные перед данным кораблем это доставка людей и грузов за пределы околоземной орбиты в том числе к Луне.

Численность экипажа должна составить до 6 человек, при перелетах к луне до 4 человек, а масса полезного груза до 500 кг, в грузовом варианте масса полезного груза до 2 т. Предполагаемый срок активного существования корабля составит до одного года в составе орбитальной станции и до 30 суток в автономном варианте.

Корпус космического корабля «Орел» будет изготовлен на 80% из композиционных материалов. А спускаемый аппарат будет изготавливаться из алюминиевых сплавов, если быть точнее, то из алюминиевого сплава 1570С содержащего редкоземельный металл скандий. И будет приземляться с помощью трех парашютов и реактивной системы мягкой посадки. В 2015 году рассматривался вариант с заменой алюминиевых сплавов на композиционные материалы и углепластики. Это должно было снизить массу корабля на 20-30% и продлить срок его эксплуатации, но в марте 2017 года было принято решение снова вернуться к алюминиевым сплавам.

Корабль «Орел» будет оснащен твердотопливным двигателем с тягой 22,5 тс и однокомпонентными двигателями на перекиси водорода с тягой 75 кгс, а маневровые двигатели будут работать на гептиле.

Массогабаритные параметры корабля будут следующие:

1. Длина – 6,1 м;
2. Максимальный диаметр корпуса – 4,4 м;
3. Масса при околоземных орбитальных перелетах – 12 т;
4. Масса при полетах на окололунную орбиту – 16,5 т;
5. Масса возвращаемой части – 4,23 т;
6. Масса возвращаемой части включая массу системы мягкой посадки – 7,77 т;
7. Объем герметичного отсека – 18 м³.

Первый орбитальный беспилотный запуск планируется в 2025 году. Выводить космический корабль планируется с космодрома «Восточный» с использованием РН «Ангара – А5», первый пилотируемый полет также планируется в 2025 году.

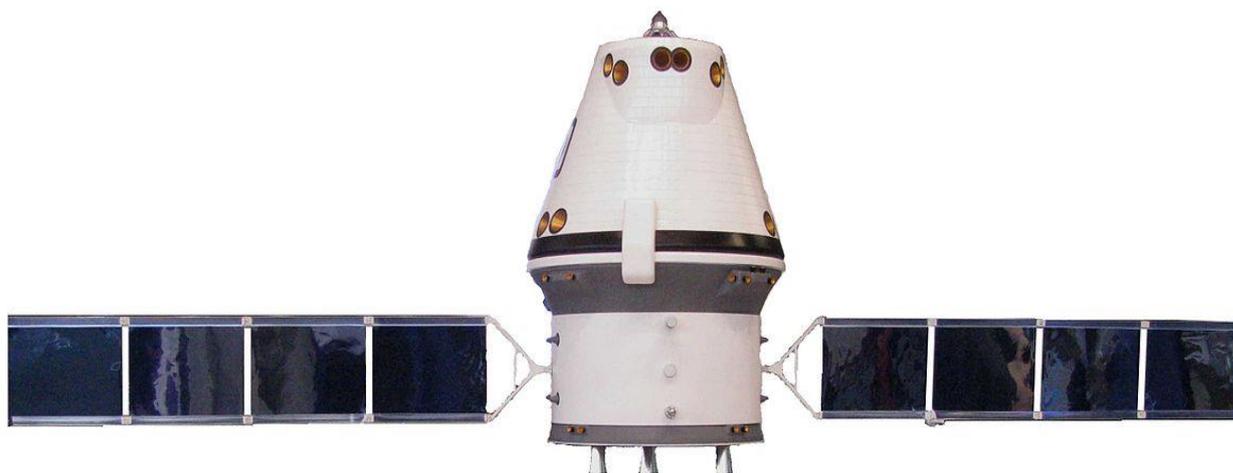


Рисунок 1.1 – Макет корабля «Орион», представленный на МАКС – 2009

1.3 «Орион»

«Орион» много целевой пилотируемый корабль американско – европейской разработки, с частичной много разовостью. Начало разработки с середины 2000 – х годов компаниями «Lockheed Martin» и «Airbus Defence and Space» в рамках программы «Созвездие». Задачами этой программы было возвращение к полетам на Луну, а также началом полетов к Марсу.

«Орион» должен был заменить устаревшие на момент 2011 года корабли «Space Shuttle». Первый испытательный полет был намечен на 2013 год а первый пилотируемый полет с экипажем из двух астронавтов на 2014 год, начало полетов к Луне на 2019 – 2020 годы. Однако первый запуск корабля состоялся только 16 ноября 2022 года в составе миссии «Artemis – 1» с площадки «LC – 39В» с использованием РН «SLS Block – 1».

Количество членов экипажа корабля должно было достигать до 6 человек, а при пилетах к Луне до 4 человек.

Массогабаритные параметры корабля будут следующие:

1. Длина – 3,3 м;
2. Максимальный диаметр корпуса – 5,3 м;
3. Сухая масса – 15 т;
4. Стартовая масса – 26 т.



Рисунок 1.2 – Космический корабль «Орион»

1.4 «КПКК НП»

Китайский пилотируемый космический корабль нового поколения «КПКК НП» - первый многоразовый пилотируемый космический корабль КНР, разработанный «Китайской аэрокосмической научно-технической корпорацией». Основными задачами, стоящими перед этим кораблём, является доставка людей на орбиты Земли и Луны. Количество членов экипажа планируется до 6 человек или 3 человека и 500 кг груза.

Массогабаритные параметры корабля будут следующие:

1. Длина – 8,8 м;
2. Максимальный диаметр корпуса – 4,5 м;
3. Стартовая масса – 21,6 т.

На данный момент было два успешных беспилотных запусков данного корабля с космодрома «Вэньчан» с использованием РН «Чанчжэн – 5В».

2 ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ РАСЧЕТА

2.1. Импульсная часть расчета

В данной задаче принимаем начальную орбиту и конечную круговыми компланарными, а также что конечная орбита находится на высоте в 200 км от поверхности луны. Перелет между двумя круговыми орбитами, которые не пересекаются и не касаются друг друга, возможен с помощью двух импульсного перехода.

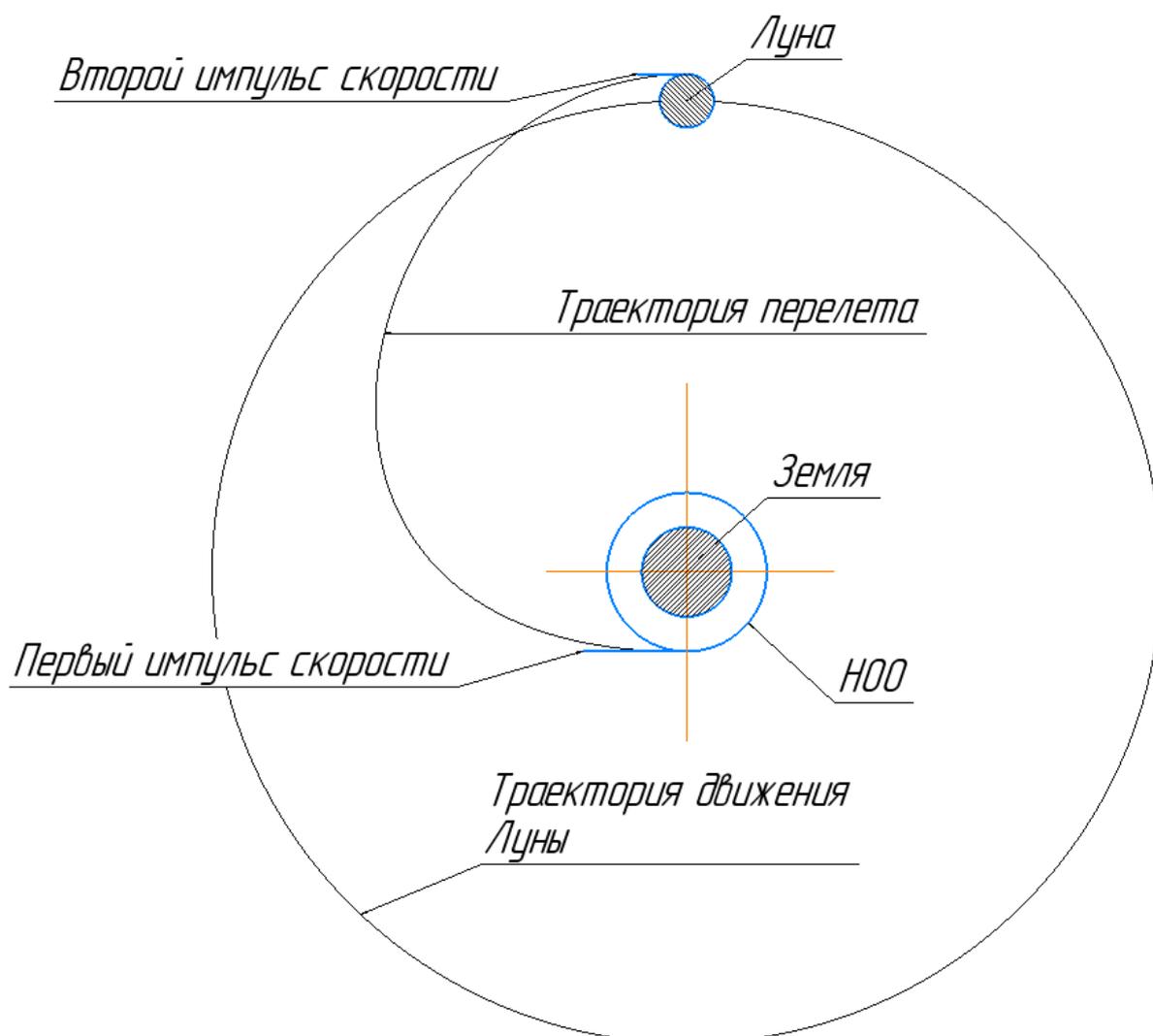


Рисунок 2.1 – Траектория перелета

В этом случае суммарные энергетические затраты определяются следующим образом:

$$\sum \Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2. \quad (2.1)$$

Для проведения дальнейшего анализа, нужно выбрать оптимальную (с точки зрения суммарного импульса скорости) схему двухимпульсного перелета. Оптимальный будет тот в котором суммарный импульс скорости будет наименьшим.

Определим параметры переходной траектории:

$$r_{\text{пн}} = r_{\text{он}} = r_{\text{н}} + r_3 = 200 + 6371 = 6571 \text{ км}; \quad (2.2)$$

$$r_{\text{пк}} = r_{\text{ол}} - r_{\text{л}} - r_{\text{лс}} + r_3 = 378000 - 1737 - 200 + 6371 = 382434 \text{ км}, \quad (2.3)$$

где r_3 – радиус Земли;

$r_{\text{л}}$ – радиус Луны;

$r_{\text{н}}$ – высота начальной траектории;

$r_{\text{ол}}$ – высота орбиты луны;

$r_{\text{лс}}$ – высота орбиты лунной станции относительно поверхности Луны.

Расчитаем импульсы скорости необходимые для осуществления данного перелета. Для этого определим круговую скорость на начальной орбите:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{\text{пн}}}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7788 \text{ м/с}, \quad (2.4)$$

где μ_3 – гравитационный параметр земли.

Определим геоцентрическую скорость в перигее переходной траектории:

$$V_{\text{геоц.п}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_3}{r_{\text{пн}}} - \frac{2 \cdot \mu_3}{r_{\text{пн}} + r_{\text{пк}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{6571} - \frac{2 \cdot 398600}{6571 + 382434}} = 10921 \text{ м/с}. \quad (2.5)$$

Определим геоцентрическую скорость в апогее переходной траектории:

$$\begin{aligned}
 V_{\text{геоц.}\alpha} &= \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_3}{r_{\text{ПК}}} - \frac{2 \cdot \mu_3}{r_{\text{ПК}} + r_{\text{ЛН}}}} = \\
 &= \sqrt{\frac{2 \cdot 398600}{382434} - \frac{2 \cdot 398600}{382434 + 6571}} = 187,65 \text{ м/с.}
 \end{aligned}
 \tag{2.6}$$

Определим гиперболический избыток:

$$V_{\text{гип.изб.}} = |V_{\text{геоц.}\alpha} - V_{\text{геоц.л}}| = |187,65 - 1018| = 830,35 \text{ м/с,}
 \tag{2.7}$$

где $V_{\text{геоц.л}}$ – геоцентрическая скорость Луны.

Тогда местная гиперболическая скорость на орбите луны:

$$V_{\text{гиперб.л}} = \sqrt{V_{\text{геоц.л}}^2 + \frac{2 \cdot \mu_{\text{л}}}{r_{\text{ПК}}}} = \sqrt{830,35^2 + \frac{2 \cdot 4903}{382434}} = 845,65 \text{ м/с,}
 \tag{2.8}$$

где $\mu_{\text{л}}$ – гравитационный параметр Луны, безразмерная величина.

А местная круговая скорость на орбите луны будет равна:

$$V_{\text{кр.л}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{л}}}{r_{\text{ПК}}}} = \sqrt{\frac{4903}{382434}} = 113,23 \text{ м/с.}
 \tag{2.9}$$

Потребный импульс скорости в начале переходной траектории будет равен:

$$\Delta V_{\text{потр.н}} = V_{\text{геоц.л}} - V_{\text{кр}} = 10921 - 7788 = 3133 \text{ м/с.}
 \tag{2.10}$$

А потребный импульс скорости в конце переходной траектории будет равен:

$$\Delta V_{\text{потр.к}} = V_{\text{гиперб.л}} - V_{\text{кр.л}} = 845,65 - 113,23 = 732,42 \text{ м/с.} \quad (2.11)$$

Тогда суммарные затраты импульсной скорости на перелет будут равны:

$$\Sigma \Delta V = \Delta V_{\text{потр.н}} + \Delta V_{\text{потр.к}} = 3132,67 + 732,42 = 3865,09 \text{ м/с.} \quad (2.12)$$

Поскольку задана масса полезного груза (прямая постановка задачи), решение параметрической (массовой) части задачи проектирования ТКК будем проводить методом последовательных приближений.

2.2 Нулевое приближение

В качестве нулевого приближения значения начальной тяговооруженности и значений коэффициентов модели массовых характеристик примем равными;

$$n_0 = 0,3;$$

$$a_{\text{т.о}} = 0,1;$$

$$\mu_{\text{пр}} = 0,1;$$

$$\gamma_{\text{ду}} = \frac{g \cdot m_{\text{д}}}{P_{\text{ду}}} = \frac{9,81 \cdot 80}{19600} = 0,04, \quad (2.13)$$

где $m_{\text{д}}$ – масса двигательной установки (ДУ);

$P_{\text{ду}}$ – тяга ДУ в ньютонах.

В качестве ДУ берем жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) С5.92 разработанный «КБХиммаш им А.М. Исаева» по техническому заданию НПО им С.А. Лавочкина. ЖРД С5.92 – двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания, выполненный по открытой

энергетической схеме. Данный двигатель устанавливался на разгонный блок (РБ) «Фрегат». Используем данный двигатель так как он хорошо отработан и изучен во время его эксплуатации на РБ «Фрегат». ЖРД С5.92 в качестве компонентов топлива использует несимметричный диметилгидразин и тетроксид азота. Использование ЖРД на других компонентах топлива не целесообразно так как ЖРД на криогенных компонентах будут иметь большие потери топлива на испарение, а ЖДР на керосин кислороде не смогут обеспечить необходимой тяги в условиях данной задачи.

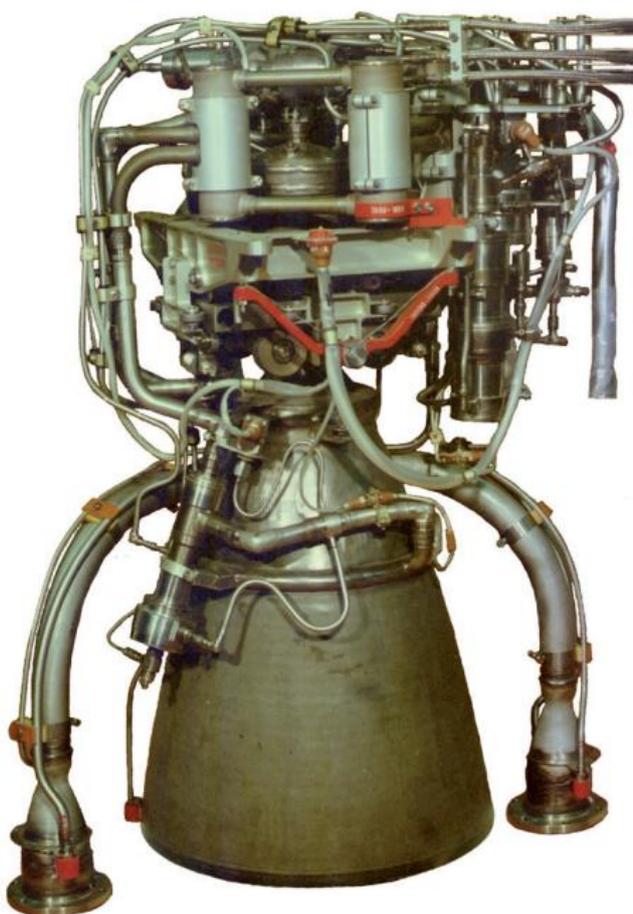


Рисунок 2.2 – Общий вид ЖРД С5.92

Найдем характеристические скорости необходимые для разгона ТКК с начальной орбиты на переходную с заданной энергией движения по следующей формуле:

$$\Delta V_{\text{хар}} = \Delta V_{\text{имп}} + \Delta V_{\text{грав}} + \Delta V_{\text{упр}}. \quad (2.14)$$

Удельный импульс ДУ равен:

$$J_{\text{уд}} = 3206 \text{ м/с.}$$

Определим гравитационные потери скорости на первом активном участке:

$$\Delta V_{\text{грав.1}} = 1,1 \cdot \frac{P_{\text{уд}}^{\frac{2}{3}}}{n_0^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{V_{\text{кр}}} \right)^3, \quad (2.15)$$

где $P_{\text{уд}}$ – действительный удельный импульс ДУ равен:

$$P_{\text{уд}} = \frac{J_{\text{уд}}}{g} = 326,809 \text{ м/с}, \quad (2.16)$$

где $J_{\text{уд}}$ – удельный импульс ДУ в м/с;

g – сила земного притяжения.

Тогда подставляя (1.16) в (1.15) получим:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{грав.1}} &= 1,1 \cdot \frac{P_{\text{уд}}^{\frac{2}{3}}}{n_0^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{V_{\text{кр}}} \right)^3 = \\ &= 1,1 \cdot \frac{326,809^{\frac{2}{3}}}{0,3^2} \cdot \left(\frac{3132,67}{7788} \right)^3 = 37,734 \text{ м/с.} \end{aligned} \quad (2.17)$$

Гравитационные потери на втором активном участке не рассматриваются так как конечная орбита выше 10000 км.

Определим потери на управление на первом активном участке:

$$\begin{aligned}\Delta V_{\text{упр.1}} &= 0,012 \cdot (\Delta V_{\text{грав.1}} + \Delta V_{\text{потр.н}}) = \\ &= 0,012 \cdot (37,734 + 3132,67) = 38,045 \text{ м/с.}\end{aligned}\quad (2.18)$$

Потери на управление на втором активном участке будут равны:

$$\Delta V_{\text{упр.2}} = 0,012 \cdot \Delta V_{\text{потр.к}} = 0,012 \cdot 732,42 = 8,789 \text{ м/с.}\quad (2.19)$$

Тогда затраты характеристической скорости на перелет определяются по формуле:

$$\Delta V_{\text{хар}} = \Delta V_{\text{хар.1}} + \Delta V_{\text{хар.2}},\quad (2.20)$$

где $\Delta V_{\text{хар.1}}$ – затраты характеристической скорости на первом активном участке равны:

$$\begin{aligned}\Delta V_{\text{хар.1}} &= \Delta V_{\text{потр.н}} + \Delta V_{\text{грав.1}} + \Delta V_{\text{упр.1}} = \\ &= 3132,37 + 37,734 + 38,045 = 3208,45 \text{ м/с.}\end{aligned}\quad (2.21)$$

а $\Delta V_{\text{хар.2}}$ – затраты характеристической скорости на втором активном участке равны:

$$\Delta V_{\text{хар.2}} = \Delta V_{\text{потр.к}} + \Delta V_{\text{упр.2}} = 732,42 + 8,789 = 741,212 \text{ м/с.}\quad (2.22)$$

Тогда подставляя (2.21) и (2.22) в (2.20) получим:

$$\Sigma V_{\text{хар1}} = \Delta V_{\text{хар.1}} + \Delta V_{\text{хар.2}} = 3208,45 + 741,212 = 3949,662 \text{ м/с.}\quad (2.23)$$

Относительная конечная масса ТКК нулевого приближения в конце первого активного участка равна:

$$\mu_{к1}^0 = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар.1}}}{J_{\text{уд}}}\right) = \exp\left(-\frac{3208,45}{3206}\right) = 0,368. \quad (2.24)$$

Относительная конечная масса ТКК нулевого приближения в конце второго активного участка равна:

$$\mu_{к2}^0 = \mu_{к1}^0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар.2}}}{J_{\text{уд}}}\right) = 0,368 \cdot \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) = 0,292. \quad (2.25)$$

Тогда относительная конечная масса полезного груза нулевого приближения будет равна:

$$\mu_{\text{пг}}^0 = \mu_{к2}^0 \cdot (1 + a_{\text{т.о}}) - n_0 \cdot \gamma_{\text{ду}} - a_{\text{т.о}} - \mu_{\text{пр}}. \quad (2.26)$$

Подставляя значения получим:

$$\mu_{\text{пг}}^0 = 0,292 \cdot (1 + 0,1) - 0,3 \cdot 0,04 - 0,1 - 0,1 = 0,109.$$

Начальная стартовая масса ТКК нулевого приближения будет равна:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{пг}}}{\mu_{\text{пг}}^0} = \frac{2500}{0,109} = 22961 \text{ кг}, \quad (2.27)$$

где $m_{\text{пг}}$ – полезная нагрузка выводимая ТКК.

Полезная нагрузка, выводимая ТКК принимается равной 2500 кг так как именно такую полезную нагрузку выводят существующие ТКК к международной космической станции (МКС).

Найдем массу рабочего топлива нулевого приближения:

$$m_{\text{тр}}^0 = \tau_0^0 \cdot \mu_T, \quad (2.28)$$

где μ_T - относительная масса топлива нулевого приближения.

$$\mu_T^0 = 1 - \mu_{\text{к2}}^0 = 1 - 0,292 = 0,708. \quad (2.29)$$

Тогда масса рабочего топлива нулевого приближения будет равна:

$$m_{\text{тр}}^0 = \tau_0^0 \cdot \mu_T = 22961 \cdot 0,708 = 16263 \text{ кг}. \quad (2.30)$$

Найдем время перелета нулевого приближения как время работы двигателя на первом и втором активных участках, а также как время, затрачиваемое на пассивный участок перелета.

$$t_0 = t_{\text{ду.01}} + t_{\text{ду.02}} + t_{\text{пас.0}}. \quad (2.31)$$

Время работы двигателя на первом активном участке:

$$t_{\text{ду.01}} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] \cdot J_{\text{уд}}^{\text{д}}}{g \cdot n_0} =$$

$$= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3132,37}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,3} = 679,338 \text{ с.} \quad (2.32)$$

Время работы двигателя на втором активном участке:

$$t_{\text{ду.02}} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{потр.к}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] \cdot J_{\text{уд}}}{g \cdot n_0} =$$

$$= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,3} = 222,489 \text{ с.} \quad (2.33)$$

Время, затрачиваемое на пассивный участок перелета:

$$t_{\text{пас.0}} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu_3}} \cdot a^{\frac{3}{2}} = \frac{\pi}{\sqrt{398600}} \cdot 194503^{\frac{3}{2}} = 426844 \text{ с,} \quad (2.34)$$

где a – большая полуось.

$$a = \frac{r_{\text{пк}} + r_{\text{пн}}}{2} = \frac{382434 + 6571}{2} = 194503 \text{ км.} \quad (2.35)$$

Тогда общее время перелета нулевого приближения в часах будет равно:

$$t_0 = \frac{t_{\text{ду.01}} + t_{\text{ду.02}} + t_{\text{пас.0}}}{60} =$$

$$= \frac{679,338 + 222,489 + 426844}{60} = 118,818 \text{ ч.} \quad (2.36)$$

2.3 Первое приближение

Найдем оптимальную начальную тяговооруженность ТКК первого приближения для уточнения последующих расчетов:

$$n_1 = \left[\frac{2 \cdot (1 + a_{т.о})}{g \cdot P_{уд}^3 \cdot \gamma_{ду}} \cdot \mu_{к2}^0 \cdot 1,1 \left(\frac{\Delta V_{потр.н}}{V_{кр}} \right)^3 \right]^{\frac{1}{3}} =$$

$$= \left[\frac{2 \cdot (1 + 0,1)}{9,81 \cdot 3326,809 \cdot 0,04} \cdot 0,292 \cdot 1,1 \left(\frac{3132,37}{7788} \right)^3 \right]^{\frac{1}{3}} = 0,257. \quad (2.37)$$

Так как меняется тяговооруженность соответственно меняется и время перелета, найдем время перелета первого приближения:

$$t_1 = t_{ду.11} + t_{ду.12} + t_{пас.1}. \quad (2.38)$$

Время работы двигателя на первом активном участке:

$$t_{ду.11} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{потр.н}}{J_{уд}}\right) \right] \cdot J_{уд}}{g \cdot n_1} =$$

$$= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3132,37}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,257} = 792,942 \text{ с.} \quad (2.39)$$

Время работы двигателя на втором активном участке:

$$\begin{aligned}
t_{\text{ду.12}} &= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{потр.к}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] \cdot J_{\text{уд}}^{\text{д}}}{g \cdot n_1} = \\
&= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,257} = 259,695 \text{ с.} \quad (2.40)
\end{aligned}$$

Время, затрачиваемое на пассивный участок перелета:

$$t_{\text{пас.1}} = t_{\text{пас.0}} = 426844 \text{ с.}$$

Тогда общее время перелета первого приближения в часах будет равно:

$$t_1 = \frac{t_{\text{ду.11}} + t_{\text{ду.12}} + t_{\text{пас.1}}}{60} = \frac{792,942 + 259,695 + 426844}{60} = 118,86 \text{ ч.} \quad (2.41)$$

Гравитационные потери скорости также будут меняться из-за изменения тяговооруженности.

Гравитационные потери на первом активном участке первого приближения будут равны:

$$\begin{aligned}
\Delta V_{\text{грав.12}} &= 1,1 \cdot \frac{P_{\text{уд}}^{\frac{2}{3}}}{n_1^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{V_{\text{кр}}} \right)^3 = \\
&= 1,1 \cdot \frac{326,809^{\frac{2}{3}}}{0,257^2} \cdot \left(\frac{3132,67}{7788} \right)^3 = 51,409 \text{ м/с.} \quad (2.42)
\end{aligned}$$

Потери на управление на первом активном участке первого приближения:

$$\begin{aligned}\Delta V_{\text{упр.12}} &= 0,012 \cdot (\Delta V_{\text{грав.1}} + \Delta V_{\text{потр.н}}) = \\ &= 0,012 \cdot (51,409 + 3132,67) = 38,209 \text{ м/с.}\end{aligned}\quad (2.43)$$

Потери на управление на втором активном участке первого приближения:

$$\Delta V_{\text{упр.22}} = \Delta V_{\text{упр.2}} = 8,789 \text{ м/с.}$$

Затраты характеристической скорости на первом активном участке первого приближения:

$$\begin{aligned}\Delta V_{\text{хар.12}} &= \Delta V_{\text{потр.н}} + \Delta V_{\text{грав.12}} + \Delta V_{\text{упр.12}} = \\ &= 3132,37 + 51,409 + 38,209 = 3222,28 \text{ м/с.}\end{aligned}\quad (2.44)$$

Затраты характеристической скорости на втором активном участке первого приближения:

$$\Delta V_{\text{хар.22}} = \Delta V_{\text{хар.2}} = 741,212 \text{ м/с.}$$

Полные затраты характеристической скорости первого приближения равны:

$$\sum V_{\text{хар2}} = \Delta V_{\text{хар.12}} + \Delta V_{\text{хар.22}} = 3222,28 + 741,212 = 3964,502 \text{ м/с.}\quad (2.45)$$

Относительная конечная масса на первом активном участке первого приближения равна:

$$\mu_{\text{к12}}^1 = \exp\left(-\frac{\sum \Delta V_{\text{хар1}}}{J_{\text{уд}}}\right) = \exp\left(-\frac{3222,28}{4611}\right) = 0,29.\quad (2.46)$$

Относительная конечная масса на втором активном участке первого приближения:

$$\mu_{к22}^0 = \mu_{к12}^0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар.22}}}{J_{\text{уд}}}\right) = 0,29 \cdot \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) = 0,231. \quad (2.47)$$

Суммарную массу топлива, заправляемую в баки ТКК можно определить по следующей формуле:

$$m_{T\Sigma}^1 = m_{\text{тр}}^0 + m_{\text{дв}}^1 + m_{\text{ост}}^1, \quad (2.48)$$

где $m_{\text{дв}}^1$ – масса достартовых выбросов топлива при запуске ДУ;

$m_{\text{ост}}^1$ – масса остатков окислителя и горючего в баках ТКК.

Найдем массу достартовых выбросов топлива при запуске ДУ как:

$$m_{\text{дв}}^1 = \frac{1 \cdot P}{J_{\text{уд}}^{\text{д}}} = \frac{1 \cdot 19600}{3206} = 6,114 \text{ кг}. \quad (2.49)$$

Масса остатков окислителя и горючего в баках ТКК найдем как:

$$m_{\text{ост}}^1 = m_{\text{тар}}^1 + m_{\text{нез}}^1, \quad (2.50)$$

где $m_{\text{тар}}^1$ – масса гарантированного запаса топлива;

$m_{\text{нез}}^1$ – масса топлива незабора.

Найдем массу гарантированного запаса топлива как:

$$m_{\text{тар}}^1 = \frac{1,1 \cdot P}{J_{\text{уд}}^{\text{д}}} = \frac{1,1 \cdot 19600}{3206} = 6,725 \text{ кг.} \quad (2.51)$$

А массу топлива незабора как:

$$m_{\text{нез}}^1 = \frac{2,0 \cdot P}{J_{\text{уд}}^{\text{д}}} = \frac{2,0 \cdot 19600}{3206} = 12,227 \text{ кг.} \quad (2.52)$$

Подставляя (2.51) и (2.52) в (2.50) получим:

$$m_{\text{ост}}^1 = m_{\text{тар}}^1 + m_{\text{нез}}^1 = 6,725 + 12,227 = 18,952 \text{ кг.} \quad (2.53)$$

Подставим (2.49) и (2.53) в (2.48):

$$m_{\text{Т}\Sigma}^1 = m_{\text{тр}}^0 + m_{\text{дв}}^1 + m_{\text{ост}}^1 = 16263 + 6,114 + 12,227 = 16287,893 \text{ кг.} \quad (2.54)$$

Тогда масса топливного отсека будет равна:

$$m_{\text{т.о}}^1 = 80,5 \cdot \frac{m_{\text{Т}\Sigma}^1}{\rho_{\text{Тср}}^{0,5}} + 200 = 80,5 \cdot \frac{16287,893}{1185^{0,5}} + 200 = 1306 \text{ кг,} \quad (2.55)$$

где $\rho_{\text{Тср}}$ – средняя плотность топлива в $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{\text{т.о}}^1 = \frac{T_{\text{т.о}}^1}{T_{\Sigma}^1} = \frac{1306}{16287,893} = 0,08. \quad (2.56)$$

Относительная масса топливного отсека берется исходя из рисунка 2.3.

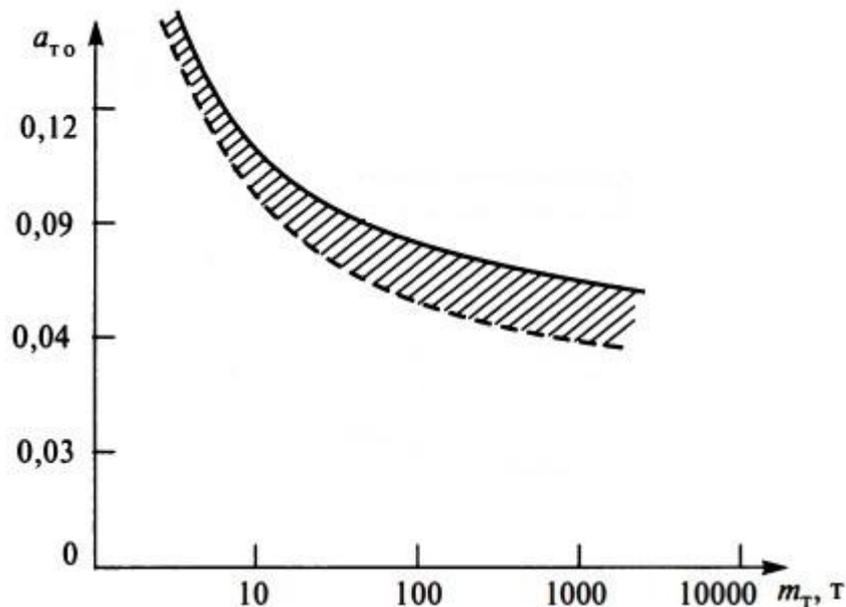


Рисунок 2.3 – Зависимость массы топливного отсека от массы заправляемого топлива

$$m_{\text{Т}} = m_{\text{о}}^0 - m_{\text{тр}}^0 = 22961 - 16263 = 6698 \text{ кг.} \quad (2.57)$$

Тогда:

$$a_{\text{т.о}}^1 = 0,13.$$

А масса прочих систем будет равна:

$$m_{\text{пр}}^1 = 300 + 0,05 \cdot m_{\text{о}}^0 = 300 + 0,05 \cdot 22961 = 1448 \text{ кг.} \quad (2.58)$$

Относительная масса прочих систем:

$$\mu_{\text{пр}}^1 = \frac{T_{\text{пр}}^1}{T_0^0} = \frac{1448}{22961} = 0,063. \quad (2.59)$$

Относительная масса полезного груза будет равна:

$$\mu_{\text{п.г}}^1 = \mu_{\text{к22}}^1 \cdot (1 + a_{\text{т.о}}^1) - \gamma_{\text{ду}}^{\text{д}} \cdot n_0^1 - a_{\text{т.о}}^1 - \mu_{\text{пр}}^1. \quad (2.60)$$

Подставляя получим:

$$\mu_{\text{п.г}}^1 = 0,231 \cdot (1 + 0,13) - 0,04 \cdot 0,257 - 0,13 - 0,063 = 0,057.$$

Начальная стартовая масса ТКК первого приближения будет равна:

$$T_0^1 = \frac{T_{\text{п.г}}}{\mu_{\text{п.г}}^1} = \frac{2500}{0,057} = 43770 \text{ кг}. \quad (2.61)$$

Найдем массу рабочего топлива первого приближения:

$$m_{\text{тр}}^1 = m_0^1 \cdot \mu_{\text{т}}^1, \quad (2.62)$$

где $\mu_{\text{т}}^1$ – относительная масса топлива первого приближения.

$$\mu_{\text{т}}^1 = 1 - \mu_{\text{к22}}^1 = 1 - 0,231 = 0,769. \quad (2.63)$$

Найдем массу рабочего топлива первого приближения подставляя (2.63) в (2.62):

$$m_{\text{тр}}^1 = 43770 \cdot 0,769 = 33681 \text{ кг}.$$

2.4 Приближения со второго по пятое, а также нахождение сухой массы ТКК

Дальнейшие расчеты приближений расписываться не будут так как по структуре построения они идентичны расчетам в первом приближении, но результат их вычислений будет приведен в таблицу 2.1. Расчет последнего приближения будет расписан для наглядности и с целью показать все найденные значения так как они будут учтены в дальнейших расчетах

Найдем оптимальную начальную тяговооруженность ТКК пятого приближения для уточнения последующих расчетов:

$$n_5 = \left[\frac{2 \cdot (1 + a_{\text{т.о.4}})}{g \cdot P_{\text{уд}}^3 \cdot \gamma_{\text{ду}}} \cdot \mu_{\text{к42}}^0 \cdot 1,1 \left(\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{V_{\text{кр}}} \right)^3 \right]^{\frac{1}{3}} =$$
$$= \left[\frac{2 \cdot (1 + 0,13)}{9,81 \cdot 3326,809 \cdot 0,04} \cdot 0,291 \cdot 1,1 \left(\frac{3132,37}{7788} \right)^3 \right]^{\frac{1}{3}} = 0,259. \quad (2.64)$$

Так как меняется тяговооруженность соответственно меняется и время перелета, найдем время перелета пятого приближения:

$$t_5 = t_{\text{ду.51}} + t_{\text{ду.52}} + t_{\text{пас.5}}. \quad (2.65)$$

Время работы двигателя на первом активном участке:

$$\begin{aligned}
t_{\text{ду.51}} &= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] \cdot J_{\text{уд}}^{\text{д}}}{g \cdot n_5} = \\
&= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3132,37}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,259} = 786,929 \text{ с.} \quad (2.66)
\end{aligned}$$

Время работы двигателя на втором активном участке:

$$\begin{aligned}
t_{\text{ду.52}} &= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{потр.к}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] \cdot J_{\text{уд}}^{\text{д}}}{g \cdot n_5} = \\
&= \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) \right] \cdot 3206}{9,81 \cdot 0,259} = 257,726 \text{ с.} \quad (2.67)
\end{aligned}$$

Время, затрачиваемое на пассивный участок перелета:

$$t_{\text{пас.5}} = t_{\text{пас.0}} = 426844 \text{ с.}$$

Тогда общее время перелета пятого приближения в часах будет равно:

$$t_1 = \frac{t_{\text{ду.51}} + t_{\text{ду.52}} + t_{\text{пас.5}}}{60} = \frac{786,929 + 257,726 + 426844}{60} = 118,86 \text{ ч.} \quad (2.68)$$

Гравитационные потери скорости также будут меняться из-за изменения тяговооруженности.

Гравитационные потери на первом активном участке пятого приближения будут равны:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{грав.51}} &= 1,1 \cdot \frac{P_{\text{уд}}^{\frac{2}{3}}}{n_5^2} \cdot \left(\frac{\Delta V_{\text{потр.н}}}{V_{\text{кр}}} \right)^3 = \\ &= 1,1 \cdot \frac{326,809^{\frac{2}{3}}}{0,259^2} \cdot \left(\frac{3132,67}{7788} \right)^3 = 50,633 \text{ м/с.} \end{aligned} \quad (2.69)$$

Потери на управление на первом активном участке пятого приближения:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{упр.51}} &= 0,012 \cdot \left(\Delta V_{\text{грав.5}} + \Delta V_{\text{потр.н}} \right) = \\ &= 0,012 \cdot (50,633 + 3132,67) = 38,2 \text{ м/с.} \end{aligned} \quad (2.70)$$

Потери на управление на втором активном участке пятого приближения:

$$\Delta V_{\text{упр.52}} = \Delta V_{\text{упр.2}} = 8,789 \text{ м/с.}$$

Затраты характеристической скорости на первом активном участке пятого приближения:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{хар.51}} &= \Delta V_{\text{потр.н}} + \Delta V_{\text{грав.51}} + \Delta V_{\text{упр.51}} = \\ &= 3132,37 + 50,933 + 38,2 = 3221,51 \text{ м/с.} \end{aligned} \quad (2.71)$$

Затраты характеристической скорости на втором активном участке пятого приближения:

$$\Delta V_{\text{хар.52}} = \Delta V_{\text{хар.2}} = 741,212 \text{ м/с.} \quad (2.72)$$

Полные затраты характеристической скорости пятого приближения равны:

$$\sum V_{\text{хар}5} = \Delta V_{\text{хар.51}} + \Delta V_{\text{хар.52}} = 3221,51 + 741,212 = 3962,716 \text{ м/с.} \quad (2.73)$$

Относительная конечная масса на первом активном участке пятого приближения равна:

$$\mu_{\text{к51}}^1 = \exp\left(-\frac{\sum \Delta V_{\text{хар}1}}{J_{\text{уд}}}\right) = \exp\left(-\frac{3962,716}{4611}\right) = 0,366. \quad (2.74)$$

Относительная конечная масса на втором активном участке пятого приближения:

$$\mu_{\text{к52}}^0 = \mu_{\text{к51}}^0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар.52}}}{J_{\text{уд}}}\right) = 0,366 \cdot \exp\left(-\frac{741,212}{3206}\right) = 0,291. \quad (2.75)$$

Найдем массу достартовых выбросов топлива при запуске ДУ как:

$$m_{\text{дв}}^5 = m_{\text{дв}}^1 = 6,114 \text{ кг.}$$

Найдем массу гарантированного запаса топлива как:

$$m_{\text{тар}}^5 = m_{\text{тар}}^1 = 6,725 \text{ кг.}$$

А массу топлива незабора как:

$$m_{\text{нез}}^1 = m_{\text{нез}}^1 = 12,227 \text{ кг.}$$

Суммарная масса топлива незабора и гарантированного запаса топлива равна:

$$m_{\text{ост}}^5 = m_{\text{ост}}^1 = 18,952 \text{ кг.}$$

Тогда суммарная масса топлива, заправляемая в баки ТКК будет равна:

$$m_{T\Sigma}^5 = m_{\text{тр}}^4 + m_{\text{дв}}^5 + m_{\text{ост}}^5 = 14377 + 6,114 + 18,952 = 14401 \text{ кг.} \quad (2.76)$$

Тогда масса топливного отсека будет равна:

$$m_{\text{т.о}}^5 = 80,5 \cdot \frac{m_{T\Sigma}^5}{\rho_{\text{Тср}}^{0,5}} + 200 = 80,5 \cdot \frac{14401}{1185^{0,5}} + 200 = 1178 \text{ кг.} \quad (2.77)$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{\text{т.о}}^5 = \frac{m_{\text{т.о}}^5}{m_{T\Sigma}^5} = \frac{1178}{14401} = 0,082. \quad (2.78)$$

Относительная масса топливного отсека находится из рисунка 2.3:

$$m_{\text{Т}}^5 = m_0^4 - m_{\text{тр}}^4 = 20264 - 14377 = 5887 \text{ кг.} \quad (2.79)$$

Тогда:

$$a_{\text{т.о}}^5 = 0,13.$$

А масса прочих систем будет равна:

$$m_{\text{пр}}^5 = 300 + 0,05 \cdot m_0^4 = 300 + 0,05 \cdot 20264 = 1313 \text{ кг.} \quad (2.80)$$

Относительная масса прочих систем:

$$\mu_{\text{пр}}^5 = \frac{T_{\text{пр}}^5}{T_0^4} = \frac{1313}{20264} = 0,065. \quad (2.81)$$

Относительная масса полезного груза будет равна:

$$\mu_{\text{п.г}}^5 = \mu_{\text{к52}}^0 \cdot \left(1 + a_{\text{т.о}}^5\right) - \gamma_{\text{ду}}^{\text{д}} \cdot n_5 - a_{\text{т.о}}^5 - \mu_{\text{пр}}^5. \quad (2.82)$$

Подставляя получим:

$$\mu_{\text{п.г}}^5 = 0,291 \cdot (1 + 0,13) - 0,04 \cdot 0,259 - 0,13 - 0,065 = 0,123.$$

Начальная стартовая масса ТКК пятого приближения будет равна:

$$T_0^5 = \frac{T_{\text{п.г}}}{\mu_{\text{п.г}}^5} = \frac{2500}{0,123} = 20304 \text{ кг}. \quad (2.83)$$

Найдем массу рабочего топлива пятого приближения:

$$\mu_{\text{Т}}^5 = 1 - \mu_{\text{к52}}^0 = 1 - 0,291 = 0,709, \quad (2.84)$$

$$m_{\text{тр}}^5 = m_0^5 \cdot \mu_{\text{Т}}^4 = 20304 \cdot 0,709 = 14405 \text{ кг}. \quad (2.85)$$

Таблица 2.1 – Результаты расчетов приближений

Параметры	Номер приближения					
	0	1	2	3	4	5
n_0	0,3	0,257	0,24	0,258	0,259	0,259
$\mu_{\text{к}}$	0,292	0,231	0,289	0,291	0,291	0,291

Продолжение таблицы 2.1

$a_{т.о}$	0,1	0,13	0,12	0,13	0,13	0,13
$\gamma_{ду}$	0,04	0,04	0,04	0,04	0,04	0,04
$\mu_{пр}$	0,1	0,063	0,057	0,067	0,065	0,065
m_0	22961	43770	18106	20599	20264	20304
$m_{т.о}$	–	1306	2489	1075	1195	1178
$m_{т\Sigma}$	–	16287	33706	12884	14640	14401
$m_{ду}$	80	80	80	80	80	80
$m_{пр}$	–	1448	2489	1205	1330	1313
$\mu_{пр}$	0,109	0,057	0,138	0,121	0,123	0,123

Найдем погрешность вычислений между нулевым и первым приближением:

$$\frac{m_0^0 - m_0^1}{m_0^1} \cdot 100\% = \frac{22961 - 43770}{43770} \cdot 100\% = 47,5\% . \quad (2.86)$$

Найдем погрешность вычислений между первым и вторым приближением:

$$\frac{m_0^1 - m_0^2}{m_0^2} \cdot 100\% = \frac{43770 - 18106}{18106} \cdot 100\% = 141,7\% . \quad (2.87)$$

Найдем погрешность вычислений между вторым и третьим приближением:

$$\frac{m_0^2 - m_0^3}{m_0^3} \cdot 100\% = \frac{18106 - 20599}{20599} \cdot 100\% = 12,1\% . \quad (2.88)$$

Найдем погрешность вычислений между третьим и четвертым приближением:

$$\frac{m_0^3 - m_0^4}{m_0^4} \cdot 100\% = \frac{20599 - 20264}{20264} \cdot 100\% = 1,6\% . \quad (2.89)$$

Найдем погрешность вычислений между четвертым и пятым приближением:

$$\frac{m_0^4 - m_0^5}{m_0^5} \cdot 100\% = \frac{20264 - 20304}{20304} \cdot 100\% = 0,2\% . \quad (2.90)$$

Расчет можно считать законченным, так как погрешность составила менее 1%.

Зная массу заправляемого топлива по рисунку 2.4 можно найти конструктивный коэффициент.

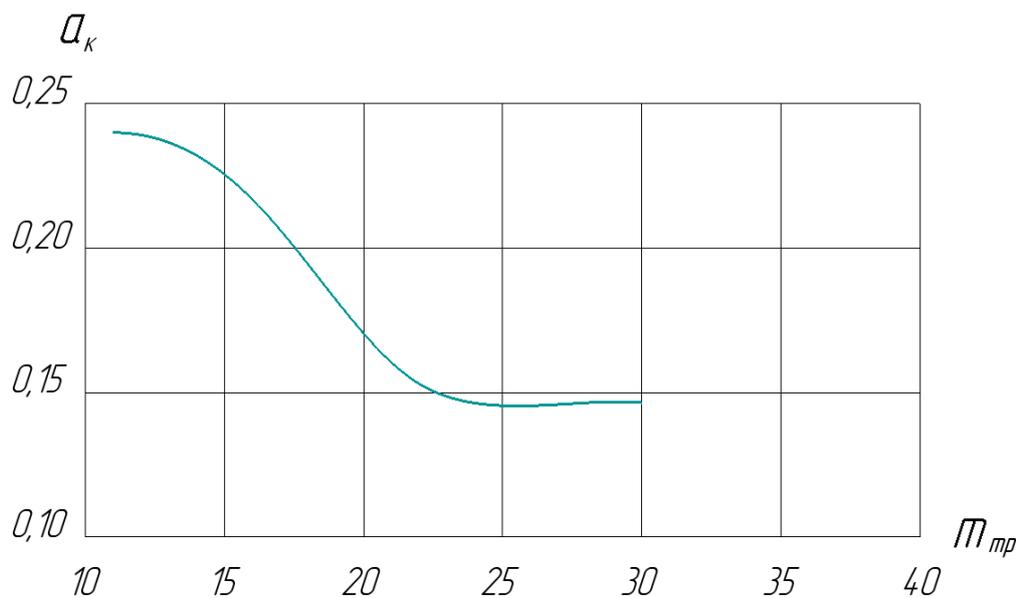


Рисунок 2.4 – График зависимости конструктивного коэффициента от массы рабочего топлива

Исходя из графика:

$$a_k = 0,225.$$

Тогда сухая масса ТКК будет равна:

$$m_{\text{ТКК}}^1 = a_k \cdot m_{\text{Т}\Sigma}^5 = 0,225 \cdot 14401 = 3240 \text{ кг.} \quad (2.91)$$

А сухая масса ТКК с гарантированными остатками незабора:

$$\begin{aligned} m_{\text{ТКК}}^0 &= m_{05} - m_{\text{пг}} - m_{\text{Т}\Sigma}^5 + m_{\text{тар}}^5 + m_{\text{нез}}^5 = \\ &= 20304 - 2500 - 14401 + 6,725 + 12,117 = 3421 \text{ кг.} \end{aligned} \quad (2.92)$$

Всего потребовалось пять приближений для нахождения характеристик ТКК с заданными параметрами. Сухая масса ТКК 3240 килограмм из которых 80 кг масса двигателя С5.92, 1178 килограмм масса топливного отсека и 1313 килограмм масса прочих систем, в которые входят системы навигации, стабилизации и т.д.

3 РАСЧЕТ БАКА ГОРЮЧЕГО

3.1 Расчет массогабаритных параметров бака

Бак данного ТКК принимаем сферическим что в дальнейшем будет отражено в расчетах. Для начала расчетов баков необходимо найти массу горючего в данных баке.

Масса горючего заправляемого в бак будет равна:

$$m_{\Sigma\Gamma} = \frac{m_{T\Sigma}}{k_m + 1} = \frac{14401}{2+1} = 4800 \text{ кг}, \quad (3.1)$$

где k_m – массовый коэффициент соотношения компонентов топлива.

Тогда объем рабочего тела можно найти по формуле:

$$V = \frac{m_{\Sigma\Gamma}}{\rho}, \quad (3.2)$$

где ρ – плотность несимметричного диметилгидразина.

$$\rho = 793 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Тогда подставляя в (3.2) получим:

$$V = \frac{m_{\Sigma\Gamma}}{\rho} = \frac{4800}{793} = 6,053 \text{ м}^3. \quad (3.3)$$

Найдем радиус бака с учетом 3% на газовую подушку:

$$R = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V}{4 \cdot \pi}} + 3\% = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 6,053}{4 \cdot \pi}} + 3\% = 1,164 \text{ м}. \quad (3.4)$$

Газовая подушка в топливном баке необходима для:

1. Компенсации изменения объема дозы заправки компонентом топлива при изменении его температуры;
2. Обеспечения требуемого давления в баке в процессе предстартового надува при запуске двигательной установки;
3. Учета термической усадки бака в случае применения криогенных компонентов топлива.

Для изготовления бака будем применять алюминиевый сплав АМг6 который изготавливается в соответствии с ГОСТ 4784 – 97. Данный сплав выбирается исходя из его конструктивных характеристик, относительно хорошей свариваемости и достаточной отработкой производства баков из данного сплава в РФ.

Расчетная толщина стенок бака, изготовленного из АМг6:

$$\delta_p = \frac{P \cdot R}{2 \cdot \sigma_{02}}, \quad (3.5)$$

где σ_{02} – предел текучести алюминиевого сплава АМг6;

P – давление надува в баке.

$$\sigma_{02} = 1,6 \cdot 10^8 \text{ Па};$$

$$P = 2,027 \cdot 10^6 \text{ Па}.$$

Подставляя в (3.5) получим:

$$\delta_p = \frac{P \cdot R}{2 \cdot \sigma_{02}} = \frac{2,027 \cdot 10^6 \cdot 1,164}{2 \cdot 1,6 \cdot 10^8} = 0,007 \text{ м}. \quad (3.6)$$

С учетом коэффициента запаса $K = 2$ толщина стенки бака будет равна:

$$\delta = \delta_p \cdot 2 = 0,007 \cdot 2 = 0,014 \text{ м.} \quad (3.7)$$

Определим давление, которое выдержит данный бак, изготавливаемый из алюминиевого сплава АМгб:

$$P_{\max} = \frac{2 \cdot \delta \cdot \sigma_{02}}{R} = \frac{2 \cdot 0,014 \cdot 1,6 \cdot 10^8}{1,164} = 4,054 \cdot 10^6 \text{ Па.} \quad (3.8)$$

А площадь данного бака будет равна:

$$S = 4 \cdot \pi \cdot R^2 = 16,062 \text{ м}^2. \quad (3.9)$$

Определим массу данного бака:

$$m = S \cdot \delta \cdot \rho_{\text{АМгб}}, \quad (3.10)$$

где $\rho_{\text{АМгб}}$ – плотность алюминиевого сплава АМгб.

$$\rho_{\text{АМгб}} = 2640 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Подставляя в (3.10) получим:

$$m = S \cdot \delta \cdot \rho_{\text{АМгб}} = 16,062 \cdot 0,014 \cdot 2640 = 607,3 \text{ кг.} \quad (3.11)$$

В данной схеме ТКК принимаем по 1 баку горючего и окислителя так как схема подобная схеме, используемой в космической станции «Салют» где, использовалось по 2 бака окислителя и горючего, при заданных параметрах не подходит. Так как диаметр ТКК при такой схеме и данных объемах топлива будет выходить за пределы КГЧ существующих российских РН.

3.2 Расчет трубопроводов

Диаметр трубопровода в первую очередь определяется объемным расходом топлива в секунду. Также диаметр трубопроводов определяет время заправки бака.

Найдем массовый расход горючего:

$$Q_M = \frac{4 \cdot m_{\Sigma \Gamma}}{t_{\text{ду.51}} + t_{\text{ду.52}}} = \frac{4 \cdot 4800}{786,9 + 257,7} = 18,38 \frac{\text{кг}}{\text{с}}. \quad (3.12)$$

Тогда объемный расход горючего будет равен:

$$Q_V = \frac{Q_M}{\rho} = \frac{18,38}{793} = 0,023 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}. \quad (3.13)$$

Определим расчетный диаметр трубопровода:

$$d_p = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_V}{\pi \cdot v}}, \quad (3.14)$$

где v – скорость потока.

$$v = 15 \text{ м/с}.$$

Подставляя в (3.14) получим:

$$d_p = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_V}{\pi \cdot v}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,023}{\pi \cdot 15}} = 0,045 \text{ м}. \quad (3.15)$$

С учетом коэффициента запаса $K = 2$ диаметр трубопровода будет равен:

$$d = d_p \cdot 2 = 0,045 \cdot 2 = 0,09 \text{ м}. \quad (3.16)$$

Исходя из сортамента труб, выполненных из АМг6 диаметр трубопровода будет равен 90 мм. Трубопровод выполняется из АМг6 для упрощения свариваемости деталей конструкции между собой.

Время заполнения бака горючим будет равно:

$$t = \frac{4 \cdot V}{d^2 \cdot \pi \cdot v} = \frac{4 \cdot 6,053}{0,09^2 \cdot \pi \cdot 15} = 63,4 \text{ с.} \quad (3.17)$$

Найдем расчетную толщину стенки трубопровода:

$$\delta_{\text{т.р}} = \frac{P \cdot d}{2 \cdot \sigma_{02}} = \frac{2,027 \cdot 10^6 \cdot 0,09}{1,6 \cdot 10^8} = 0,00057 \text{ м.} \quad (3.18)$$

С учетом коэффициента запаса $K = 2$ толщина стенки трубопровода будет равна:

$$\delta_{\text{т}} = \delta_{\text{т.р}} \cdot 2 = 0,00114 \text{ м.} \quad (3.19)$$

Принимаем толщину стенки трубопровода исходя из сортамента $\delta_{\text{м}} = 2$ мм так как технологически мы не можем работать с толщинами менее 2 мм.

4 МОДЕЛИРОВАНИЕ БАКА ГОРЮЧЕГО В 3D И РАСЧЕТ ЕГО ПРИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ

4.1 Моделирование бака горючего в 3D

Моделирование бака горючего в 3D позволяет точно определить его геометрические параметры, а также его массовые характеристики, так как предыдущий расчет массы бака делался исходя из допущения о том, что бак — это просто сфера толщиной в 14мм изготавливаемая из алюминиевого сплава АМг6. Для дальнейшего моделирования и расчетов будет применяться программа комплекса систем автоматизированного проектирования (САПР) для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки производства SolidWorks 2022.

Какие функции предоставляет САПР программа SolidWorks 2022 инженерам:

1. Принятие оперативных решений и построение документов;
2. Функции управления рабочими процессами;
3. Доступ к технологиям параллельного проектирования продуктов;
4. Переработка готовых решений;
5. Реалистичное математическое моделирование;
6. Информационная поддержка, разработка стратегических проектов;
7. Варианты расчета количества материалов и времени производства.

Данная программа помогает построить довольно точную геометрию бака и задать ему необходимый материал для точного отображения массы бака, а также наглядно отобразить его взаимодействие с внешними нагрузками.

Ниже будет представлен конечный результат моделирования бака горючего так как показывать каждый шаг моделирования было бы не целесообразно.

Благодаря функционалу, представленному в SolidWorks 2022 мы можем определить массу данного бака после построения его модели она равна 788

килограмм, это при условии, что данный бак изготавливается из алюминиевого сплава АМгб. Эта масса с учетом оболочки бака, четырех кронштейнов, трех штуцеров, алюминиевого обода, вытеснительной мембраны и заданными параметрами размерности, которые находились ранее такие как радиус бака с учётом 3% на газовую подушку.

Также для дальнейших расчетов создавалась модель горючего заправляемого, массой 4800 килограмм, в данный бак. Это делалось для того чтоб учесть дополнительное нагружение бака за счет массы топлива в нем. Так как в качестве горючего в данном случае выступает НДМГ необходимо задать его параметры его 3D модели в программе SolidWorks 2022 для повышения точности результатов дальнейших исследований.

Общая масса бака и находящегося в нем топлива составила 5562 килограмм.

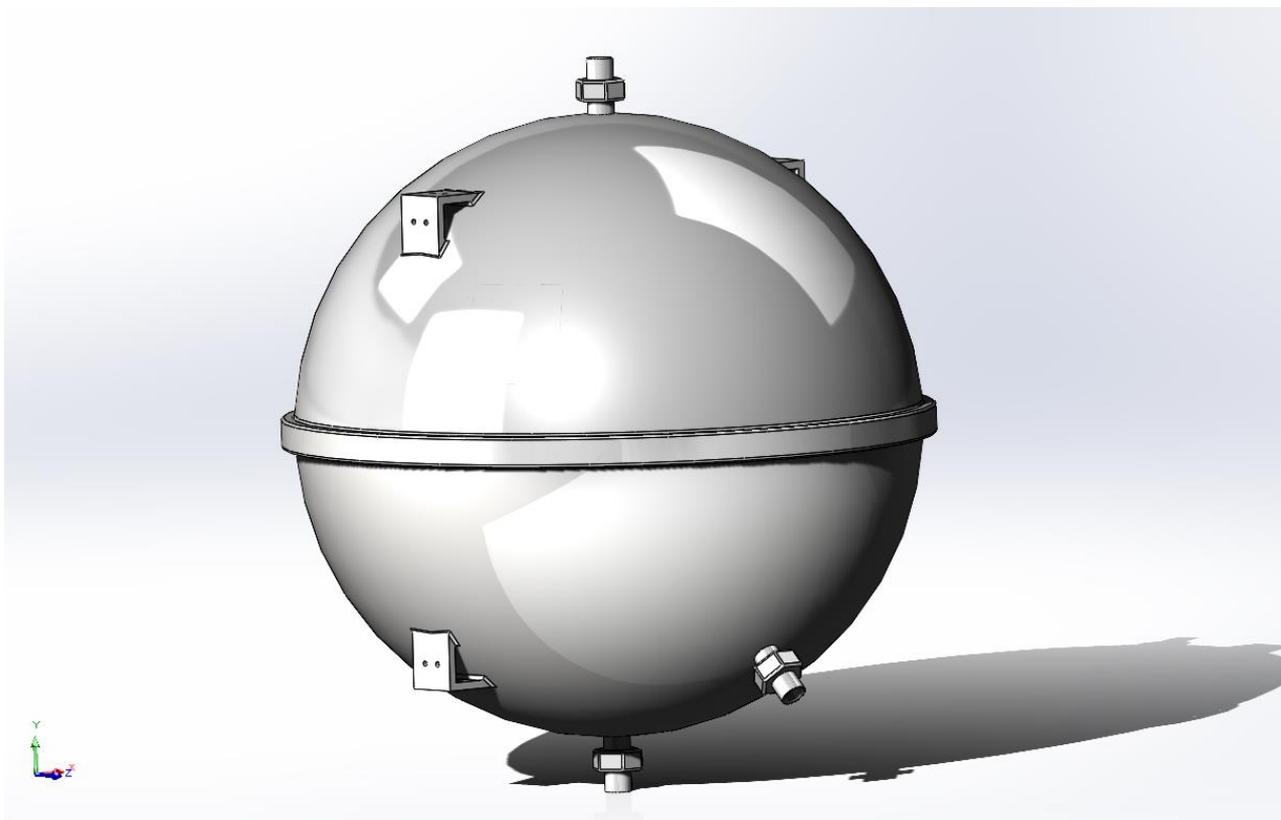


Рисунок 4.1 – Модель бака горючего в 3D

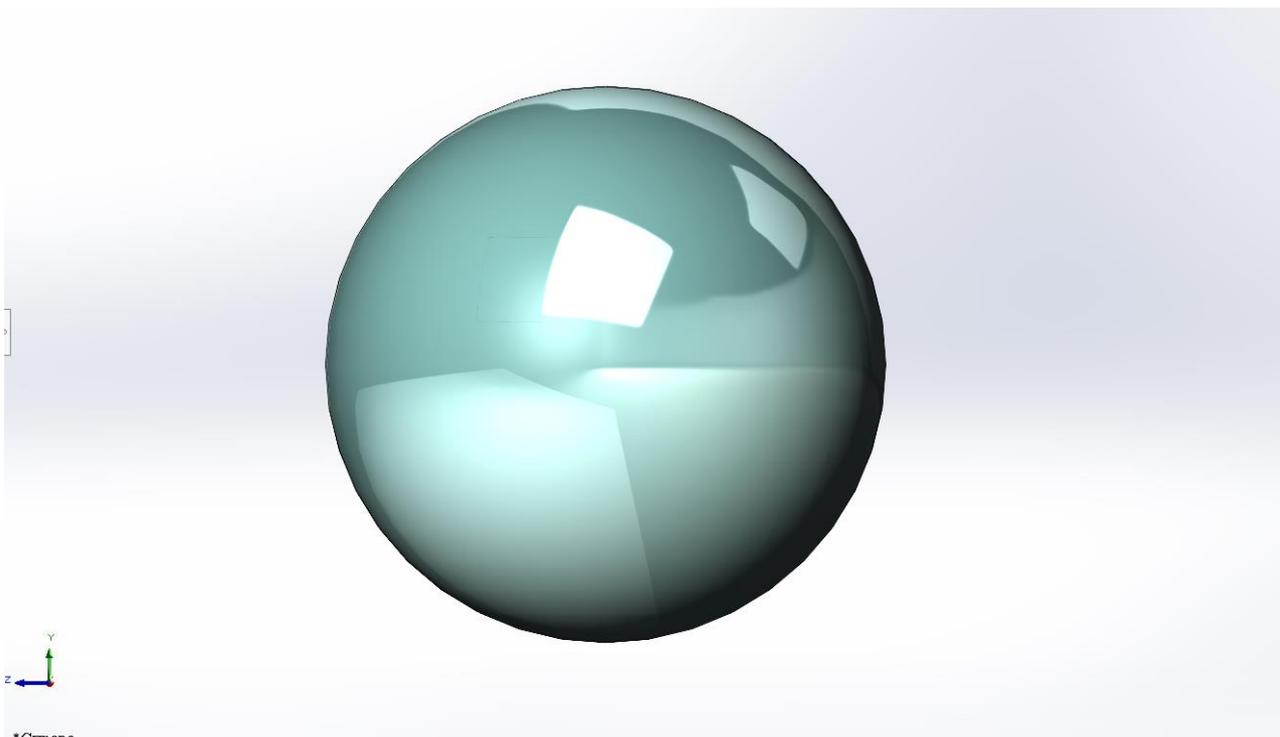


Рисунок 4.2 – 3D модель горючего

4.2 Расчет бака горючего при граничных условиях.

Данный расчет также будет проводиться в программе SolidWorks 2022, а за граничные условия будут приниматься такие параметры как давление наддува равное 20 атмосферам и перегрузка равна 10G. Это две основные внешние нагрузки в данном случае давление наддува будет создаваться при вытеснении топлива из бака, а максимальная перегрузка будет достигаться в момент вывода ТКК на НОО с помощью РН.

Граничные условия – это условия, принудительно определяющие на границе модели значения параметров, характеризующих ее состояние.

Функционал программы SolidWorks 2022 позволяет наглядно отобразить напряжения, перемещения и деформации данных моделей. Это необходимо для понимания того что будет происходить с баком при заданных параметрах внешних нагрузок.

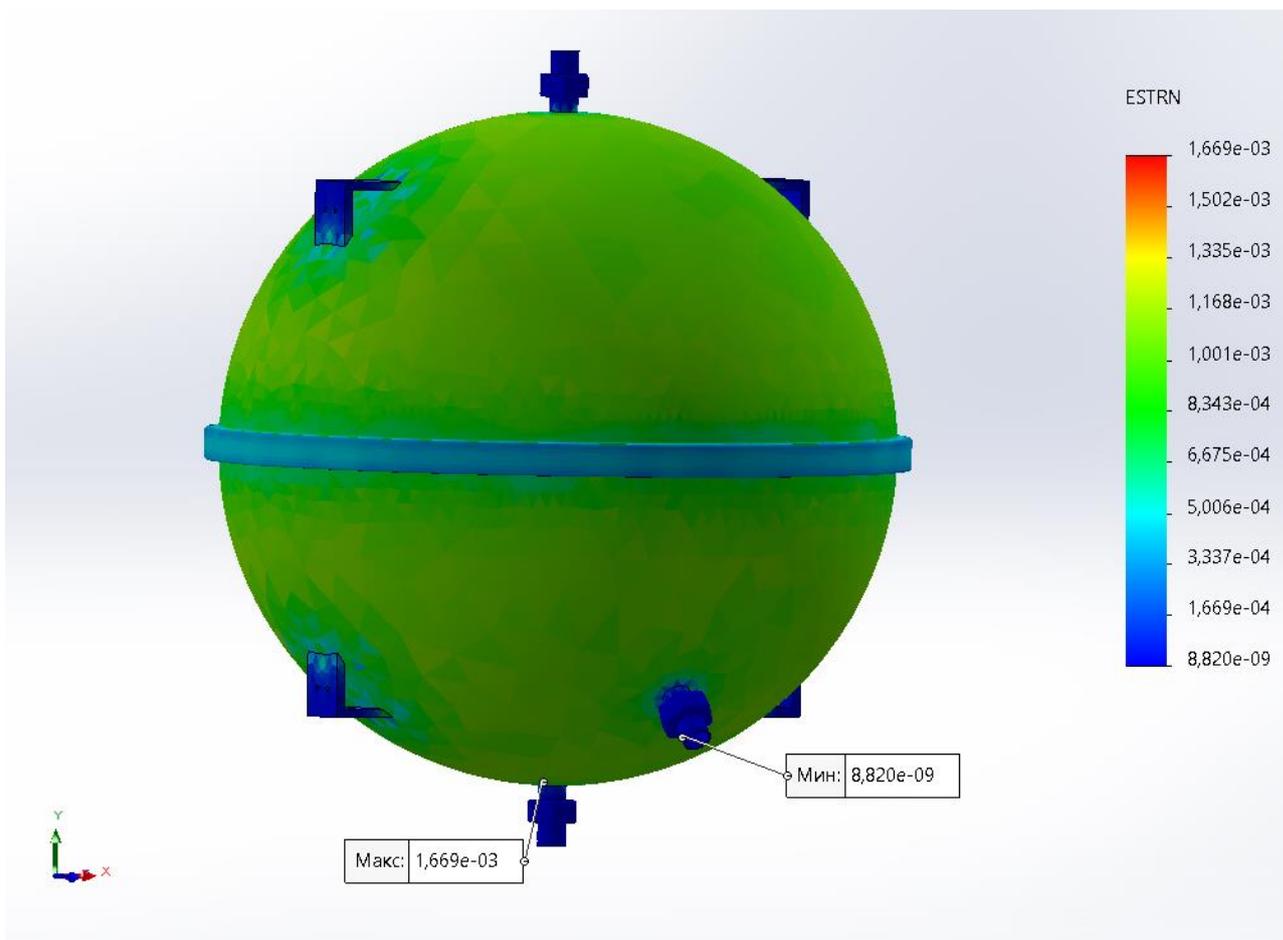


Рисунок 4.3 – Деформации бака при граничных условиях

Исходя из рисунка 4.3 видно, что максимальные деформации в баке будут в месте крепления штуцера к баку и будут равны $1.669 \cdot 10^{-3}$, деформация не имеет физической размерности, минимальные же деформации в баке будут составлять $8.820 \cdot 10^9$.

Из рисунка 4.4 видно, что максимальные напряжения, возникающие в баке, будут равны $1.672 \cdot 10^8$, что меньше чем предел текучести алюминиевого сплава АМгб который равен $1.7 \cdot 10^8 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ следовательно даже при граничных условиях в баке не будет возникать напряжений необходимых для его разрушения. А значит можно считать, что был взят удовлетворительный коэффициент запаса и бак будет выполнять все свои функции даже при граничных условиях. Расчет прочностных параметров бака горючего космического корабля можно считать законченным.

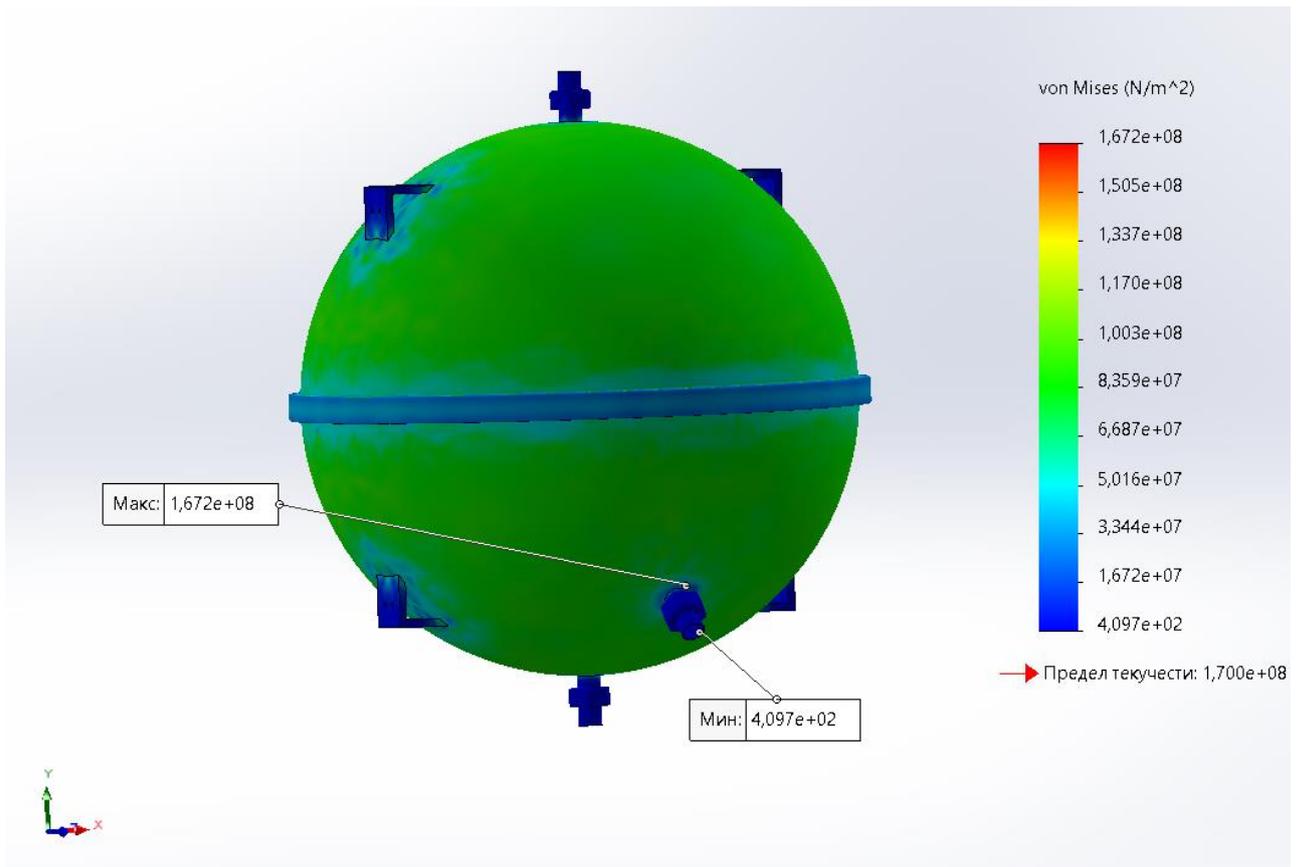


Рисунок 4.4 – Напряжения, возникающие в баке при граничных условиях

Исходя из рисунка 4.5 видно, что максимальные перемещения в баке будут равны 1.112 мм, а минимальные перемещения будут равны $1 \cdot 10^{-30}$ мм, что полностью удовлетворяет заданным условиям. Расчет перемещений в баке необходим для понимания его максимальных значений что в свою очередь необходимо для того чтоб бак при внешних нагрузках банально не задевал другие элементы и агрегаты топливного отсека что в свою очередь может вызвать разрушение ТКК.

Но нельзя забывать, что в данных расчетах использовались граничные условия не достижимы при нормальной эксплуатации данного бака. А если быть точнее в данном расчете берется за основу момент выведения ТКК РН на НОО при том условии что давление бака в момент выведения равно 20 атмосферам что достигается только при полном опорожнении бака.

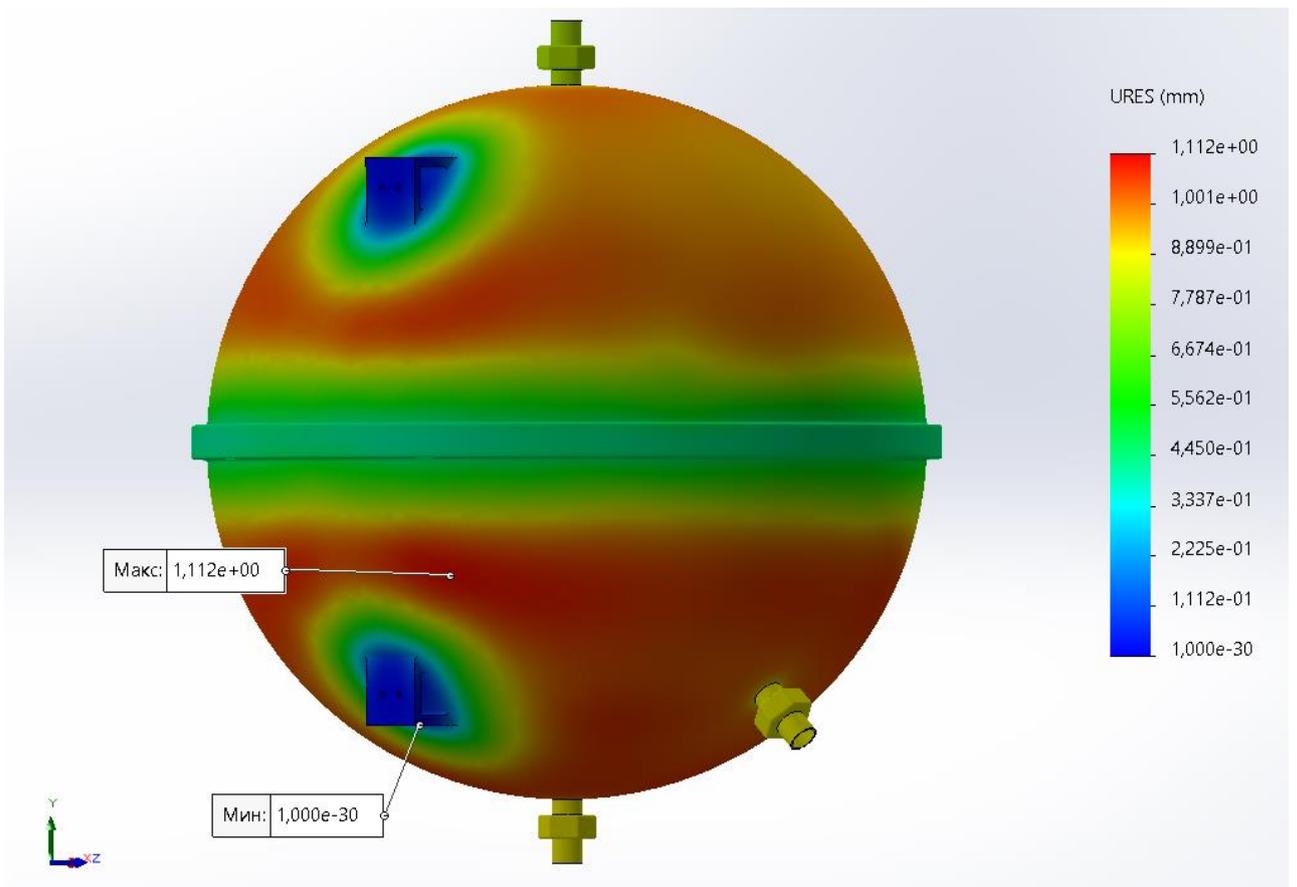


Рисунок 4.5 – Перемещения в баке при граничных условиях

5 ПРОИЗВОДСТВО БАКА И ИСПЫТАНИЯ БАКА ГОРЮЧЕГО

5.1 Элементы бака горючего

Так как рассматриваемый бак сферический в его конструкцию будут входить:

1. Штуцер;
2. Вытеснительная мембрана;
3. Элементы крепления.

Штуцер – патрубок для соединения трубопровода, емкостей, вентилях и других деталей в газовых и жидкостных системах.

В данном баке будет использовано три одинаковых штуцера. Одинаковыми их принимаем для упрощения технологической карты при производстве бака. Первый штуцер находящийся на днище бака будет являться сливным через него горючее будет попадать в ДУ. Второй штуцер также будет находиться на нижнем днище бака и будет являться заправочным через него бак будут заправлять горючим при наземной подготовке ТКК. Третий штуцер будет находиться на верхнем днище бака для подачи давления наддува с помощью которого происходит вытеснение горючего из бака в условиях невесомости.

В данных штуцерах будем использовать соединение – ввертное с соединением на конус и прижимной гайкой – М100.

Вытеснительная мембрана располагается внутри бака и выполняет функцию вытеснения топлива в условиях невесомости при подаче давления наддува до 20 атмосфер. Она изготавливается из алюминиевого сплава АМц и зажимается между двумя элементами оболочки бака, а для дополнительной фиксации алюминиевый обод обжимается с выступающими частями оболочек бака и вытеснительной мембраны после чего проваривается по всему контуру прилегания, для дополнительной фиксации и герметизации бака.

Для наилучшей свариваемости и упрощения технологического процесса алюминиевый обод изготавливается из АМгб.

К элементам крепления бака относятся 4 кронштейна изготовленных из алюминиевого сплава АМгб, привариваемых к баку, с отверстиями для фиксации бака в раме с помощью болтового соединения М20, на каждом кронштейне будет по 4 отверстия М20 по 2 отверстия на сторону. Толщина стенок кронштейна будет составлять 30 мм.

5.2 Производство бака горючего

Производство бака горючего начинается с проверки качества заготовок и соответствии ГОСТ 4784 – 97 алюминиевого сплава АМгб дабы избежать возникновения трудностей во время производства элементов бака. А также для предотвращения внутренних дефектов материала таких как микротрещины и полости.

Этапы производства бака по элементам:

1. Производство нижнего и верхнего днища;
2. Производство вытеснительной мембраны;
3. Производство алюминиевого обода;
4. Производство креплений;
5. Производство штуцеров;
6. Общая сборка бака.

5.2.1 Производство верхнего и нижнего днища

После проверки заготовки алюминиевого сплава на соответствие всем нормативам можно приступать к изготовлению из него элементов бака. Первым элементом изготавливаются верхнее и нижнее днища. Изготавливаются они путем прессовки полусфер с внутренним радиусом 1164 мм и толщиной стенок 14 мм и кромкой по всей окружности полусфер. Пример такой заготовки представлен на рисунке 13. Изначально делаются две таких заготовки так как они идентичны и все различие только в дальнейшей установке штуцеров. После чего все кромки обрабатываются для достижения необходимых параметров заданной точности и шероховатости. Последним этапом производства будет контроль качества изготовления и соответствия данных заготовок заданным параметрам.

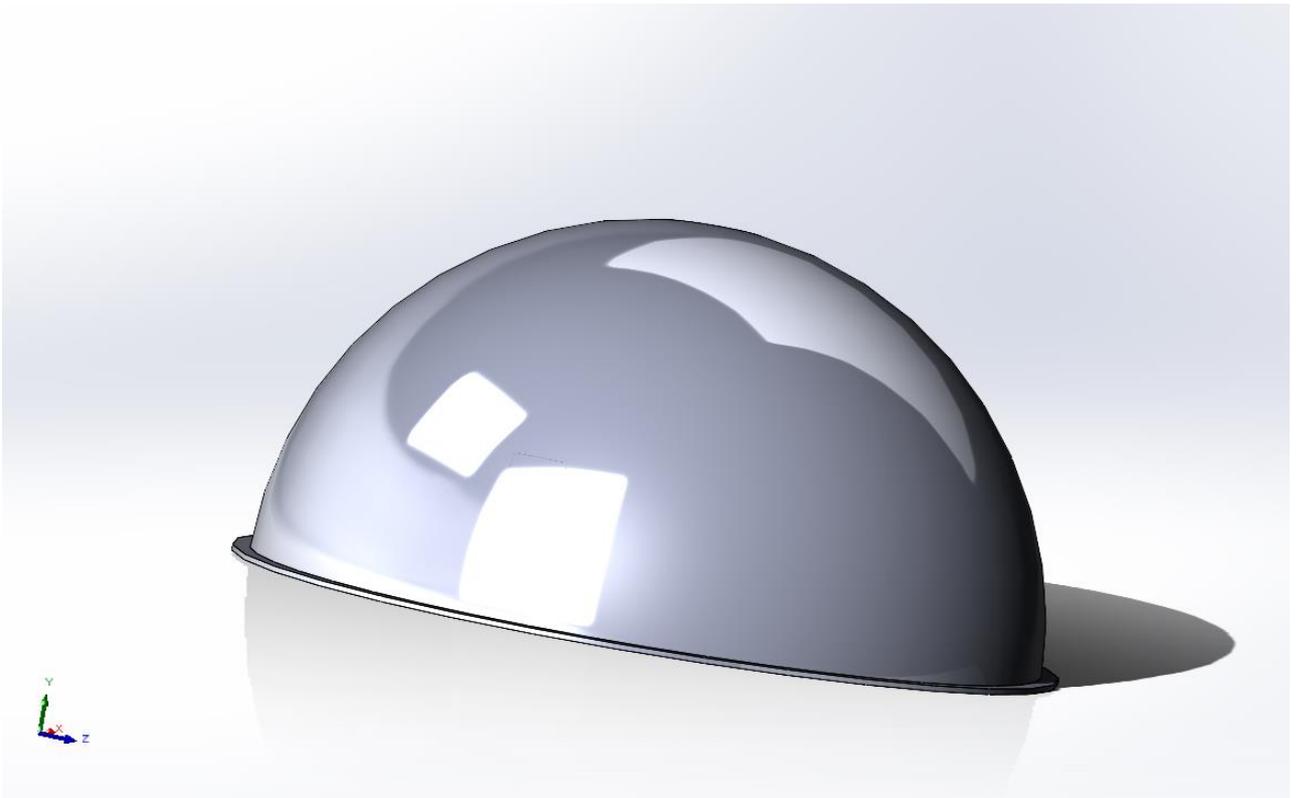


Рисунок 5.1 – Заготовка верхнего днища

5.2.2 Производство вытеснительной мембраны

Вытеснительная мембрана штампуется из алюминиевого сплава АМц и ее форма должна полностью повторять форму верхнего и нижнего днища. Для наиболее точного вытеснения топлива и чтоб минимизировать массу топлива незабора. Вытеснительная мембрана должна иметь возможность многократного изгиба без потерь по прочности и эластичности так как если данный ТКК в дальнейшем будет приделываться под многоразовый было бы целесообразно использовать баки с уже существующего корабля. После производство вытеснительной мембраны она также подвергается контролю и проверке всех заданных параметров. Толщина вытеснительной мембраны составляет 3 мм.

5.2.3 Производство алюминиевого обода

Алюминиевый обод изготавливается из П – образной заготовки алюминиевого сплава АМгб методом прокатки. После чего производится обработка внутренней поверхности обода для достижения заданной точности, которая необходима для надежной фиксации его к верхнему и нижнему днищу.

Так же производится обработка граней данного обода для подготовки этих поверхностей к сварке. Толщина стенки данного обода составляет 41,5 мм.

5.2.4 Производство креплений

В данном баке крепления представляют собой 4 L – образных уголка толщиной 30 мм привариваемых к оболочке бака на каждом креплении 4 отверстия под болты М20. Крепления изготавливаются путем изгиба заготовок алюминиевого сплава АМг6 под углом в 90 градусов. После чего высверливаются отверстия под болты и обрабатываются все кромки для дальнейшей сварки и прижима к раме, поддерживающей бак.

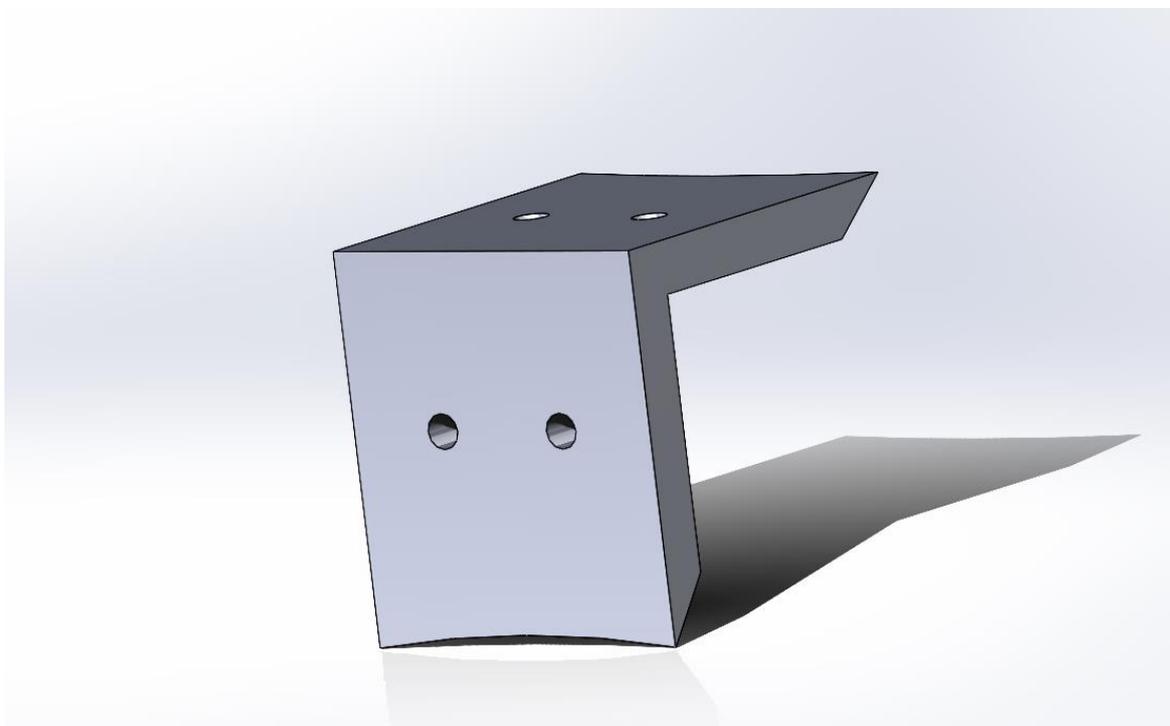


Рисунок 5.2 – L – образный уголок для крепления бака

5.2.5 Производство штуцеров

Штуцеры изготавливаются из алюминиевого сплава АМг6 с внутренним диаметром 90 мм с прижимной гайкой М100 на конус в соответствии с ГОСТ 14116 – 85. После чего ввариваются в оболочку бака.

5.2.6 Общая сборка бака

Сборку бака горючего можно начинать только после проверки каждого отдельного элемента на соответствие заданным параметрам и подготовке всех

поверхностей к сборке. После производства верхнего и нижнего днища на вершинах этих днищ в них ввариваются штуцеры с ввертным соединением на конус и прижимной гайкой М100. После данной процедуры верхнее днище готово, а в нижнее необходимо вварить еще один штуцер под углом в 45 градусов к центральной ости. После этого между нижним и верхним днищем запрессовывается вытеснительная мембрана. Сразу после чего кромка днищ и вытеснительной мембраны опрессовываются алюминиевым П – образным ободом и для дополнительной фиксации и герметизации места соприкосновения кромки обода с нижним и верхним днищем подвергаются сварки. И уже в последнюю очередь привариваются 4 L – образных уголка для крепления бака в раме.

5.3 Испытания бака горючего

Испытания баков необходимы для определения возможности их дальнейшей безотказной эксплуатации.

Виды испытаний баков:

1. Испытания на прочность (опрессовка) – является основным видом испытаний данному испытанию подвергаются все баки является самым первым видом испытаний и проводится при давлениях на 15 – 25% выше рабочего, при необходимости давление может быть на 30 – 40% выше рабочего.

Данный вид испытаний проводится жидкостью или газом после предварительного внешнего осмотра, который производится дабы убедиться в отсутствии повреждений бака. После этого бак заполняют водой или газом и с помощью специального компрессора начинают нагнетать в него избыточное давление для предварительной опрессовки, которая производится под давлением 0,1 – 0,2 от испытательного и длится 2 – 3 минуты. После нее найденный утечки устраняются и производится сама опрессовка в течении 10 – 15 минут как говорилось выше под давлениями, превышающими рабочее на 15 – 25%.

Бак успешно проходит испытания на прочность только в том случае, когда отсутствуют утечки и изменение объема бака не превышает критических значений. После испытаний производится сушка бака;

2. Испытания на длительную прочность (длительная опрессовка) – проводится для баков, которые длительное время будут находиться под рабочим давлением. По времени эти испытания превышают время работы бака ровно в два раза для выявления дефектов и разрушений от коррозии и хрупкости;

3. Циклические испытания – представляют собой повторное статическое нагруженные баков от атмосферного давления до рабочего с числом циклов в три раза больше чем число рабочих циклов, в данном случае имеется ввиду циклов заправки и опорожнения бака;

4. Испытания на разрушения – при данных испытаниях давление в баке повышается до его разрушения с целью определить реальный запас прочности бака. Данные испытания проводятся в специальных бронекамерах для безопасности персонала;

5. Вибрационные испытания – проводятся для проверки работоспособности бака после воздействия на него вибрационных нагрузок, которые могут возникать в процессе работы бака или во время его транспортировки. Проводятся на специальных вибростендах с заправленными баками и изменяющимися частотами колебаний от 5 до 2500 Гц и перегрузок до 15 – 20 единиц.

Годность бака определяется после повторного проведения испытаний на прочность и герметичность;

6. Ударные испытания – один из видов динамических испытаний проводятся для проверки работоспособности бака и всех его элементов после воздействия ударных нагрузок. Бак помещают в специальный контейнер и сбрасывают с заданной высоты на металлическую или бетонную поверхность после чего проверяют целостность и работоспособность бака и его элементов;

7. Испытания на герметичность – позволяют определить степень герметичности бака. Проводятся путем заполнения бака контрольным веществом степень проникающей способности у которого должна быть больше чем у рабочего тела, находящегося в баке, в данном случае больше чем у НДМГ. Чаще всего в качестве контрольного вещества принимают гелий из-за его малого

содержания в атмосфере ($5 \cdot 10^{-4}\%$), высокой проникающей способностью, химической инертности, безвредности, взрывобезопасности, невоспламеняемости.

В общем случае сначала проверяют общую герметичность после чего при наличии утечек определяют локальную герметичность отдельных элементов бака.

После всех испытаний проводят:

1. Измерение массы – взвешивается пустой бак;
2. Определение объема – существует два метода объемный и массовый.

При объемном измеряют объем при массовом сравнивают массу пустого и полного бака.

3. Определение невыработанного остатка – бак после полной заправки опорожняется и взвешивается разница этого взвешивания и взвешивания пустого бака показывает массу невыработанного топлива;

4. Проверка чистоты полости баков – в бак заливают технический спирт и сливают на контрольную ткань после чего при визуальном осмотре определяют механические включения, грязь и цветные пятна;

5. Сушка баков – чаще всего применяют термовакуумную сушку при данной сушке температура достигает 100 – 110 градусов Цельсия и время сушки составляет 8 – 12 часов.

После всех испытаний и контролей бак консервируется и передается на сборочную площадку РН или КА.

6 ПОДБОР КОСМИЧЕСКОЙ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ

Космическая головная часть (КГЧ) иногда ее называют головной обтекатель – необходима для фиксации КА и ТКК, а также для защиты КА и ТКК от внешнего воздействия, такого как сила трения, во время прохождения РН верхних слоев атмосферы на этапе выведения РН. Основным параметром при подборе КГЧ является определение с тем какая РН будет выводить КА или ТКК на околоземную орбиту. Это в первую очередь зависит от того какую массу необходимо вывести. А также от того какие размеры будет иметь выводимый аппарат.

Начнем подбор РН способной вывести заданную массу на НОО. Расчетная масса ТКК который будет доставлять 2500 килограмм на окололунную орбиту составляет 20304 килограмма, это с учетом полезной нагрузки и массы заправляемого топлива равного 14401 килограмм. Ниже будет представлена таблица 6.1 в которой отображены основные характеристики современных российских РН.

Таблица 6.1 – Основные характеристики современных российских РН

Ракета – носитель	Ангара – 1.1	Ангара – 1.2	Союз – 2.1В	Ангара – 3	Союз – 2.16	Ангара – А5	Протон – М
Количество ступеней	1	2	2	3	3	3	3
Максимальная высота, м	34,9	41,5	44,0	45,8	46,0	55,4	58,2
Стартовая масса, т	149	171	160	480	313	773	705
Полезная нагрузка на НОО, т	2,0	3,5	3,3	14,6	8,7	24,5	23,0

Исходя из параметра «Полезная нагрузка на НОО» под расчетную массу ТКК подходит только две отечественные РН «Ангара – А5» и «Протон – М». В данной работе отдается предпочтение РН «Ангара – А5» так как он способен стартовать с двух космодромов, расположенных на территории Российской Федерации, а точнее космического центра (КЦ) «Восточный» расположенный в

Амурской области и КЦ «Плесецк» расположенный в Архангельской области. РН «Протон – М» не подходит так как единственным КЦ с которого он может стартовать является «Байконур», который располагается на территории Казахстана. Возможное ухудшение отношений между РФ и Казахстаном. может поставить под вопрос выведение данного ТКК.

Для дальнейшего подбора КГЧ необходимо знать габаритные параметры данного ТКК для этого ниже будет представлена схема членения ТКК на рисунке

6.1. На рисунке показаны основные части ТКК:

1. Стыковочный механизм «Штырь – конус»;
2. Переходной люк;
3. Грузовой отсек;
4. Внутренний люк между отсеками;
5. Отсек компонентов дозаправки;
6. Переходная пластина;
7. Солнечная панель;
8. Приборно-агрегатный отсек.

Наибольший диаметр ТКК с разложенными солнечными панелями составляет 17600 мм с солнечными панелями в транспортном положении максимальный диаметр ТКК будет составлять 3500 мм. А полная высота ТКК будет равна 15650 мм.

В полезную нагрузку данного ТКК массой 2500 килограмм будет входить:

1. 500 кг топлива для дозаправки двигателей «Международной научной лунной станции»;
2. 630 литров питьевой воды;
3. 40 кг сжатого азота;
4. 1330 кг научного оборудования и других предметов для обеспечения жизнедеятельности экипажа «Международной научной лунной станции».

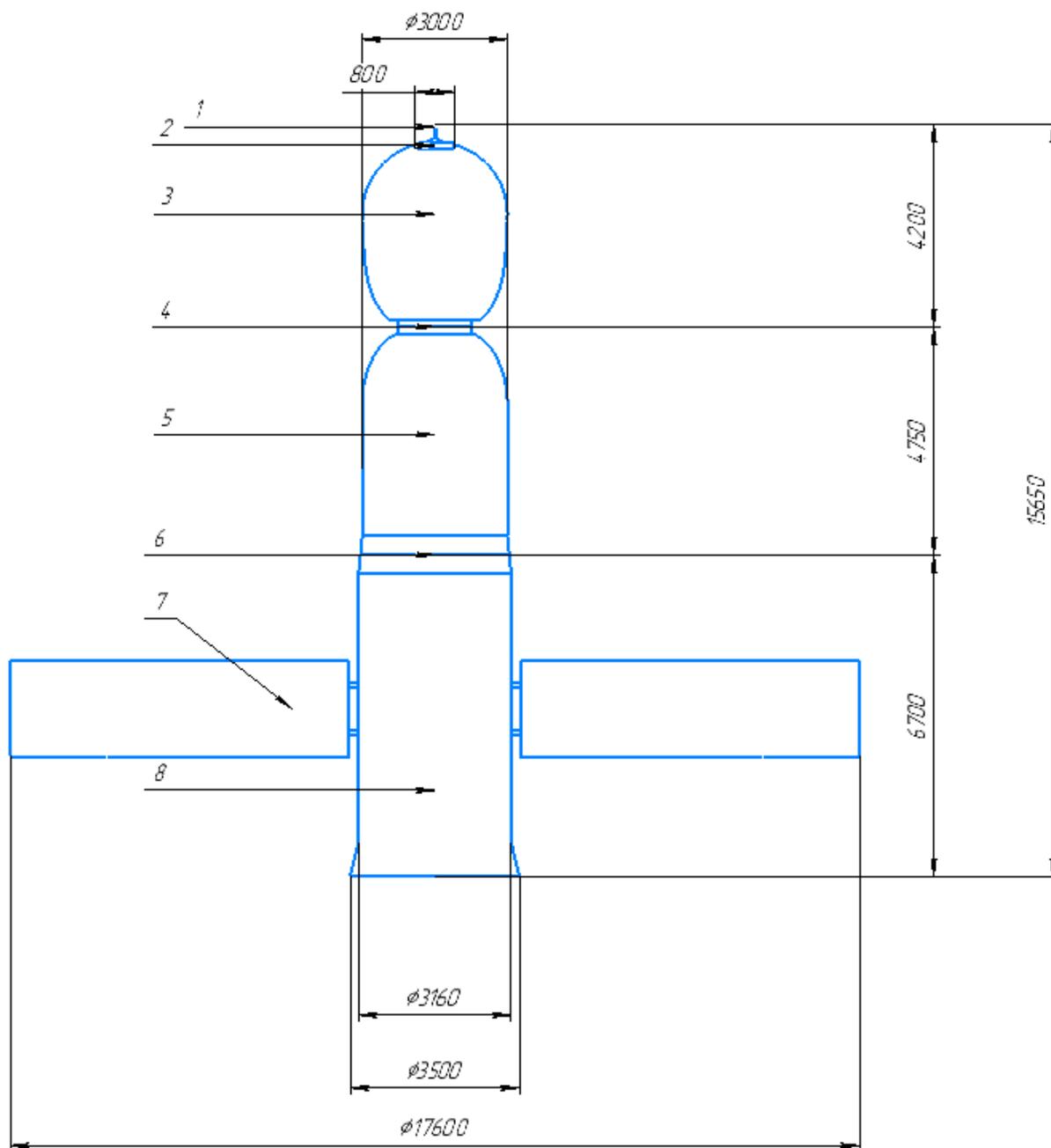


Рисунок 6.1 – Схема членения ТКК

На рисунке 6.2 представим схему расположения ТКК под КГЧ «Ангара – А5» где он будет устанавливаться на адаптер для дополнительной фиксации и подъема ТКК, в противном случае его пришлось бы устанавливать в перевернутом варианте что бы повлекло за собой дополнительные энергетические затраты на переориентацию ТКК на НОО.

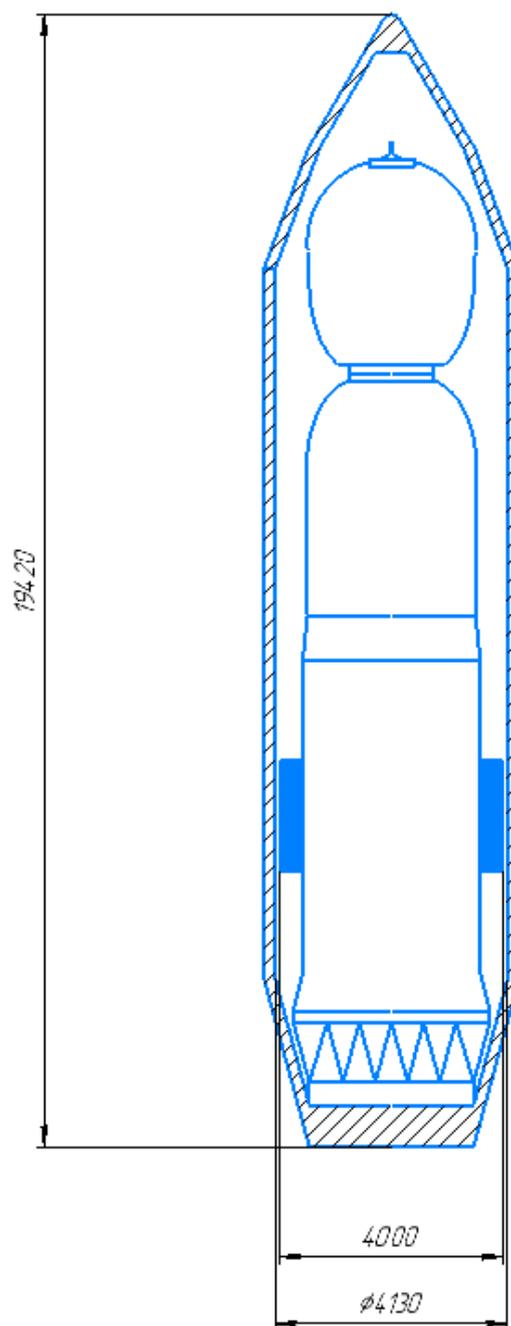


Рисунок 6.2 – ТКК под КГЧ «Ангара – А5»

«Ангара» – семейство современных российских РН с кислородно-керосиновыми маршевыми двигателями. Наибольший вклад в разработку данного семейства РН внесли «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» и производственное объединение «Полет». Данное семейство является модульным и включает в себя

РН разных классов, от легкого до тяжелого от 2,0 т до 38,0 т. Основными двигателями для семейства РН «Ангара» являются двигатели РД-191 и РД – 191М разработанные научно-производственным объединением энергомаш имени академика В.П. Глушко. Двигатель РД – 191 способен развивать тягу до 196,0 тс на уровне моря, а двигатель РД – 191М должен быть мощнее на 10 – 15% и предназначаться для РН «Ангара – А5М». Производство РД – 191М и РН «Ангара – А5М» в данный момент находится на стадии разработки.

На данный момент состоялось 3 запуска РН «Ангара – А5» первый состоялся 23 декабря 2014 года последний 27 декабря 2021 года с КЦ «Плесецк». Строительство стартового комплекса для РН семейства «Ангара» на КЦ «Восточный» началось в 2018 году и первый пуск РН «Ангара – А5» планируется в 2024 году.

7 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

В ходе выполнения данной работы в качестве ДУ для ТКК был выбран РД С5.92 использующий в качестве компонентов топлива НДМГ и АТ которые принадлежат к первому классу опасности. Соответственно и бак, разрабатываемый в ходе выполнения данной работы предназначен для хранения и вытеснения этих компонентов топлива. Поэтому следует акцентировать внимание на том как эти компоненты топлива воздействуют на человека и окружающую среду, а также на требованиях, которые необходимо соблюдать при работе с этими компонентами топлива.

НДМГ и АТ принадлежат к первому классу опасности в соответствии с ГОСТ 12.1.007 – 76 «Вредные вещества, классификация и общие требования безопасности». К первому классу опасности относятся чрезвычайно опасные вещества такие как мышьяк, хром, ртуть и другие. Вещества этого класса опасности чрезвычайно негативно влияют на человека и окружающую среду, рассмотрим это влияние подробнее.

7.1 Воздействие на человека и окружающую среду компонентов топлива.

НДМГ это горючее, которое очень эффективно вступает в реакции с кислородом и его простейшими производными. Опасность представляет результат химических реакций, когда НДМГ взаимодействует с кислородом и его производными. НДМГ можно описать как бесцветную прозрачную жидкость с резким неприятным запахом которая хорошо смешивается с водой, нефтепродуктами, спиртами и многими органическими растворителями. Также он самовоспламеняется при контакте с окислителями на основе азотной кислоты и азотного тетраоксида. Также он обладает устойчивостью и способностью сохраняться в почве после его пролива.

АТ – теоретически бесцветная, но на практике окрашенная в желто-коричневый цвет, летучая ядовитая жидкость с едким запахом.

НДМГ и АТ крайне опасны для человека. При воздействии на человека НДМГ он поражает буквально все системы человека начиная с иммунной системы и заканчивая нарушениями репродуктивной деятельности и возможным появлением уродств у потомства. АТ же в свою очередь при попадании на кожу вызывает сильные ожоги и даже некроз тканей. А в виде пара поражает дыхательные пути начиная с отека дыхательных путей и заканчивая пневмонией. В случаях употребления АТ внутрь человеческий организм испытывает перфорацию желудка и стенок кишечника что приводит к летальному исходу.

При воздействии на окружающую среду большую часть угрозы несет оседание в почве НДМГ. Районы загрязнения почвы остатками компонентов ракетного топлива принято называть «Зонами экологического неблагополучия». В случаях загрязнения почвы остатками НДМГ подвержены систематическому повышению заболеваемости населения. Население в этих районах испытывает нарушение билирубинового обмена в организме человека, анемию беременных, развитие иммунодефицита и другие. НДМГ хорошо сохраняется в растительности и переходит в мясо травоядных животных которых потом употребляют в пищу люди. А при попадании в почву АТ взаимодействует с находящимися там щелочами и образует с ними нитриты и нитраты. Перенасыщенная ими почва является причиной загрязнения подземных и поверхностных вод. Также АТ может вызывать гибель микрофлоры.

Период самоочищения почвы от НДМГ составляет до 34 лет. На сегодняшний день не существует эффективных методов обезвреживания НДМГ и продуктов его распада. Существуют физические методы основанные на снижении концентрации вредных веществ в окружающей среде за счет его удаления, а также уменьшения скорости его прихода в окружающую среду. Также существуют химические методы они основаны на снижении концентрации вредных веществ за счет его разложения до нетоксичных продуктов.

К физическим методам очистки почвы относятся:

1. Частичная замена загрязненной почвы на чистую почву с последующим перемешиванием;
2. Нанесение изолирующих материалов, обладающих сорбирующими свойствами;
3. Термическая обработка почвы на местности или специальном оборудовании после выемки;
4. Вентилирование почвы.

Именно из – за всего выше упомянутого за этими компонентами топлива ведется строгий учет и работы с ними проходят только в соответствии с регламентирующей документацией. Так как последствия проливов и попадания на человека и окружающую среду являются крайне пагубными, а на их устранение потребуется не один десяток лет. Именно поэтому ниже рассмотрим основные требования безопасности при работе с данными компонентами топлива.

7.2 Основные требования безопасности при работе с АТ и НДМГ.

Перед тем как говорить про требования безопасности при работе с компонентами топлива необходимо упомянуть условия хранения тех самых компонентов топлива так как на них тоже накладываются определенные ограничения из – за их опасности и физико – химических свойств.

НДМГ следует хранить в герметично закрытом с подушкой из азота или гелия при температуре 0°С.

АТ следует хранить в резервуарах из легированной стали или алюминия объемом до 100 кубических метров. Резервуары должны быть оснащены манометрами, уровнями, клапанами и трубами с поддержанием избыточного давления в 0,15 – 0,22 МПа для исключения попадания загрязнений из окружающей среды. При транспортировке цистерны с АТ имеют систему трубопроводов в которую в зависимости от температуры окружающей среды подают либо теплую, либо холодную воду для поддержания температуры АТ на уровне в 268 – 288 К.

Основными же требованиями безопасности при работе с компонентами топлива будут являться:

1. Не допускать к работам лица, не достигшие 18 летнего возраста;
2. Обязательно прохождение предварительный и периодический медосмотры;
3. Обязательно наличие здравпункта на территории предприятия;
4. Работы разрешено начинать только при полной готовности всех средств противопожарной безопасности и средств оказания первой помощи, полной работоспособности канализации и систем вентиляции и водопровода;
5. Портативные средства освещения должны соответствовать требованиям взрывобезопасности;
6. Должен вестись постоянный контроль по содержанию в воздухе паров компонентов топлива. При обнаружении утечки персонал незамедлительно должен применить средства индивидуальной защиты, сообщить руководству предприятия о данном инциденте и приступить к поиску и устранению причин утечки, весь персонал не занятый в этих работах должен покинуть территорию объекта;
7. Резервуары в которых хранится НДМГ должны быть заполнены не более чем на 90% от своего объема и обязательно должна быть азотная подушка под давлением в 0,2 – 0,5 атм;
8. При проливах НДМГ незамедлительно смыть большим количеством воды в специально предусмотренную канализацию, при отсутствии воды использовать опилки, которые после использования сжечь, а место пролива промыть;
9. Рабочие выполняющие заправку компонентами топлива обязаны находиться с наветренной стороны и быть облачены в средства индивидуальной защиты;
10. Все инструменты после проведения работ необходимо тщательно промыть, а все отходы собрать в специализированный герметичный контейнер;

11. Помещения в которых производится заправка и опорожнение сосудов и баков с компонентами топлива должны быть оснащены бетонным полом под уклоном, который ведет в специализированную канализацию;

12. Заполнение резервуаров для хранения компонентов топлива следует начинать только после полной проверки этих резервуаров на соответствие всем требованиям работоспособности и безопасности;

13. Все сливо-наливные работы с компонентами топлива должны проводиться закрытым способом с использованием специальных насосов с взрывобезопасными двигателями методом передавливания азотом.

14. Работы с компонентами топлива должны проводить не менее двух человек, а также строго запрещено присутствие лиц, не задействованных в работах;

15. Все гибкие шланги должны быть оснащены распределительными кранами;

16. После опорожнения транспортный резервуар должен быть проверен на полноту слива и опломбирован;

17. Сливно-наливные работы запрещено проводить во время грозы;

18. На площадках по проведению сливно-наливных работ запрещено использовать освещение не прошедшее сертификацию на взрывобезопасность

19. Площадка по проведению сливно-наливных работ должна иметь изолированные помещения для размещения персонала и хранения противопожарных средств;

20. Все установки и оборудование стенда должны иметь измерительные приборы прошедшие необходимую сертификацию и установленные в местах где было бы удобно снимать с них показания.

Все выше упомянутое является лишь основными требованиями безопасности соблюдение которых обеспечивает безопасность проведения работ с компонентами топлива первого класса опасности. Соблюдение всей нормативной документации является основой всех работ на предприятиях такого

уровня как КЦ «Восточный». В первую очередь это делается для обеспечения безопасности персонала и правильности выполнения всех проводимых работ.

Следует отметить что в современной России НДМГ и АТ используется в качестве компонентов топлива только на последних ступенях РН в РБ, КА и ТКК. Это связано с их токсичность. Большинство современных отечественных РН преимущественно используют кислород водородные ДУ, которые являются куда более нейтральными к человеку и окружающей среде.

8 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

8.1 Приближенная оценка стоимости ТКК

В данном случае приближенный расчет стоимости создания ТКК рассматриваемого в ходе выполнения данной работы предлагается выполнить по стоимости аналогичных ТКК, стоимость которых представлена в таблице 8.1.

Таблица 8.1 – Стоимость аналогичных ТКК

Союз – МС (Лунная версия)	800 млн. у.е.
Орел	630 млн. у.е.
Орион	920 млн. у.е.

Предположим, что ТКК рассматриваемый в ходе выполнения работы является не модернизацией существующих ТКК, а проектом, выполняемым полностью с нуля, с использованием каких-то готовых решений таких как использование существующей ДУ и т.д. Стоимость изготовления опытного образца производится по затратам на изделия аналоги, в данном случае $C_{\text{оп.ан}} = 780$ млн. у.е. В таком случае стоимость изготовления опытного образца составит:

$$C_{\text{сп.обр}} = k_{\text{сн}} \cdot k_{\text{инф}} \cdot C_{\text{оп.ан}} = 2 \cdot 0,18 \cdot 780 = 280,8 \text{ млн. у.е.}, \quad (8.1)$$

где $k_{\text{сн}} = 2$ – коэффициент учитывающий сложность и новизну;

$k_{\text{инф}} = 0,18$ – коэффициент инфляции на 20.12.2023 от ЦБ РФ.

Затраты головного сборочного завода будут равны:

$$C_{\text{ГСН}} = N_{\text{ГСЗ}} \cdot C_{\text{оп.обр}} = 2 \cdot 280,8 = 561,6 \text{ млн. у.е.}, \quad (8.2)$$

где $N_{ГСЗ} = 2$ – коэффициент увеличения затрат на определенные виды работ.

Затраты головного разработчика составят:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГСЗ} = 0,1 \cdot 561,6 = 56,16 \text{ млн. у.е.} \quad (8.3)$$

В таком случае стоимость разработки данного ТКК составит:

$$C_{\text{разр}} = C_{ГСЗ} \cdot C_{НК} = 561,6 \cdot 56,16 = 31539,4 \text{ млн. у.е.} \quad (8.4)$$

Тогда стоимость изготовления первого серийного образца составит:

$$C_c = K_1 \cdot C_{\text{оп.обр}} = 0,85 \cdot 280,8 = 238,68 \text{ млн. у.е.}, \quad (8.5)$$

где $K_1 = 0,85$ – коэффициент снижения стоимости первого ТКК при серийном производстве.

Затраты на создание группы ТКК для обеспечения МНЛС рассчитываются исходя из предположения о том, что в бюджет запущено не менее 6 данных ТКК:

$$C_{\text{созд}} = C_{\text{разр}} + N_{\text{ТКК}} \cdot C_1 = 31259,4 + 6 \cdot 238,68 = 32691,5 \text{ млн. у.е.}, \quad (8.6)$$

где $N_{КА} = 6$ – количество серийных ТКК.

8.2 Стоимость материалов, затрачиваемых на производство бака

Стоимость материалов, затрачиваемых на производство бака берется с учетом того что на предприятие изготовитель бака закупаются листы алюминиевого сплава АМг6 толщиной 14 мм с ценой в 702 у.е. за кг.

Тогда стоимость материалов, затрачиваемых на производство бака массой 788 кг:

$$C_{MЗ} = C_M \cdot m_{\zeta} = 702 \cdot 788 = 553176 \text{ у.е.}, \quad (8.7)$$

где C_M – стоимость материала за кг;

m_{ζ} – масса бака.

Таким образом получаем что стоимость материалов для изготовления бака горючего будет составлять 553176 у.е. А стоимость изготовления первого серийного образца составит 238,68 млн. у.е. Что в свою очередь может являться экономическим обоснованием для проекта данного ТКК.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной дипломной работе был произведен расчет прочностях параметров бака горючего космического корабля доставляющего полезную нагрузку на МНЛС.

Было четко сформулировано обоснование необходимости подобных кораблей и в целом лунной станции. Для наглядности были приведены аналогичные ТКК существующие и разрабатываемые как в РФ, так и в других странах мира.

В ходе выполнения данной работы был произведен энергетический расчет, который позволил определить необходимое количество окислителя и горючего при заданных параметрах при условии использования ДУ С5.92 от РБ «Фрегат». Что в свою очередь позволило рассчитать массогабаритные параметры бака горючего для данного ТКК.

В ходе выполнения данной работы была выбрана мембранная схема вытеснения топлива из бака в условиях невесомости. После чего в программе SolidWorks 2022 была построена 3D модель данного бака со всеми заданными параметрами, такими как диаметром в 2356 мм, толщиной стенки бака в 14 мм и общей массой бака в 788 кг. И это все при условии использования в производстве бака алюминиевого сплава АМг6. После чего уже в той же программе SolidWorks 2022 была проведена проверка данного бака на разрушение при граничных условиях, в данном случае нагрузки в 10G и давлением наддува в 20 атмосфер. Данные полученные по результатам исследований подтвердили, что данный бак выдержит заданные нагрузки с сохранением полной работоспособности.

И уже со всеми этими данными приводилась схема членения данного ТКК с отображением его массогабаритных параметров для дальнейшего подбора КГЧ. В результате которого было принято решение выводить данный ТКК на НОО с КЦ «Восточный» с помощью РН «Ангара – А5». Так, как только она, из существующих РН, обеспечивала выведение ТКК массой 20304 кг и размерами 3500 мм максимального диаметра и 15650 мм высотой.

Также в ходе выполнения данной работы были рассмотрены воздействие на человека и окружающую среду, а также правила работы с высокотоксичными компонентами топлива использующихся в ДУ С5.92. Это необходимо было сделать так как отклонение от нормативной документации при работе с такими компонентами топлива как НДМГ и АТ может привести к человеческим жертвам и сильному загрязнению окружающей среды, в месте происшествия, на многие годы.

И в последнюю очередь был произведен примерный расчет стоимости разработки и изготовления рассматриваемого по ходу выполнения данной работы ТКК. По результатам которого стоимость группировки ТКК из 6 кораблей составит 32691,5 млн. у.е. а стоимость производства первого серийного образца составит 238,68 млн. у.е. В то время затраты на материалы при изготовлении бака горючего данного ТКК составят 553176 у.е.

Исходя из всего вышесказанного можно сделать вывод что все цели и задачи, поставленные перед данной дипломной работой, были выполнены.

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.

2 Хохулин, В. С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / В. С. Хохулин, В. А. Чумаков. – М.: Машиностроение, 2000. – 72 с.

3 Грабин, Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / Б. В. Грабин. – Изд – машиностроение, 1991. – 416 с.

4 Анурьев, В. И. Справочник конструктора-машиностроителя / В. И. Анурьев. – М.: Машиностроение, 2001. – 920 с.

5 Ostroumov, V. Soyuz Crew Operations Manual (SoyCCOM) (ROP-19) / V. Ostroumov. Yu/ Glazkov // Yu. A Gagarin cosmonaut's training center, 1999. – 258 p.

6 Medvedev, A. Angara launch system mission planner's guide / A. Medvedev, A. K. Nedaivoda, M. Albrecht, E. F. laursen // International Launch Services – Virginia, – 2002. – 288 p.

7 Пичхадзе, К. М. Межорбитальный космический буксир фрегат / К. М. Пичхадзе // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. – 2014. – №22. – С. 41 – 43.

8 Чумаков, В. А. Выбор проектных параметров космических разгонных блоков с ЖРД / В. А. Чумаков, Б. М. Перелыгин, И. М. Горлин. – Москва: Изд – во МАИ, 2000. – 72 с.

9 Баранов, Д. А. Типовые решения в проектировании и конструировании элементов ракет – носителей / Д. А. Баранов, В. Д. Еленев. – Изд – во Самарский университет, 2020. – 112 с.

10 Ягужинского, Л. С. О токсичности гептила / Л. С. Ягужинского. – Москва: Изд – во НИИ им А. Н Белозерского МГУ им М. В. Ломоносова, 2014. – 128 с.

11 Сергеева, А.В. Анализ влияния ракетно – космической деятельности на окружающую среду / А. В. Сергеева. – Москва: Изд – во ГОУВПО Московский государственный университет сервиса, 2007. – 8 с.

12 Панин, Л.Е. Медико – социальные и экологические проблемы использования ракет на жидком топливе (гептил) / Л.Е. Панин, А.Ю. Перова. – Новосибирск: Изд – во ГУ НИИ биохимии СО РАМН, 2006. – 8 с.