

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

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

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. Зав. кафедрой


В.В. Соловьёв

« 15 » июня 2021г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА


на тему: Проект транспортного космического аппарата для проведения заправочных операций на околоземных орбитах

Исполнитель
студент группы 717-об


14.06.2021г.
(подпись, дата)


Буднина Н.А.

Руководитель
доцент, канд. техн. наук


14.06.2021г.
(подпись, дата)


Козырь А.В.

Консультант


14.06.2021г.
(подпись, дата)


Насуленко К.А.

Консультант по БЖД
канд. физ.-мат. наук


14.06.2021г.
(подпись, дата)

Аверьянов В.Н.

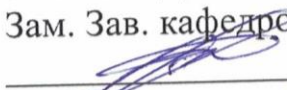
Нормоконтроль
ассистент кафедры СиТРК


14.06.2021г.
(подпись, дата)

Аревков М.А.

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

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зам. Зав. кафедрой

В.В. Соловьёв
« 26 » 04 2021г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студентки Будниной Натальи Андреевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проект транспортного космического аппарата для проведения заправочных операций на околоземных орбитах

(утверждена приказом от 05.04.2021 № 658-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 15 июня 2021 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса полезного груза: 3000 кг; опорная орбита: 200 км; угол наклона: 51,6 0; параметры промежуточной орбиты: высота апогея – 280 км, высота перигея – 250 км; параметры целевой орбиты: высота апогея – 380 км, высота перигея – 350 км; компоненты топлива: НДМГ и АТ.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: выбор состава бортовых служебных систем, баллистический расчет, расчет основных проектных параметров, расчет на прочность, описание конструкции, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: цели и задачи бакалаврской работы, схемы перелета КА на целевую орбиту, Компоновка КА, Общий вид КА, Конструктивно-компоновочная схема – 3 вида, схема членения, заключение работы.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Насуленко К.А., канд. физ.-мат. наук Аверьянов В.Н.

7. Дата выдачи задания: 26 апреля 2021 года.

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

Задание принял к исполнению (дата): 26.04.2021г. 

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит: 81 страницу, 6 рисунков, 5 таблиц, 4 приложения, 18 источников.

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СИСТЕМА, БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ, СТЫКОВКА, ЦЕЛЕВАЯ ОРБИТА, КОНСТРУКЦИЯ

В работе представлен проект транспортного космического аппарата на базе химической двигательной установкой с характеристической скоростью 115,078 м/с и полезной нагрузкой 3000 кг. Данный аппарат предназначен для проведения заправочных операций на околоземных орбитах.

Цель работы – разработать проект транспортного космического аппарата для проведения заправочных операций на околоземных орбитах.

Задачи:

- выбрать состав основных бортовых служебных систем;
- выполнить баллистический расчет;
- выполнить расчет основных проектных параметров;
- выполнить расчет на прочность баков, фермы и обечайки;
- составить описание конструкции КА;
- описать основные меры безопасности при работе с токсичным топливом;
- экономически обосновать изготовления КА и стоимость пуска.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	8
1 Общая часть	10
1.1 Выбор состава бортовых служебных систем разрабатываемого транспортного космического аппарата	10
1.2 Бортовой цифровой вычислительный комплекс.....	10
1.3 Система электроснабжения.....	11
1.4 Система управления движением и навигации	12
1.5 Система обеспечения теплового режима.....	13
1.6 Двигательная установка	14
1.7 Система радиотелеметрии.....	16
1.8 Система сближения и стыковки	16
2 Баллистический расчет	18
2.1 Расчет приращения скорости КА при переходе с опорной орбиты на целевую орбиту	18
2.2 Задача перелета КА на промежуточную орбиту.....	19
2.3 Задача перелета КА на целевую орбиту	22
2.4 Расчет параметров траектории полета	26
3 Основные проектные параметры.....	29
3.1 Расчет основных проектных параметров.....	29
3.2 Массово-энергетические характеристики КА.....	34
3.3 Массы составляющих КА элементов	38
3.4 Объемно - геометрические параметры КА.....	43
3.4.1 Расчет объемно-геометрических параметров баков окислителя и горючего	43
3.4.2 Расчет объемно-геометрических параметров шар-баллонов азота	44
3.4.3 Расчет объемно-геометрических параметров приборного отсека	44

3.4.4 Расчет объемно-геометрических параметров прочих элементов конструкции.....	45
4 Расчёт на прочность	47
4.1 Порядок проведения расчета на прочность.....	47
4.2 Обеспечение прочности конструкции	48
4.3 Прочностные расчеты элементов конструкции КА	49
4.3.1 Расчет бака на прочность	49
4.3.2 Расчет фермы на прочность	51
4.3.3 Расчет подкрепленной цилиндрической обечайки корпуса на прочность	55
5 Описание конструкции КА	59
5.1 Устройство и назначение КА.....	59
5.2 Приборный отсек.....	60
5.3 Сферические топливные баки.....	60
5.4 Конструкция	61
5.5 Двигательная установка	62
5.6 Универсальная система стыковки	63
5.7 Выбор схемы членения.....	65
6 Безопасность жизнедеятельности.....	66
6.1 Обеспечение безопасности при работе с высококипящими агрессивными КРТ.....	66
7 Экономическая часть	71
7.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке	72
7.2 Минимальная стоимость пуска КА	74
Заключение	78
Библиографический список	80

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- БВК – бортовой вычислительный комплекс;
- БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс;
- ГО – головной обтекатель;
- ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
- ЖРДМТ – жидкостный ракетный двигатель малой тяги;
- ЖРДУ – жидкостная ракетная двигательная установка;
- КА – космический аппарат;
- КГЧ – космическая головная часть;
- КЛА – космический летательный аппарат;
- КТ – компонент топлива;
- ЛА – летательный аппарат;
- МД – маршевый двигатель;
- ПГСП – пневмогидравлическая система подачи;
- ПН – полезная нагрузка;
- РБ – разгонный блок;
- РД – ракетный двигатель;
- РКН – ракета космического назначения;
- РН – ракета-носитель;
- ТНА – турбонасосный агрегат;
- УСС – универсальная система стыковки.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время исследование космоса стало одной из важной задачи человечества. Множество различных проектов по покорению космоса разрабатываются космическими компаниями. Одним из таких проектов является обслуживание космических аппаратов в космическом пространстве.

Современные спутники могут работать по несколько десятилетиям и даже больше. На срок службы КА влияют торможение о верхние слои атмосферы, а на высоких орбитах – расход топлива. Поэтому на сегодняшний день, актуальность продления сроков эксплуатации космических аппаратов, является очень важной проблемой. Не придумали еще такие КА, которые бесконечно могли находиться в космосе и бесперебойно работать.

В последнее время появилось множество случаев, когда спутник был практически полностью в рабочем состоянии, но он исчерпал запасы горючего и стал абсолютно бесполезным. Есть несколько вариантов решения этой проблемы. Например, взять больше топлива с Земли. Но тут есть два ограничивающих фактора: во-первых, никто не знает, сколько проработает аппарат. Есть небольшая вероятность того, что он даже в космос не попадет. Во-вторых, лишнее топливо — это лишний вес и серьезное увеличение стоимости миссии. Или же увеличение сроков функционирования бортовой аппаратуры. Но есть и иной метод – это разработка систем, которые будут обслуживать космические аппараты в космосе, путем замены вышедших из строя бортовых систем, дозаправка двигательных установок и др. В рамках транспортно-технического обслуживания предлагается обеспечить: развертывание КА на межпланетные траектории, доставка к КА топлива для дозаправки, технологического оборудования для технического обслуживания или ремонта, увод с рабочих орбит КА, отказавших или выработавших ресурс и др. Прежде всего, это касается дорогостоящих космических аппаратов связи и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Продление сроков эксплуатации спутников может стать доходным

бизнесом с десятками клиентов, так как каждый год работы спутника приносит оператору десятки миллионов долларов.

Задачи дипломной квалификационной работы:

- выбрать состав основных бортовых служебных систем;
- выполнить баллистический расчет;
- выполнить расчет основных проектных параметров;
- выполнить расчет на прочность баков, фермы и обечайки;
- составить описание конструкции КА;
- описать основные меры безопасности при работе с токсичным топливом;
- экономически обосновать изготовления КА и стоимость пуска.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Выбор состава бортовых служебных систем разрабатываемого транспортного космического аппарата

Любой космический аппарат состоит из некоторых составных частей. Цельная аппаратура, обеспечивает выполнение задач, которые стоят перед КА. Для того, чтобы КА функционировал как можно дольше в космическом пространстве, его обеспечивают ряд служебных систем: система энергопитания, система терморегулирования, управление движением, навигация, система сближения и стыковки, система ориентации, бортовой вычислительный комплекс.

Для данного космического аппарата необходимы следующие системы:

1. Бортовой цифровой вычислительный комплекс;
2. Система электроснабжения;
3. Система управления движением и навигация;
4. Система обеспечения теплового режима;
5. Система радиотелеметрии;
6. Система сближения и стыковки;
7. Двигательная установка.

Рассмотрим в следующих разделах подробнее о каждой системе.

1.2 Бортовой цифровой вычислительный комплекс

Бортовой вычислительный комплекс представляет собой совокупность аппаратно–программных средств, которые в свою очередь обеспечивают автоматизацию управляющих и информационных процессов на борту объекта в режиме реального времени. БВК применяется на ЛА (космических кораблях, самолётах, вертолётах), ракеты-носители, космические аппараты, разгонные блоки, космические станции, а также на морских судах, наземных (военных, железнодорожных и др.).

Целью бортового вычислительного комплекса является:

- регулирования работы двигателей;

- обработки сигналов радиолокационной станции;
- решения задач навигации;
- выведения объекта на цель;
- контроль и управление работой бортовой аппаратуры;
- организации сеансов связи и др.

Бортовая цифровая вычислительная система предназначена для решения следующих задач:

- предоставление приборам и системам КА вычислительных ресурсов в реальном времени;
- обеспечение взаимодействия БЦВС и систем КА;
- прием цифровой командной информации от наземного комплекса управления;
- сбор телеметрической информации о состоянии бортовых систем и ее выдача в наземный комплекс управления;
- выдача телеметрической информации в систему бортовых измерений РБ;
- диагностика, управление резервом и программно-аппаратными ресурсами;
- обеспечение информационного обмена с АИС. [5]

В настоящее время БЦВМ "Аргон-15АР" разрабатывается на самой современной элементной базе, предназначенной для физической замены широко используемых старых БЦВМ А-15 в мобильных и стационарных объектах, без каких-либо изменений, так как имеется полная совместимость с аппаратным и программным обеспечением (режим эмуляции А-15).

1.3 Система электроснабжения

Важнейшей бортовой системой КА является система энергопитания, которая в свою очередь во многом определяет особенности исполнения конструкции аппарата, а также его массогабаритные характеристик и срок службы. Работа космического аппарата невозможна при выходе из строя энергоустановки.

Различные электрические генераторы могут использоваться в качестве первичных источников, например химические источники тока, солнечные батареи, генераторы изотопов, автономные реакторы-электрогенераторы и др.

Автоматика системы энергопитания – это совокупность устройств для автоматического управления работой системы энергопитания КА и контроля ее параметров. Обычно автоматика осуществляет поддержание параметров различных систем.[1]

В автоматику входят:

- датчиковая аппаратура (чувствительные элементы, сигнализаторы);
- электронные блоки, обеспечивающие усиление, преобразование и обработку сигналов и команд;
- блоки электросиловой коммутации и исполнительные органы (клапаны, регуляторы и т.д.) [1]

Наиболее распространенными системами СЭП с использованием солнечных батарей являются те, которые используются в большинстве космических аппаратов. Солнечная батарея (СБ) является источником электрической энергии в системе электроснабжения космического аппарата, которая состоит из полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и опорной конструкции, на которой установлены преобразователи. Это набор последовательных и параллельных соединений ФЭП. Это соединение обеспечивает необходимое напряжение и ток. Солнечные панели, установленные на космических аппаратах, обычно работают в сочетании с аккумуляторными батареями, буферными химическими батареями, наиболее распространенными из которых являются никель-кадмиевые батареи.

1.4 Система управления движением и навигации

Угловой стабилизацией называется движение КА вокруг центра масс на тех участках траектории, где полет протекает со значительными ускорениями: при коррекции орбиты, переходе с одной орбиты на другую, переходе на траекторию спуска и т.д. В эти относительно короткие моменты, когда двигатель работает, необходимо сохранять пространственное угловое положение космического аппарата неизменным, чтобы обеспечить желаемое направление ускорения.

Направление движения космического аппарата требует постоянной или кратковременной поддержки заданного положения. В отличие от стабилизации, ориентация не влияет на положение центра масс космического аппарата. Системы ориентации и стабилизации часто создаются с учетом их взаимодействия и с использованием одних и тех же датчиков.

Спутниковая система навигации – это такая система, основной целью которой является определение местоположения наземных, воздушных, водных, а также космических аппаратов. Они могут получать не только местоположение различных по назначению аппаратов, но и позволяет получать направление движения и скорость приемника сигнала. Спутниковая система навигации состоит из космического оборудования и наземного сегмента (систем управления). В настоящее время существует две такие системы - GPS и ГЛОНАСС, они обеспечивают полное покрытие и бесперебойную работу для всего земного шара.

Работа таких спутниковых навигационных систем осуществляется путем измерения расстояния от антенны объекта до спутников, координаты которых хорошо известны. Есть таблица (Альманах), на которой известны места всех спутников. Любой спутник должен присутствовать в таблице до начала измерения. Получатель обычно сохраняет альманах в памяти при следующем удалении и немедленно использует его, если он не устарел. Каждый спутник посылает в своем сигнале целый календарь. Это позволяет рассчитать положение объекта в пространстве с помощью простейших геометрических структур.

В качестве навигации на данном КА используется автономная спутниковая навигация (АСН). АСН позволяет определять параметры орбиты с точностью до 5 м, координаты при сближении корабля со станцией - до 1 м. Также она совместима с системой ГЛОНАСС, GPS и с международной спутниковой поисково-спасательной системой Cospas-Sarsat.

1.5 Система обеспечения теплового режима

Система КА предназначена для обеспечения необходимого теплового режима на борту КА с целью нормального функционирования служебных систем и аппаратурой полезной нагрузки (АПН). Обычно система терморегуляции

состоит из средств пассивного терморегулирования и системы терморегулирования, т. е. пассивных и активных элементов, правильный выбор состава и параметров которых обеспечивает максимальную эффективность системы терморегулирования. [2]

На этапе моделирования происходит предварительный выбор параметров системы терморегуляции, а окончательно они определяются после экспериментальной отработки.

Пассивные системы терморегулирования эффективны, когда существует постоянство тепловых потоков. К активным системам терморегуляции относятся системы, обеспечивающие принудительный теплообмен элементов микроспутника с окружающей средой.

Активные системы терморегулирования применяются при необходимости точного регулирования температуры (например, с точностью ± 2 °С). В этом случае циркулирующий газ приборного отсека отводит тепловой поток на корпус или специальный радиатор.

При большом удельном потоке используется жидкость. Обязательным элементом является вентилятор, обеспечивающий циркуляцию газа и вынужденную конвекцию. В качестве управляющих элементов применяются дроссели расхода, работающие по командам от датчиков температуры.

Активная система охлаждения на основе гелия состоит из газового компрессора, двух холодильных машин, ряда теплообменников, средств автоматики и контрольного оборудования.

1.6 Двигательная установка

Ракетный двигатель (РД) - это объект, представляющий собой сложную технологическую систему, т.е. множество структурных и функциональных элементов, многотипность и сложность процессов, происходящих в этих элементах.

Задачи двигательных систем КА можно разделить на две группы: это задачи коррекции орбиты спутника и задачи его ориентации в пространстве. Управление положением в пространстве (угловая ориентация) осуществляется

двигателями, установленными на определенном плече относительно центра масс КА.

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) является сложным техническим комплексом, объединяющим в своем составе пневмогидравлическую систему и систему управления.[9]

Топливная автономия ЖРДУ, с одной стороны, обеспечивает независимость ее деятельности по отношению к окружающей среде, а с другой стороны, возможность реализации высоких уровней тяги за счет использования эффективных окислителей и видов горючих, называемых топливом. Эти характеристики двигательных установок (ДУ) с топливными баками, в которых находится окислитель и топливо, а также способы подачи топлива в камеру высокого давления оправдывают их использование в качестве маршевых двигательных установок.

Двигательная установка систем управления движением ЛА относительно его центра масс на активном участке полета ЛА обеспечивается с помощью рулевых ЖРД, а на пассивном участке – с помощью ДУ ориентации ЛА, в состав которой входят жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Двигательные установки для рулевых ЖРД обеспечивают управление вектором тяги и необходимы для носителей и баллистических ракет при жестко закрепленных основных камерах и фиксированном уровне их тяги. Камеры таких двигательных установок, в зависимости от их числа, могут поворачиваться в одной или двух плоскостях, изменяя направление приложения тяги и создавая тем самым моменты управления относительно всех осей ЛА на активном участке полета. [9]

В состав ДУ входит: один или несколько ЖРД; баки с топливом; система подачи топлива. В состав двигателя входит: камера сгорания с соплом; турбонасосный агрегат; газогенератор; главные клапаны окислителя и горючего, с помощью которых осуществляется запуск и остановка двигателя; пусковые устройства и системы автоматики для наддува бака; системы зажигания и управления вектором тяги; рама ДУ.

1.7 Система радиотелеметрии

Системы телеметрического контроля (СТК) предназначены для получения информации о состоянии бортовых систем: режимах их работы, напряжениях источников питания, температуры и атмосферном давлении в отсеках и т. д. Кроме этого телеметрическая информация может содержать данные с аппаратуры спутниковой навигации и бортовое время. Данные телеметрического контроля необходимы для контроля за бортовыми системами и траекторных расчетов.

Существуют различные способы передачи телеметрической информации. Информация о состоянии бортовой аппаратуры может передаваться непрерывно или дискретно в фиксированные промежутки времени. Во втором случае паузы между соседними отсчетами могут заполняться сигналами от других датчиков.

В зависимости от типа микроспутника могут быть различные варианты построения системы телеметрии. Как правило, система телеметрического контроля микроспутника осуществляется с помощью БЦВМ и блока сбора телеметрической информации, входящих в состав системы управления.

1.8 Система сближения и стыковки

Универсальная система стыковки (УСС) КА предназначена для обеспечения механической, электрической и пневмогидравлической стыковки КА с управляемыми объектами в автоматическом или командно-управляемом режиме

В состав УСС входят:

- система обеспечения сближения и взаимной ориентации;
- стыковочный агрегат.

Концепция КА, предполагает использование в его составе новаторского универсального стыковочного узла, при необходимости обеспечивающего гибкое сочленение (механическое развязывание) связки КА при сохранении электрических связей.

При сближении КА работают две подсистемы системы управления сближением: подсистема наведения (управляющая движением центра масс) и подсистема управления ориентацией; очевидно, что на станции допустима работа только второй подсистемы.[7]

Зона маршрутизации разделена на зоны дальнего и ближнего наведения. Дальнее наведение используется для приведения активного КА в район, где возможно автономное наведение на короткие расстояния, то есть в район, где станция и активный космический аппарат находятся в состоянии взаимной «видимости» (с учетом дальности действия оборудования, установленного на обоих космических аппаратах). Методы дальнего управления ничем не отличаются от других маневров по изменению орбиты космических аппаратов. Ближнее наведение направлено на сближение космических аппаратов на определенное короткое расстояние и доведение их относительной скорости сближения до строго определенных пределов, которые сверху ограничены прочностью космического аппарата, а снизу-надежной работой стыковочного узла.

На основном участке ближнего наведения движение центра масс КА изменяется включением сравнительно мощного РД, установленного вдоль продольной оси активного КА (обычно этот же РД используется и для маневров коррекции траектории КА), причем для придания его импульсу нужного направления его запуску предшествует ориентация продольной оси КА. На участке причаливания управление ведется так, чтобы при постоянной ориентации (т. е. без каких-либо поворотов) имелась возможность разгона и торможения активного КА, а также бокового смещения его продольной оси в любом направлении. Это возможно только при установке на КА нужного количества сравнительно малых двигателей, способных сообщать КА ускорения в продольном и двух боковых направлениях.[7]

2 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

2.1 Расчет приращения скорости КА при переходе с опорной орбиты на целевую орбиту

Полет КА при выведении ПН на целевую орбиту при четырехимпульсной схеме выведения состоит из следующих этапов:

- выведение КА с ПН на опорную орбиту в составе РКН;
- полет КА с ПН по опорной орбите и первый запуск маршевого двигателя КА;
- полет КА с ПН по переходной орбите и второй запуск маршевого двигателя КА;
- полет КА с ПН по промежуточной орбите и третье включение маршевого двигателя КА;
- полет КА с ПН по переходной орбите и четвертый запуск маршевого двигателя КА;
- полет КА с ПН по целевой орбите.

При анализе орбитального движения космических аппаратов пренебрегают их размерами, полагая, что вся масса КА сосредоточена в одной точке – центре масс. При этом движение КА рассматривается, как движение материальной точки.

Дифференциальные уравнения, описывающие движение материальной точки в абсолютной системе координат, имеют вид [11]:

- в прямоугольной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{dV}{dx} = -\mu \frac{x}{r^3} \\ \ddot{y} &= \frac{dV}{dy} = -\mu \frac{y}{r^3} \\ \ddot{z} &= \frac{dV}{dz} = -\mu \frac{z}{r^3} \end{aligned} \right\}, \quad (2.1)$$

где μ – гравитационная постоянная Земли;

x, y, z – координаты в прямоугольной системе координат.

- в сферических координатах:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\nu} - r\dot{\lambda}^2 \cos^2 \vartheta &= -\frac{\mu}{r^2} \\ \frac{d}{dt}(r^2 \dot{\vartheta}) &= r^2 \dot{\lambda} \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \vartheta = 0 \\ \frac{d}{dt}(r^2 \dot{\lambda}^2 \cos^2 \vartheta) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

В соответствии с исходными данными выведение полезной нагрузки осуществляется по компланарной перелетной орбите.

2.2 Задача перелета КА на промежуточную орбиту

Перелет КА на промежуточную орбиту осуществляется по двухимпульсной схеме представленной на рисунке 2.1

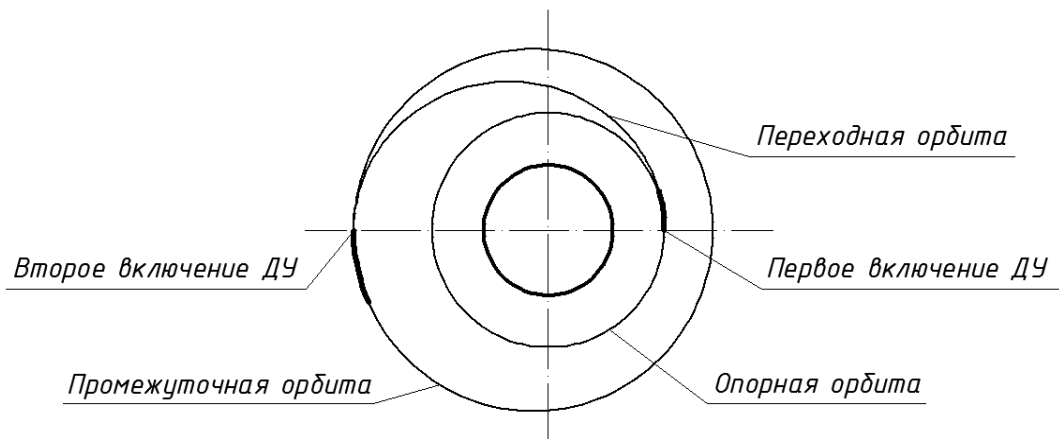


Рисунок 2.1 – Схема перелета КА на промежуточную орбиту

При этом определяются исходные параметры переходной орбиты:

- перигей переходной орбиты:

$$R_{II} = R_3 + H_0, \quad (2.3)$$

где $R_3 = 6371$ [км] – радиус Земли;

$H_0 = 200$ [км] – высота опорной орбиты.

- высота апогея переходной орбиты:

$$R_A = R_3 + H_1, \quad (2.4)$$

где $H_1 = 280$ [км] – высота апогея переходной орбиты.

Следовательно:

$$R_{II} = 6371 + 200 = 6571 \text{ [км];}$$

$$R_A = 6371 + 280 = 6651 \text{ [км].}$$

Параметры переходного участка орбиты [12]:

Большая полуось орбиты:

$$a = \frac{R_{II} + R_A}{2}, \quad (2.5)$$

$$a = \frac{6571 + 6651}{2} = 6611 \text{ [км].}$$

Эксцентриситет орбиты [12]:

$$e = \frac{R_A - R_{II}}{R_A + R_{II}}, \quad (2.6)$$

$$e = \frac{6651 - 6571}{6651 + 6571} = 0,006.$$

Фокальный параметр орбиты [12]:

$$p = a(1 - e^2), \quad (2.7)$$

$$p = 6611 \cdot (1 - 0,006^2) = 6610,762 \text{ [км].}$$

Рассчитаем суммарное потребное импульсное приращение скорости, сообщаемое космическому кораблю при каждом включении двигательной установки КА.

Принимается, что первый импульс является трансверсальным и лежит в плоскости начальной орбиты. Вторым импульсом прикладывается к моменту достижения апогея и является доразгоняющим. Он переводит КА с переходной орбиты на конечную орбиту.

Суммарное потребное импульсное приращение скорости, сообщаемое КА ΔV_n^1 определяется по формуле [12]:

$$\Delta V_n^1 = \Delta V_1 + \Delta V_2, \quad (2.8)$$

где ΔV_1 – приращение скорости при первом импульсе, м/с;

ΔV_2 – приращение скорости при втором импульсе, м/с.

Приращение скорости при первом включении двигательной установки КА для совершения межорбитального перелета определяется по формуле [12]:

$$\Delta V_1 = V_n - V_{kp_1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_n}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_A}{R_n + R_A}} - 1 \right), \quad (2.9)$$

где V_n – скорость в перигее переходной орбиты, км/с;

V_{kp_1} – круговая скорость на начальной орбите, км/с;

$\mu = 3,986005 \cdot 10^5$ [км³/с²] - гравитационный параметр Земли.

Потребное приращение скорости при первом включении двигательной установки по формуле (2.9):

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{3,986005 \cdot 10^5}{6571}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 6651}{6571 + 6651}} - 1 \right) = 0,0235 \text{ [км/с]}.$$

Способ выведения КА на промежуточную орбиту заключается в том, что скорость КА увеличивают в точке апогея.

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_A}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_{In}}{R_{In} + R_A}} - \sqrt{\frac{2R_{II}}{R_{II} + R_A}} \right), \quad (2.10)$$

где R_{In} – перигей промежуточной орбиты.

$$R_{In} = 6371 + 250 = 6621 \text{ [км]}.$$

Потребное приращение скорости при втором включении двигательной установки по формуле (2.10): [12]

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{3,986005 \cdot 10^5}{6651}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 6621}{6621 + 6651}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 6571}{6571 + 6651}} \right) = 0,015 \text{ [км/с]}.$$

Суммарные затраты импульсной скорости рассчитываются в соответствии с формулой (2.8):

$$\Delta V_n^1 = 0,0235 + 0,0150 = 0,0385 \text{ [км/с]}.$$

Результаты баллистического расчета сведены в таблицу 2.1.

Таблица 2.1 – Результаты баллистического расчета

Приращение скорости при первом импульсе, ΔV_1 , км/с	Приращение скорости при втором импульсе ΔV_2 , км/с	Потребное импульсное приращение скорости ΔV_n^1 , км/с
0,0235	0,0150	0,0385

2.3 Задача перелета КА на целевую орбиту

Перелет КА на промежуточную орбиту осуществляется по двух импульсной схеме представленной на рисунке 2.4

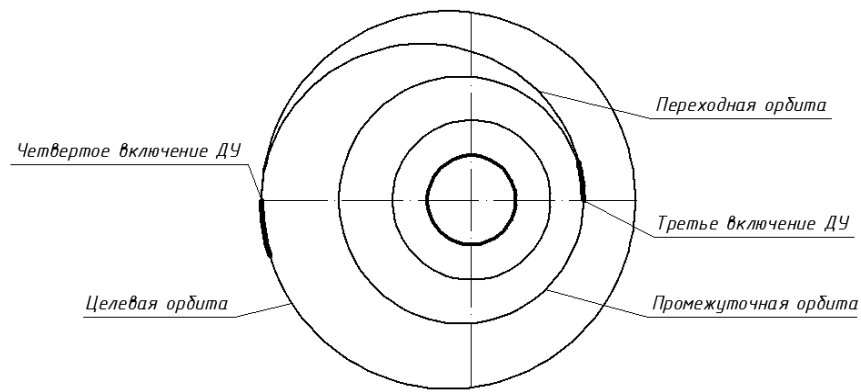


Рисунок 2.2 – Схема перелета КА на целевую орбиту

При этом определяются исходные параметры переходной орбиты:

– перигей переходной орбиты:

$$R_{П2} = R_3 + H_{Пн}, \tag{2.11}$$

где $R_3 = 6371$ [км] – радиус Земли;

$H_{Пн} = 250$ [км] – высота перигея промежуточной орбиты.

- высота апогея переходной орбиты:

$$R_{А2} = R_3 + H_{ЦА}, \tag{2.12}$$

где $H_{ЦА} = 380$ [км] – высота апогея целевой орбиты.

Следовательно:

$$R_{П2} = 6371 + 250 = 6621 \text{ [км]},$$

$$R_{А2} = 6371 + 380 = 6751 \text{ [км]}.$$

Параметры переходного участка орбиты [12]:

Большая полуось орбиты:

$$a = \frac{R_{П2} + R_{А2}}{2}, \tag{2.13}$$

$$a = \frac{6621 + 6751}{2} = 6686 \text{ [км]}.$$

Эксцентриситет орбиты [12]:

$$e = \frac{R_{A2} - R_{П2}}{R_{A2} + R_{П2}}, \quad (2.14)$$

$$e = \frac{6751 - 6621}{6751 + 6621} = 0,0097$$

Фокальный параметр орбиты [12]:

$$p = a(1 - e^2), \quad (2.15)$$

$$p = 6686 \cdot (1 - 0,0097^2) = 6685,36 \text{ [км]}.$$

Рассчитаем суммарное потребное импульсное приращение скорости, сообщаемое космическому кораблю при каждом включении двигательной установки КА.

Принимается, что первый импульс является трансверсальным и лежит в плоскости начальной орбиты. Вторым импульсом прикладывается к моменту достижения апогея и является доразгоняющим. Он переводит КА с переходной орбиты на конечную орбиту.

Приращение скорости при первом включении двигательной установки КА для совершения межорбитального перелета определяется по формуле [12]:

$$\Delta V_1 = V_n - V_{kp1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{П2}}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_{A2}}{R_{П2} + R_{A2}}} - 1 \right), \quad (2.16)$$

где V_n – скорость в перигее переходной орбиты, км/с;

V_{kp1} – круговая скорость на начальной орбите, км/с;

$\mu = 3,986005 \cdot 10^5 \text{ [км}^3/\text{с}^2]$ - гравитационный параметр Земли.

Потребное приращение скорости при первом включении двигательной установки по формуле (2.6):

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{3,986005 \cdot 10^5}{6621}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 6751}{6621 + 6751}} - 1 \right) = 0,038 \text{ [км/с]}.$$

Способ выведения КА на целевую орбиту заключается в том, что скорость КА увеличивают в точке апогея.

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{A2}}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_{П1}}{R_{П1} + R_{A2}}} - \sqrt{\frac{2R_{П2}}{R_{П2} + R_{A2}}} \right), \quad (2.17)$$

где $R_{П1}$ – перигей промежуточной орбиты.

$$R_{П1} = 6371 + 350 = 6721 \text{ [км]}.$$

Потребное приращение скорости при втором включении двигательной установки по формуле (2.27):

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{3,986005 \cdot 10^5}{6751}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 6721}{6721 + 6751}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 6621}{6621 + 6751}} \right) = 0,029 \text{ [км/с]}.$$

Суммарные затраты импульсной скорости рассчитываются в соответствии с формулой (2.8):

$$\Delta V_n^1 = 0,038 + 0,029 = 0,067 \text{ [км/с]}.$$

Результаты баллистического расчета сведены в таблицу 2.2.

Таблица 2.2 – Результаты баллистического расчета

Приращение скорости при первом импульсе, ΔV_1 , км/с	Приращение скорости при втором импульсе ΔV_2 , км/с	Потребное импульсное приращение скорости ΔV_n^1 , км/с
0,038	0,029	0,067

Суммарный импульс четырехимпульсного перехода равен:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_n^1 + \Delta V_n^2, \quad (2.18)$$

$$\Delta V_{\Sigma} = 0,0385 + 0,067 = 0,1055 \text{ [км/с]}.$$

2.4 Расчет параметров траектории полета

Для расчета параметров траектории полета примем следующие допущения:

- Земля принимается за сферическое тело;
- опорная орбита и орбита цели является компланарными;
- за систему координат принимается относительная геоцентрическая система координат (рисунок 2.3).

Оси в системе координат расположены:

- ось OY-по оси вращения Земли к северному полюсу;
- ось OX-проходит через точку пересечения гринвичского меридиана с плоскостью экватора;
- ось OZ-дополняет систему до правой.

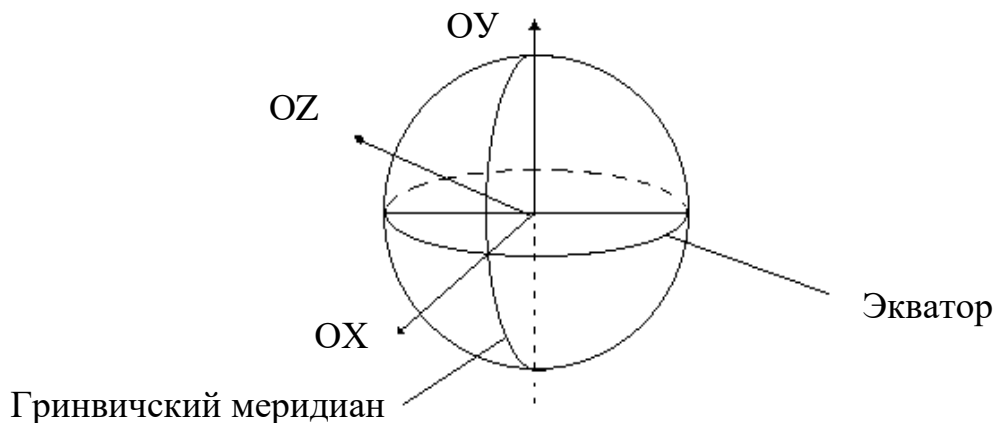


Рисунок 2.3 – Относительная геоцентрическая система координат

Исходные данные для проведения расчета параметров переходной орбиты:

- высота апогея промежуточной орбиты $Ha1 = 280 \cdot 10^3$ [м];
- высота апогея целевой орбиты $Ha2 = 380 \cdot 10^3$ [м];

- высота перигея промежуточной орбиты $Hn1= 250 \cdot 10^3$ [м];
- высота перигея целевой орбиты $Hn2= 350 \cdot 10^3$ [м];
- радиус Земли $Rз= 6371 \cdot 10^3$ [м];
- наклонение опорной орбиты $i= 51,6^\circ$;
- высота опорной орбиты $H= 200 \cdot 10^3$ [м];
- скорость на круговой орбите $Vкр= 7,859 \cdot 10^3$ [м/с].

Для определения параметров движения ЛА необходимо решить систему дифференциальных уравнений с заданными начальными условиями, т.е. решить задачу Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений [11]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= -\frac{fM}{r^3} X + \varpi^2 X - 2 \cdot \varpi V_z, \\ \frac{dV_y}{dt} &= -\frac{fM}{r^3} y, \\ \frac{dV_z}{dt} &= -\frac{fM}{r^3} z + \varpi^2 r - 2\varpi V_x, \end{aligned} \right\}, \quad (2.19)$$

где $fM = 3.986 \cdot 10^5$ [км³/с²] - гравитационный параметр;

Радиус орбиты:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \quad (2.20)$$

Численный метод интегрирования уравнения движения выполнен методом Рунге-Кутта.

Начальные условия:

- шаг интегрирования: 10 с,
- начальные координаты: $x = x_0, y(x_0) = y_0, z = 0$;

Приращения координат:

$$\Delta x = x_{i+1} - x_i, \quad (2.21)$$

$$x_{i+1} = x_i + h, \quad (2.22)$$

$$\Delta y = \frac{1}{6} \cdot (k_1 + 2 \cdot k_2 + 2 \cdot k_3 + k_4). \quad (2.23)$$

Коэффициенты интегрирования:

$$k_1 = h \cdot f'(x_i, y_i), \quad (2.24)$$

$$k_2 = h \cdot f' \left(x_i + \frac{1}{2} \cdot h, y_i + \frac{1}{2} \cdot k_1 \right), \quad (2.25)$$

$$k_3 = h \cdot f' \left(x_i + \frac{1}{2} \cdot h, y_i + \frac{1}{2} \cdot k_2 \right), \quad (2.26)$$

$$k_4 = h \cdot f' \left(x_i + h, y_i + k_3 \right). \quad (2.27)$$

Вывод: в процессе баллистического расчета КА были определены необходимые приращения скорости, необходимые для перевода КА с опорной круговой орбиты высотой $H = 200$ [км] и наклоном $i = 51,6^\circ$ на промежуточную орбиту с параметрами $H_A = 280$ [км] и $H_{II} = 250$ [км] и целевую орбиту с параметрами $H_A = 380$ [км] и $H_{II} = 350$ [км]. Перелет КА на целевую орбиту осуществляется по четырехимпульсной схеме. Рассчитаны параметры траектории полета. Расчеты выполнены с помощью численного метода интегрирования дифференциальных уравнений движения.

3 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

3.1 Расчет основных проектных параметров

Любой КА представляет собой сложное техническое устройство, включающее большое количество агрегатов, систем и механизмов.

Основные проектные параметры космического аппарата являются группой независимых параметров (переменных) однозначно определяющих основные массовые, геометрические и энергетические характеристики. Количество независимых параметров, определяющих облик космического аппарата и влияющих на его летно-технические характеристики, достаточно велико и зависит, в общем случае, от типа космического аппарата.

Целью задачи выбора основных проектных параметров является нахождение такого их сочетания, которое обеспечивает выполнение основной задачи полета (выведения заданного полезного груза на орбиту цели с фиксированными параметрами), при наличии конечного числа ограничений (например, на габариты летательного аппарата, тип используемых двигательных установок и пр.), и сообщает при этом максимальное значение критерию совершенства летательного аппарата [13].

Основными проектными параметрами будем считать:

μ_k – относительная конечная масса;

n_0 – начальная тяговооруженность;

m_0 – стартовая масса ТКС;

$P_{уд.н}$ – удельная пустотная тяга.

Задачей разрабатываемого в дипломном проекте космического аппарата является транспортировка ПН массой 3 тонны с опорной круговой орбиты высотой $H = 200$ км и наклоном $i = 51,6^\circ$ на промежуточную орбиту с параметрами $H_A = 280$ [км] и $H_{II} = 250$ [км] и целевую орбиту с параметрами $H_A = 380$ [км] и $H_{II} = 350$ [км].

Теперь, когда известна расчетная схема перехода со следующими характеристиками:

$$\Delta V_1 = 23,821 \text{ [м/с]},$$

$$\Delta V_2 = 14,701 \text{ [м/с]},$$

$$\Delta V_3 = 46,398 \text{ [м/с]},$$

$$\Delta V_4 = 29,019 \text{ [м/с]},$$

определяем по формулам потери на гравитацию и управление, а также время работы ДУ.

Потери скорости на гравитацию [12]:

$$\Delta V_{gj} = 0,217 \cdot \frac{(I_{y\partial})^{0,67}}{n_{0j}^2} \cdot f(\bar{V}_j), \quad (3.1)$$

где $I_{y\partial}$ – удельный импульс, $I_{y\partial} = 3208 \text{ [м/с]}$;

n_0 – тяговооруженность.

$$f(\bar{V}_j) = 1,1(\bar{V}_j)^3, \quad (3.2)$$

где \bar{V}_j – отношение приращения скорости при j -ом импульсе к скорости в перигее и апогее переходной орбиты, м/с,

$$\bar{V}_1 = \frac{\Delta V_{u_1}}{V_{n1}}, \quad (3.3)$$

$$\bar{V}_2 = \frac{\Delta V_{u_2}}{V_{a1}}, \quad (3.4)$$

$$\bar{V}_3 = \frac{\Delta V_{u_3}}{V_{n2}}, \quad (3.5)$$

$$\bar{V}_4 = \frac{\Delta V_{u_4}}{V_{a2}}, \quad (3.6)$$

где V_{n1} – скорость в перигее переходной орбиты, $V_{n1} = 7788,41$ [м/с];

V_{a1} – скорость в апогее переходной орбиты, $V_{a1} = 7718,25$ [м/с];

V_{n2} – скорость в перигее переходной орбиты, $V_{n1} = 7767,99$ [м/с];

V_{a2} – скорость в апогее переходной орбиты, $V_{a1} = 7663,91$ [м/с].

По формулам (3.3), (3.4), (3.5), (3.6) находим приращения скорости при первом, втором, третьем и четвертом импульсах:

$$\bar{V}_1 = \frac{23,821}{7788,41} = 0,00305;$$

$$\bar{V}_2 = \frac{14,701}{7718,25} = 0,00190;$$

$$\bar{V}_3 = \frac{46,398}{7767,99} = 0,00597;$$

$$\bar{V}_4 = \frac{23,019}{7663,91} = 0,00300.$$

Найденные значения \bar{V} подставляем в формулу (3.2):

$$f(\bar{V}_1) = 1,1 \cdot 0,00305^3 = 3,12 \cdot 10^{-8},$$

$$f(\bar{V}_2) = 1,1 \cdot 0,00190^3 = 7,5 \cdot 10^{-9},$$

$$f(\bar{V}_3) = 1,1 \cdot 0,00597^3 = 2,34 \cdot 10^{-7},$$

$$f(\bar{V}_4) = 1,1 \cdot 0,003^3 = 2,97 \cdot 10^{-8}.$$

Принимаем наиболее оптимальное значение тяговооруженности:

$$n_{01} = 0,21, \quad n_{02} = 0,2, \quad n_{03} = 0,2, \quad n_{04} = 0,2,$$

где n_{01} – тяговооруженность первого маневра,

n_{02} – тяговооруженность второго маневра,

n_{03} – тяговооруженность третьего маневра,

n_{04} – тяговооруженность четвертого маневра.

Подставляя все найденные значения в формулу (3.1) находим значения ΔV_{g_j} при импульсах:

$$\Delta V_{g_1} = 0,217 \cdot \frac{(2629)^{0,67}}{0,21^2} \cdot 3,12 \cdot 10^{-8} = 3,00 \cdot 10^{-5} [\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{g_2} = 0,217 \cdot \frac{(2629)^{0,67}}{0,2^2} \cdot 7,5 \cdot 10^{-9} = 7,12 \cdot 10^{-6} [\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{g_3} = 0,217 \cdot \frac{(2629)^{0,67}}{0,2^2} \cdot 2,34 \cdot 10^{-7} = 2,25 \cdot 10^{-4} [\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{g_4} = 0,217 \cdot \frac{(2629)^{0,67}}{0,2^2} \cdot 2,97 \cdot 10^{-8} = 2,85 \cdot 10^{-5} [\text{м/с}].$$

Время работы ДУ при выполнении j -го маневра:

$$t_{nj} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{V_{uj}}{I_{y0}}\right) \right] \cdot I_{y0}}{n_{0j} \cdot g_0}, \quad (3.7)$$

где $g_0 = 9,81$ – ускорение свободного падения, м/с².

Время работы ДУ при выполнении первого маневра:

$$t_{u1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{23,821}{2629}\right) \right] \cdot 2629}{0,21 \cdot 9,81} = 11,51 [c].$$

Время работы ДУ при выполнении второго маневра:

$$t_{u2} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{14,701}{2629}\right) \right] \cdot 2629}{0,2 \cdot 9,81} = 7,11 [c].$$

Время работы ДУ при выполнении третьего маневра:

$$t_{u3} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{46,398}{2629}\right) \right] \cdot 2629}{0,2 \cdot 9,81} = 23,47 [c].$$

Время работы ДУ при выполнении четвертого маневра:

$$t_{u2} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{29,019}{2629}\right)\right] \cdot 2629}{0,2 \cdot 9,81} = 14,72[\text{с}].$$

Суммарное время работы ДУ:

$$t_{\Sigma} = t_{u1} + t_{u2} + t_{u3} + t_{u4}, \quad (3.8)$$

$$t_{\Sigma} = 11,51 + 7,11 + 23,47 + 14,72 = 57,18[\text{с}].$$

Потери скорости на управление j – м вектором тяги ДУ определяется:

$$\Delta V_{\text{уп.}j} = 0,01(\Delta V_{gj} + \Delta V_{uj}). \quad (3.9)$$

Потери скорости на управление векторами тяги ДУ будут равны:

$$\Delta V_{\text{уп.}1} = 0,01(3,42 \cdot 10^{-5} + 23,821) = 0,238[\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{\text{уп.}2} = 0,01(9,09 \cdot 10^{-6} + 14,701) = 0,147[\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{\text{уп.}3} = 0,01(2,83 \cdot 10^{-4} + 46,398) = 0,463[\text{м/с}],$$

$$\Delta V_{\text{уп.}4} = 0,01(3,60 \cdot 10^{-5} + 29,019) = 0,291[\text{м/с}].$$

Значение приращения характеристической скорости определяется по формуле:

$$\Delta V_x = \sum_{j=1}^d \Delta V_{uj} + \sum_{j=1}^d \Delta V_{gj} + \sum_{j=1}^d \Delta V_{\text{уп.}j}, \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \Delta V_x &= 23,821 + 14,701 + 46,398 + 29,019 + 0,238 + 0,147 + 0,463 + 0,291 + \\ &+ 3,42 \cdot 10^{-5} + 9,09 \cdot 10^{-6} + 2,83 \cdot 10^{-4} + 3,60 \cdot 10^{-5} = 115,078[\text{м/с}] \end{aligned}$$

Результаты расчетов основных проектных параметров КА сведены в таблицу 3.1.

Таблица 3.1 – Результаты расчетов основных проектных параметров

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Суммарное время работы ДУ	t_{Σ}	57,18	с
Приращение характеристической скорости	ΔV_x	115,078	$\frac{м}{с}$

3.2 Массово-энергетические характеристики КА

Для дальнейшего решения данной задачи необходимы следующие исходные данные: ΔV_x – значение приращения характеристической скорости, $I_{y\delta}$ – значение удельного импульса в пустоте, m_0 – стартовая масса КА и ПН [13].

$$\Delta V_x = 115,078 \text{ [м/с]},$$

$$I_{y\delta} = 2629 \left[\frac{Н \cdot с}{кг} \right].$$

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

$$n_0 = 0,499, \alpha_{T.O.} = 0,18, \gamma_{\delta y} = 0,7, \mu_{np} = 0,1$$

Относительная конечная масса КА:

$$\mu_{\kappa_1}^0 = \exp \left(- \frac{\Delta V_{xap}}{I_{y\delta}} \right) = \exp \left(- \frac{115,078}{2629} \right) = 0,95. \quad (3.11)$$

Относительная конечная масса полезного груза нулевого приближения:

$$\mu_{n_2}^0 = \mu_{\kappa}^0 (1 + \alpha_{T.O.}) - \gamma_0 n_0 - \alpha_{T.O.} - \mu_{np}, \quad (3.12)$$

$$\mu_{n_2}^0 = 0,95 \cdot (1 + 0,18) - 0,506 \cdot 0,499 - 0,18 - 0,1 = 0,5855$$

Начальная стартовая масса:

$$m_0 = \frac{m_{п.г.}}{\mu_{п.г.}} = \frac{3000}{0,5855} = 5123,82 \text{ [кг]}. \quad (3.13)$$

Масса запаса рабочего тела КА, необходимая для выполнения всех запланированных активных маневров, определяется по формуле:

$$m_{pm} = m_{01} \cdot (1 - \mu_k), \quad (3.14)$$

$$m_{pm} = 5123,82 \cdot (1 - 0,93) = 354 \text{ [кг]}.$$

Рабочий запас горючего определяется:

$$m_z = \frac{m_{pm}}{(K + 1)}, \quad (3.15)$$

где K – соотношение компонентов топлива, $K = 2,0$.

$$m_z = \frac{354}{(2,0 + 1)} = 118 \text{ [кг]}$$

Рабочий запас окислителя определяется:

$$m_{ок} = \frac{m_{pm} \cdot K}{(K + 1)} \quad (3.16)$$

$$m_{ок} = \frac{354 \cdot 2,0}{(2,0 + 1)} = 236 \text{ [кг]}$$

Относительная конечная масса КА после проведения j -го маневра составит [13]:

$$\mu_{kj} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{uj} + \Delta V_{gj} + \Delta V_{yppj}}{I_{y\partial}}\right). \quad (3.17)$$

Относительная конечная масса КА после проведения первого маневра:

$$\mu_{\kappa_1} = \exp\left(-\frac{23,821 + 0,238 + 3,42 \cdot 10^{-5}}{2629}\right) = 0,981$$

Относительная конечная масса КА после проведения второго маневра:

$$\mu_{\kappa_2} = \exp\left(-\frac{14,701 + 0,147 + 9,09 \cdot 10^{-6}}{3208}\right) = 0,995$$

Относительная конечная масса КА после проведения третьего маневра:

$$\mu_{\kappa_3} = \exp\left(-\frac{46,398 + 0,463 + 2,83 \cdot 10^{-6}}{3208}\right) = 0,982$$

Относительная конечная масса КА после проведения четвертого маневра:

$$\mu_{\kappa_4} = \exp\left(-\frac{29,019 + 0,291 + 3,60 \cdot 10^{-6}}{3208}\right) = 0,98$$

Масса КА после каждого импульса [13]:

$$m_{\kappa_j} = \mu_{\kappa_j} \cdot m'_{0j}, \quad (3.18)$$

где m'_{0j} – масса КА с учетом импульса доразгона.

Масса ТКА после первого импульса:

$$m_{\kappa_1} = 0,981 \cdot 5123,82 = 5026,46 \text{ [кг]}$$

Масса ТКА после второго импульса:

$$m_{\kappa_2} = 0,995 \cdot 5026,46 = 5001,33 \text{ [кг]}$$

Масса ТКА после третьего импульса:

$$m_{\kappa_3} = 0,982 \cdot 5001,33 = 4911,32 \text{ [кг]}$$

Масса ТКА после четвертого импульса:

$$m_{\kappa_4} = 0,98 \cdot 4911,32 = 4813,08 [\text{кг}]$$

Тяга двигателя КА при j -ом маневре [13]:

$$P_j = g_0 \cdot m_{0j} \cdot n_{0j}. \quad (3.19)$$

Тяга двигателя при четырех маневрах:

$$P_1 = 9,81 \cdot 5026,46 \cdot 0,21 = 10355,01 [H],$$

$$P_2 = 9,81 \cdot 5001,33 \cdot 0,2 = 9812,60 [H],$$

$$P_3 = 9,81 \cdot 4911,32 \cdot 0,2 = 9636,00 [H],$$

$$P_4 = 9,81 \cdot 4813,08 \cdot 0,2 = 9443,26 [H].$$

Масса остатков ракетного топлива [13]:

$$m_{ocm} = 0,07 \cdot m_{pm} \quad (3.20)$$

$$m_{ocm} = 0,07 \cdot 354 = 25,53 [\text{кг}].$$

Секундный расход топлива при маневрах будет [13]:

$$\dot{m}_j = \frac{m'_{0j} - m_{\kappa j}}{t_{\kappa j}}, \quad (3.21)$$

$$\dot{m}_1 = \frac{5123,82 + 5026,46}{11,51} = 8,45 \left[\frac{\text{кг}}{\text{с}} \right],$$

$$\dot{m}_2 = \frac{5026,46 - 5001,33}{7,11} = 3,53 \left[\frac{\text{кг}}{\text{с}} \right],$$

$$\dot{m}_3 = \frac{5001,33 - 4911,32}{23,47} = 3,83 \left[\frac{\text{кг}}{\text{с}} \right],$$

$$\dot{m}_4 = \frac{4911,32 - 4813,08}{14,72} = 6,67 \left[\frac{\text{кг}}{\text{с}} \right].$$

Масса гарантийного запаса топлива:

$$m_{2,3} = 20 \cdot m_4, \quad (3.22)$$

$$m_{2,3} = 20 \cdot 6,67 = 159 \text{ [кг]}$$

Объем компонентов топлива с учетом топлива в виде ПН в 3000 [кг] при К=2,0:

$$V_{ок} = \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}}, \quad (3.23)$$

$$V_{ок} = \frac{2000,00 + 236}{1447} = 1,545 \text{ [м}^3\text{]}$$

$$V_2 = \frac{m_2}{\rho_2}, \quad (3.24)$$

$$V_2 = \frac{1000,00 + 118}{790,5} = 1,414 \text{ [м}^3\text{]}$$

Суммарная масса ракетного топлива:

$$m_{pm_{\Sigma}} = m_{pm} + m_{ост} + m_{2,3}, \quad (3.25)$$

$$m_{pm_{\Sigma}} = 3000 + 354 + 25,53 + 159 = 3527,16 \text{ [кг]}$$

3.3 Массы составляющих КА элементов

Масса топливного отсека при использовании АТ и НДМГ [14]:

$$m_{mo} = 200 + 80,5 \frac{m_{pm_{\Sigma}}}{\rho_m}, \quad (3.26)$$

где ρ_m – плотность ракетного топлива и равна 1185 кг/м³ [12].

$$m_{mo} = 200 + 80,5 \frac{3527,16}{1185} = 439,60 \text{ [кг]}$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{mo} = \frac{m_{mo} + m_{ocm} + m_{2.3}}{m_{pm_{\Sigma}}}, \quad (3.27)$$

$$a_{mo} = \frac{439,60 + 14,16 + 159,00}{3527,16} = 0,173$$

Масса системы управления полетом КА:

$$m_{cy} = 150 + 0,025m_{01}, \quad (3.28)$$

$$m_{cy} = 150 + 0,025 \cdot 6000 = 300 \text{ [кг]}$$

Масса ДУ:

$$m_{ДУ} = n \cdot m_{дв} + m_{рам} + m_{рул} + m_{пр.ДУ}, \quad (3.29)$$

где n – число двигателей ($n = 1$);

$m_{дв}$ – масса одного сухого двигателя;

$m_{рам}$ – масса рамы ДУ с теплозащитным экраном;

$m_{рул}$ – масса рулевых двигателей;

$m_{пр.ДУ}$ – масса прочих неучтенных элементов.

Масса одного сухого двигателя:

$$m_{\text{дв}} = 0,55 \cdot P^{0,5} \cdot P_a^{-0,3}, \quad (3.30)$$

где P – тяга двигателя КА, [Н].

$$m_{\text{дв}} = 0,55 \cdot 12483,11^{0,5} \cdot 1^{-0,3} = 61,45 \text{ [кг]}$$

Масса рамы ДУ:

$$m_{\text{рам}} = 0,15 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (3.31)$$

$$m_{\text{рам}} = 0,15 \cdot 61,45 = 9,21 \text{ [кг]}$$

Масса рулевого двигателя:

$$m_{\text{рул}} = 0,04 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (3.32)$$

$$m_{\text{рул}} = 0,04 \cdot 61,45 = 2,45 \text{ [кг]}$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{\text{пр.ДУ}} = 0,08 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (3.33)$$

$$m_{\text{пр.ДУ}} = 0,08 \cdot 61,45 = 4,91 \text{ [кг]}$$

Теперь, когда известны значения всех составляющих, находим значение $m_{\text{ДУ}}$, подставляя их в формулу (3.23):

$$m_{\text{ДУ}} = 61,45 + 9,21 + 2,45 + 4,91 = 82,93 \text{ [кг]}.$$

Относительная масса ДУ:

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} \cdot g_0}{P}, \quad (3.34)$$

$$\gamma_{дв} = \frac{82,93 \cdot 9,81}{12483,11} = 0,065$$

Масса стыковочного узла принимается равной $m_{см.у} = 150$ [кг].

Масса прочих неучтенных систем и агрегатов КА:

$$m_{np} = 0,2(m_{мо} + m_{дв} + m_{су} + m_{см.у}), \quad (3.35)$$

$$m_{np} = 0,2 \cdot (439,60 + 300 + 82,93 + 150) = 194,50 \text{ [кг]}$$

Относительная масса прочих неучтенных систем и агрегатов:

$$\mu_{\sigma} = \frac{m_{np}}{m_{01} - m_{пг}}, \quad (3.36)$$

$$\mu_{\sigma} = \frac{194,50}{5123,82 - 3000} = 0,091$$

В первом приближении относительную массу системы управления можно принять равной:

$$\mu_{су} = \frac{m_{су}}{m_{01} - m_{пг}}, \quad (3.37)$$

$$\mu_{су} = \frac{300}{5123,82 - 3000} = 0,141$$

Относительная масса неучтенных элементов конструкции и СУ:

$$a_{\sigma} = \mu_{\sigma} + \mu_{cy}, \quad (3.38)$$

$$a_{\sigma} = 0,091 + 0,141 = 0,232$$

Относительная масса полезного груза:

$$\mu_{пн} = \frac{\mu_{\kappa_1} \cdot \mu_{\kappa_2} \cdot \mu_{\kappa_3} \cdot \mu_{\kappa_4} (1 + a_{m_0}) - n_{01} \cdot \gamma_{дв} - a_{m_0} - a_{\sigma}}{1 - a_{\sigma}}, \quad (3.39)$$

$$\mu_{пн} = \frac{0,981 \cdot 0,99 \cdot 0,982 \cdot 0,98 \cdot (1 + 0,173) - 0,21 \cdot 0,065 - 0,173 - 0,232}{1 - 0,232} = 0,62$$

Масса полезного груза рассчитывается в соответствии с формулой:

$$m_{пн} = m_0 \cdot \mu_{пн}, \quad (3.40)$$

$$m_{пн} = 5123,82 \cdot 0,62 = 3180,65 \text{ [кг]}$$

Оптимальные параметры массово-энергетического расчета сведены в таблицу 3.2.

Таблица 3.2 – Оптимальная массово-энергетическая сводка

Параметры	Обозначение	Значение
Масса запаса рабочего тел, кг	m_{pm}	527,160
Объем окислителя, м ³	$V_{ок}$	1,545
Объем горючего, м ³	V_2	1,414
Масса топливного отсека, кг	m_{m_0}	439,600
Масса агрегата стыковки, кг	$m_{ст.у}$	150
Масса системы управления, кг	m_{cy}	300
Масса двигательной установки, кг	$m_{дв}$	83

Масса полезного груза (рассчитанная), кг	$m_{ПН}$	3180,650
Начальная масса КА (рассчитанная), кг	m_0	4680,410

3.4 Объемно – геометрические параметры КА

3.4.1 Расчет объемно-геометрических параметров баков окислителя и горючего

Окислитель и горючее располагается в восьми сферических баках, по четыре на каждый компонент. Конструктивно бак окислителя аналогичен баку горючего и выполнен в виде двух сферических гладких днищ с мембранной перегородкой (рисунок 3.1) с диаметром $D = 0,94$ [м].

Объем сферического бака окислителя [15]:

$$V_{сф.ок} = \frac{1}{6} \pi (D)^3, \quad (3.41)$$

$$V_{сф.ок} = \frac{1}{6} \cdot 3,14 \cdot (0,94)^3 = 0,4346 \text{ [м}^3\text{]}$$

Объем сферического бака горючего:

$$V_{сф.г} = \frac{1}{6} \pi (D)^3, \quad (3.42)$$

$$V_{сф.г} = \frac{1}{6} \cdot 3,14 \cdot (0,94)^3 = 0,4346 \text{ [м}^3\text{]}$$

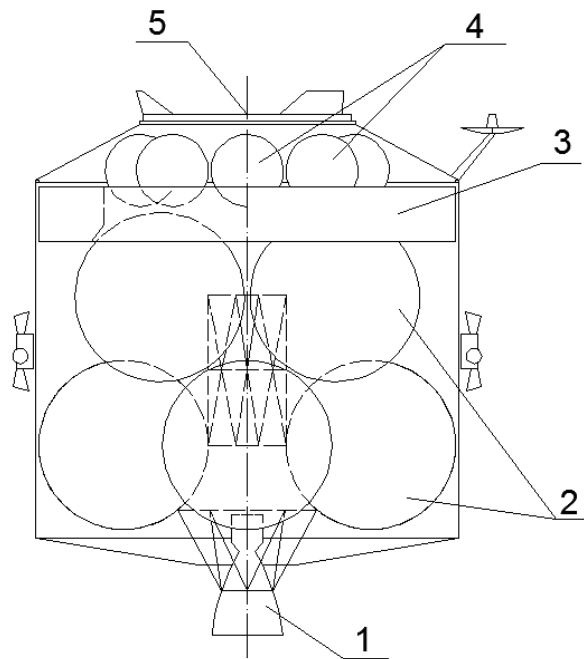


Рисунок 3.1 – Схема компоновки КА.

1 – двигательная установка; 2 – баки с АТ и НДМГ; 3 – приборный отсек; 4 – шар-баллоны с газообразным азотом; 5 – стыковочный узел.

3.4.2 Расчет объемно-геометрических параметров шар-баллонов азота

Газообразный азот располагается в восьми сферических баках. Конструктивно шар-баллон выполнен в виде двух сферических гладких днищ (рисунок 3.1) с диаметром $D = 0,4$ [м].

Объем сферического бака окислителя [15]:

$$V_{сф.ок} = \frac{1}{6} \pi (D)^3, \quad (3.43)$$

$$V_{сф.ок} = \frac{1}{6} \cdot 3,14 \cdot (0,4)^3 = 0,033 [\text{м}^3].$$

3.4.3 Расчет объемно-геометрических параметров приборного отсека

Приборный отсек представляет собой кольцевой цилиндрический герметичный отсек. Высота отсека $h_{от} = 0,3$ [м], внешний радиус $r_{вн} = 1,15$ [м], внутренний радиус $r_{внут} = 0,8$ [м].

Объем приборного отсека определяется по формуле [16]:

$$V_{\text{эф.з}} = \frac{1}{6} \pi (D)^3, \quad (3.44)$$

$$V_{\text{ПО}} = 0,3 \cdot 3,14 \cdot (1,15^2 - 0,8^2) = 0,643 [\text{м}^3]$$

Плотность аппаратуры в приборном отсеке:

$$\rho_{\text{ПО}} = m_{\text{СУ}} \cdot V_{\text{ПО}}, \quad (3.45)$$

$$\rho_{\text{ПО}} = 300 \cdot 0,643 = 192,87 [\text{кг/м}^3]$$

3.4.4 Расчет объемно-геометрических параметров прочих элементов конструкции

Объем конического днища ДУ [16]:

$$V_{\text{Дн}} = \frac{1}{3} H \pi (r_{\text{внеш}}^2 + r_{\text{внеш}} r_{\text{вн}} + r_{\text{вн}}^2), \quad (3.46)$$

где $H = 0,15$ [м] – высота конического днища;

$r_{\text{внеш}} = 1,17$ [м] – внешний радиус конического днища;

$r_{\text{вн}} = 0,26$ [м] – внутренний радиус конического днища.

$$V_{\text{Дн}} = \frac{1}{3} \cdot 0,15 \cdot 3,14 \cdot (1,17^2 + 1,17 \cdot 0,26 + 0,26^2) = 0,27 [\text{м}^3]$$

Объем цилиндрической обечайки:

$$V_{\text{Цил}} = H_{\text{об}} \pi \cdot r_{\text{об}}^2, \quad (3.47)$$

где $H_{\text{об}} = 2,0$ [м] – высота обечайки;

$r_{\text{об}} = 1,17$ [м] – радиус обечайки.

$$V_{\text{Цил}} = 2,0 \cdot 3,14 \cdot 1,17^2 = 7,35 [\text{м}^3].$$

Объем конического переходника:

$$V_{\text{пр}} = \frac{1}{3} H \pi (r_{\text{внеш}}^2 + r_{\text{внеш}} r_{\text{вн}} + r_{\text{вн}}^2), \quad (3.48)$$

где $H = 0,35$ [м] – высота конического переходника;

$r_{\text{внеш}} = 1,17$ [м] – внешний радиус конического переходника;

$r_{\text{вн}} = 0,6$ [м] – внутренний радиус конического переходника.

$$V_{\text{Дн}} = \frac{1}{3} \cdot 0,35 \cdot 3,14 \cdot (1,17^2 + 1,17 \cdot 0,6 + 0,6^2) = 0,89 \text{ [м}^3\text{]}$$

Общий внутренний объем:

$$V_{\text{ВНУТР}} = V_{\text{Дн}} + V_{\text{Цил}} + V_{\text{Дн}}, \quad (3.49)$$

$$V_{\text{ВНУТР}} = 0,27 + 7,35 + 0,89 = 8,51 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Объем под прочие элементы конструкции:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{ВНУТР}} - 8V_{\text{б}} - 8V_{\text{шб}} - V_{\text{ПО}}, \quad (3.50)$$

$$V_{\text{пр}} = 8,51 - 8 \cdot 0,4346 - 8 \cdot 0,033 - 0,643 = 4,1262 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Вывод: в данном разделе проведен расчет проектных энергетических, массовых и геометрических параметров ТКА. Полученные параметры удовлетворяют требованиям оптимальных энергетических затрат и минимальной массы КА, так как полученная расчетная масса ТКА не превышает заданной.

4 РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ

4.1 Порядок проведения расчета на прочность

Для расчёта на прочность необходимо знать геометрические размеры конструкции, характеристики материала, эксплуатационные нагрузки, расчётную схему и коэффициент безопасности.

Проверочный расчёт заключается в том, чтобы по выбранной расчётной схеме, при известных размерах и материале конструкции, для известных расчётных случаев определить (или проверить) прочность конструкции, то есть найти действующие в ней напряжения и сравнивать их с разрушающими.

Рассмотрим последовательность проверочного расчёта конструкции на прочность. Для этого необходимо:

- определить расчётные случаи и действующие нагрузки;
- определить линейные размеры конструкции и характеристики материала;
- выбрать коэффициент безопасности;
- выбрать расчётную схему;
- выбрать методики расчёта и расчёта действующих напряжений, вызванных эксплуатационными нагрузками в расчётном случае;
- определить предельные напряжения;
- сравнить действующие (или эксплуатационные) напряжения с предельными или разрушающими, например:

$$\sigma_{сж}^{\text{э}} \leq \frac{\sigma_{кр}}{f}; \quad \sigma_{раст}^{\text{э}} \leq \frac{\sigma_{\text{в}}}{f}, \quad (4.1)$$

где $\sigma_{сж}^{\text{э}}$, $\sigma_{раст}^{\text{э}}$ – эксплуатационные напряжения сжатия и растяжения соответственно;

f – коэффициент безопасности;

σ_v – предел прочности;

$\sigma_{кр}$ – критические напряжения.

Если на конструкцию действуют совместно напряжения сжатия и растяжения во взаимно перпендикулярных направлениях, то сравнение действующих напряжений с разрушающими производят по третьей теории прочности, ограничивающей, как известно, максимальные касательные напряжения [16]:

$$\sigma_{сж}^{\varepsilon} + \sigma_{раст}^{\varepsilon} = \frac{\sigma_v}{f}. \quad (4.2)$$

В заключение проверочного расчёта необходимо проанализировать полученные результаты и сделать выводы о прочности конструкции. Этот этап расчёта является главнейшим, поскольку в нём формулируется оценка прочности конструкции, и даются предположения по её дальнейшему совершенствованию.

4.2 Обеспечение прочности конструкции

Корпус КА является его силовой основой, объединяющей все агрегаты и системы в единое целое. Особенности функционального назначения части корпуса оказывают влияние на конструктивное исполнение: выбор материала, конструктивно силовую схему (КСС) корпуса, методы соединения конструктивных элементов между собой и так далее.

При конструировании отсеков и агрегатов приходится искать такое конструктивно-технологическое решение (материал, КСС отсека, размеры элементов, методов изготовления), которое наиболее оптимально сочетает противоречивые требования функционального значения, минимума массы, технологичности, минимума стоимости и так далее. [16]

Физико-химические и механические свойства материала должны обеспечивать не только минимум массы детали при условии обеспечения её прочности и жёсткости, но и возможность изготовления деталей тем или иным методом.

Конструктивно деталь должна состоять из стандартных и унифицированных элементов или быть в целом стандартной.

В условиях силового (сжатие) и теплового нагружения требованию минимальной массы в наибольшей степени удовлетворяют конструкции, у которых тонкостенная оболочка подкреплена продольным и поперечным силовым набором. Эти конструкции, являясь многократно статически неопределёнными, обладают высокой живучестью в связи с тем, что при наличии повреждений за счёт перераспределения нагрузки между отдельными элементами возможно сохранение работоспособности конструкции в целом.

4.3 Прочностные расчеты элементов конструкции КА

4.3.1 Расчет бака на прочность

Бак окислителя представляет собой сферу (рисунок 4.1).

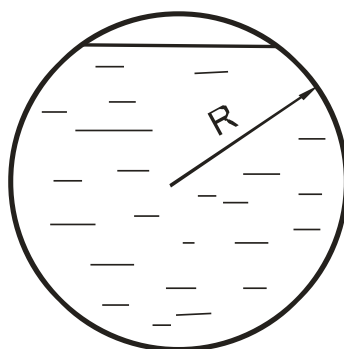


Рисунок 4.1 – Бак окислителя

При выборе материала для бака окислителя целесообразно применить сплав из алюминия АМг-6М, т.к. данный сплав не вступает в реакцию с КТ и достаточно прочный и легкий.

Исходные данные:

- внутреннее эксплуатационное давление $P = 0.2$ МПа;
- радиус $R = 0,47$ м.

Механические свойства материала (материал АМг-6М):

- $\sigma_T = 170$ МПа - предел текучести;
- $\sigma_B = 320$ МПа - предел прочности;

- $E = 68 \cdot 10^3 \text{ МПа}$ - модуль упругости;
- плотность окислителя $\rho = 1450 \left(\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right)$;
- максимальная перегрузка $n = 1,5$.

Исходя из условия унифицированности оборудования, принимается условие, что баки окислителя и горючего одинакового радиуса и толщина их стенок одинакова.

Рассчитаем необходимую толщину топливных баков исходя из прочности материала [15]:

$$\delta_{\text{бо}} = \frac{R_{\text{бо}} \cdot \bar{P} \cdot f \cdot n}{2 \cdot [\sigma_{\text{в}}]} \quad (4.3)$$

Приведенное давление:

$$\bar{P} = P + n \cdot \rho \cdot g \cdot X, \quad (4.4)$$

где $\rho = 1450 \text{ (кг/м}^3\text{)}$ - плотность окислителя;

$X = 0,8 \text{ м}$ - высота столба жидкости.

$$\bar{P} = 0,2 \cdot 10^6 + 1,5 \cdot 1450 \cdot 9,8 \cdot 0,8 = 0,217 \text{ МПа}$$

$$\delta_{\text{бо}} = \frac{0,47 \cdot 0,217 \cdot 10^6 \cdot 2 \cdot 1,5}{2 \cdot 320 \cdot 10^6} = 0,0006 \text{ м}$$

Принимается $\delta_{\text{бо}} = 0,005 \text{ м}$.

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_{\text{д}} = \frac{N_t f}{\delta_p}, \quad (4.5)$$

$$\sigma_{д} = \frac{0,234 \cdot 10^3 \cdot 2}{0,005} = 93,6 \text{ МПа}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_{В}}{\sigma_{д}} = \frac{320}{93,6} = 3,41. \quad (4.6)$$

Стенки баков удовлетворяют требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

4.3.2 Расчет фермы на прочность

Основными конструктивными элементами ферм (рисунок 4.2) независимо от ее схемы являются стержни и узлы соединения стержней.

Учитывая значение нагрузки на стержневые элементы и предъявляемые к ним требования, стержни выполняются, как правило, из труб.

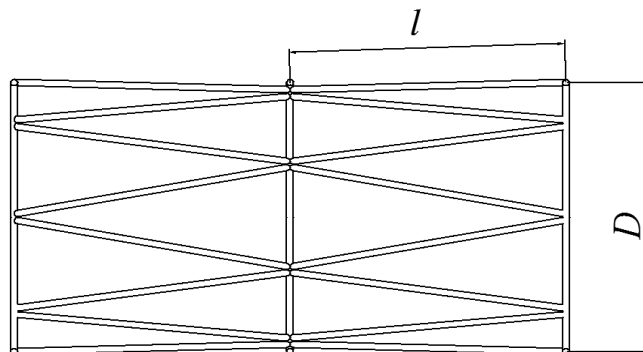


Рисунок 4.2 - Общая схема нагружения ферменного отсека

Очевидно, из условия равнопрочности сечение стоек выгодно подобрать так, чтобы напряжения, соответствующие общей потере устойчивости $\sigma_{кр}^{общ}$, и местные критические напряжения $\sigma_{кр}^M$ были равны напряжениям σ^P , возникающим в стойке от заданного усилия S^P , т.е.

$$\sigma_{кр}^{общ} = \sigma_{кр}^M = \sigma^P, \quad (4.7)$$

где

$$\sigma^p = \frac{S^p}{F}, \quad (4.8)$$

где F – площадь сечения стойки.

Критические напряжения общей потери устойчивости определяются по формуле Эйлера [15]:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}{\lambda^2}, \quad \sigma_{сж}^{\varepsilon} + \sigma_{раст}^{\varepsilon} = \frac{\sigma_{\sigma}}{f}, \quad (4.9)$$

где

$$\lambda = \frac{l}{i}, \quad (4.10)$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{F}}, \quad (4.11)$$

$c_1 = 1,0 \dots 1,5$ - коэффициент заделки.

Для стержня трубчатого сечения имеем [15]:

$$J = \pi R^3 \delta, \quad \dots(4.12)$$

$$F = 2\pi R \delta, \quad \dots(4.13)$$

$$i = \frac{R}{\sqrt{2}}. \quad \dots(4.14)$$

Отсюда

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi \cdot E \cdot R^2}{2l^2} = \sigma^p. \quad (4.15)$$

Разрешая равенство (4.15) относительно R^2 , получим

$$R^2 = \frac{2l^2 \sigma^p}{c_1 \pi^2 E}. \quad (4.16)$$

Осевые сжимающие напряжения местной устойчивости можно оценить по формуле, соответствующей потере устойчивости цилиндрической оболочки:

$$\sigma_{кр}^m = \frac{kE\delta}{R} = \sigma^p, \quad (4.17)$$

где $k = 0,15$.

Откуда

$$\delta = \frac{\sigma^p R}{kE}. \quad (4.18)$$

Подставляя соотношения (4.16) и (4.18) в выражение для расчетного напряжения, получим:

$$\sigma^p = \frac{S^p}{F} = \frac{S^p k E^2 c_1 \pi}{4l^2 (\sigma^p)^2}. \quad (4.19)$$

После несложных преобразований найдем величину расчетных напряжений в явном виде:

$$\sigma^p = \sqrt[3]{\frac{c_1 \pi k E^2 S^p}{4l^2}}. \quad (4.20)$$

Задаемся количеством стержней в одном сегменте фермы равным $n=16$. При этом на ферму действует нагрузка равная весу четырех топливных баков и топлива, а также веса прочих элементов при максимальной осевой перегрузке равной $n_x = 1,5$. Нагрузка рассчитывается по следующей формуле [16]:

$$F_\phi = \sum m_{эл} \cdot g \cdot n_x, \quad (4.21)$$

где $\sum m_{эл} = 2000$ кг - суммарная масса элементов, закрепленных на ферме.

$$F_\phi = 2000 \cdot 9,81 \cdot 1,5 = 29430 \text{ Н}$$

Нагрузка, действующая на один стержень равна:

$$S^p = \frac{29430}{16} = 1839,375 \text{ Н}$$

При выбранном материале стержня АМг-6М и заданной длине стержня $l = 0,4$ м расчетная нагрузка на один стержень составит $S^p = 1,83 \cdot 10^3$ Н, данная величина соответствует условиям работы конструкции в области упругих деформаций.

Определим величину расчетных напряжений по формуле (4.20):

$$\sigma^p = \sqrt[3]{\frac{1,5 \cdot 3,14 \cdot 0,15 \cdot (68 \cdot 10^9)^2 \cdot 1,83 \cdot 10^3}{4 \cdot 0,4^2}} = 2,1 \cdot 10^8 \text{ Па}$$

По формуле (4.16) определим радиус стержня:

$$R = \sqrt{\frac{2 \cdot (0,4)^2 \cdot 2,1 \cdot 10^8}{1,5 \cdot (3,14)^2 \cdot 68 \cdot 10^9}} = 0,01 \text{ м}$$

Принимается равным $R = 0,02 \text{ м}$

По формуле (4.18) определим толщину стенки стержня:

$$\delta = \frac{4,6 \cdot 10^8 \cdot 0,02}{0,15 \cdot 68 \cdot 10^9} = 9 \cdot 10^{-4} \text{ м}$$

Примем $\delta = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$.

4.3.3 Расчет подкрепленной цилиндрической обечайки корпуса на прочность

Рассчитывается на прочность корпус КА, представляющий собой цилиндрическую обечайку, подкрепленную силовым набором. Причем в качестве материала конструкции отсека применим алюминиевый материала АМгб.

Основными силовыми элементами корпуса являются: обшивка; продольные силовые элементы – стрингеры; поперечные кольцевые элементы – стыковочные шпангоуты и промежуточные шпангоуты [16]. В отсеках стрингерной конструкции обшивка работает на растяжение совместно со стрингерами. В такой конструкции при осевом сжатии и изгибе удастся достигнуть более высокого уровня критических напряжений.

Исходные данные:

- коэффициент безопасности $f=2$;
- перегрузка $n_x=1,5$;
- осевая сила $N=50 \times 10^3 \text{ Н}$;
- радиус обечайки $R = 2,4 \text{ м}$;
- длина обшивки $l = 5,3 \text{ м}$.

Характеристики АМгб:

- предел прочности $\sigma_B = 320 \text{ МПа}$;
- модуль упругости $E = 68 \cdot 10^3 \text{ МПа}$.

Вычислим минимальную толщину обшивки по формуле [16]:

$$\delta = \frac{f \cdot p \cdot R}{\sigma_B}, \tag{4.22}$$

где p – давление внутри отсека при наземной эксплуатации, Па.

$$\delta = \frac{2 \cdot 10^5 \cdot 2,4}{320 \cdot 10^6} = 0,0015 \text{ м.}$$

Определим расчетную эквивалентную силу:

$$N_{ЭKB}^P = f \cdot N_x \cdot n_x = 2 \cdot 50 \cdot 10^3 \cdot 1,5 = 1,5 \cdot 10^5 \text{ Н.} \quad (4.23)$$

Зададимся величиной расчетного разрушающего напряжения

$$\sigma = (0,4 \dots 0,5) \sigma_B = 0,5 \cdot 320 \cdot 10^6 = 160 \cdot 10^6 \text{ Па.} \quad (4.24)$$

При выбранной толщине обшивки задается общее количество стрингеров равное $n=12$.

Расстояние между стрингерами:

$$b = 2\pi R / n, \quad (4.25)$$

$$b = 2 \cdot 3,14 \cdot 2,4 / 12 = 1,256 \text{ м}$$

Рассчитывается сжимающее усилие, приходящееся на один стрингер [16]:

$$P_c = \frac{(N_{ЭKB}^P - 2\pi R \delta)}{n}, \quad (4.26)$$

$$P_c = (1,5 \cdot 10^5 - 2 \cdot 3,14 \cdot 2,4 \cdot 0,0015) / 12 = 12,49 \text{ кН}$$

Рассчитываем площадь стрингера:

$$f_c = \frac{P_c}{\sigma} = \frac{12,49 \cdot 10^3}{190 \cdot 10^6} = 0,0001 \text{ м}^2. \quad (4.27)$$

Тогда размеры стрингера примем равными $\delta_{II} = 0,0065 \text{ м}$ и $b_{II} = 0,016 \text{ м}$.

Критическое напряжение местной потери устойчивости стрингера:

$$\sigma_{\text{кр.мест.}} = 0,4E \left(\frac{\delta_{\text{II}}}{b_{\text{II}}} \right)^2, \quad (4.28)$$

$$\sigma_{\text{кр.мест.}} = 0,4 \cdot 86 \cdot 10^9 \left(\frac{0,0065}{0,016} \right)^2 \approx 5,67 \cdot 10^9 \text{ Па}$$

Если при сжатии цилиндрической панели обшивка потеряет устойчивость, то считаем, что вся обшивка будет работать со стрингерами.

$$f_{\text{III}} = f_c + b \cdot \delta, \quad (4.29)$$

$$f_{\text{III}} = 0,0001 + 1,256 \cdot 0,0015 = 0,001984 \text{ м}^2$$

Вычисляется момент инерции стрингера с присоединенной обшивкой относительно внутренней поверхности обшивки, так как потеря устойчивости стрингера может произойти только по нормали к обшивке.

$$I_x = \frac{\delta \cdot b^3}{12} + \delta \cdot b \cdot y^2, \quad (4.30)$$

$$I_x = \frac{0,065 \cdot 0,016^3}{12} + 0,065 \cdot 0,016 \cdot 0,034^2 = 1,22 \cdot 10^{-6} \text{ м}^4$$

Критическое напряжение стрингера:

$$\sigma_{\text{кр.}} = 2 \frac{\pi^2 E}{\lambda^2}, \quad (4.31)$$

где

$$\lambda = L \sqrt{\frac{f_{\text{ИП}}}{I_x}}, \quad (4.32)$$

$$\lambda = 4,34 \sqrt{\frac{0,001984}{1,22 \cdot 10^{-7}}} = 553,452$$

$$\sigma_{\text{кр.}} = 2 \frac{3,14^2 \cdot 86 \cdot 10^9}{553,452^2} = 5,53 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

Определим действительные нормальные напряжения в отсеке:

$$\sigma_{\text{д}} = \frac{N_{\text{ЭКВ}}^P}{(2\pi R \delta + f_{\text{ИП}} n)}, \quad (4.33)$$

$$\sigma_{\text{д}} = \frac{1,5 \cdot 10^5}{(2 \cdot 3,14 \cdot 2,4 \cdot 0,0015 + 0,001984 \cdot 12)} = 3,23 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

Рассчитаем коэффициент запаса по устойчивости:

$$\eta_{\text{в}} = \frac{\sigma_{\text{кр.}}}{\sigma_{\text{д}}} = \frac{5,53 \cdot 10^6}{3,23 \cdot 10^6} = 1,71. \quad (4.34)$$

Так как $\eta_{\text{в}} = 1,71 \geq 1$, то расчет можно закончить [16].

Вывод: при расчете на прочность проведен анализ режимов эксплуатации и описаны расчетные случаи нагружения корпуса КА, сделан выбор материалов конструкции КА. При проведении расчетов на прочность баков, ферменной конструкции, а также подкрепленной цилиндрической обечайки корпуса установлено, что выбранные материалы и геометрические размеры данных элементов удовлетворяют условиям прочности и имеют коэффициент запаса прочности более единицы.

5 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ КА

5.1 Устройство и назначение КА

Данный космический аппарат предназначен для выведения ПН с опорной орбиты высотой 200 км на переходную орбиту, с высотой апогея 280 км и высотой перигея 250 км, и конечную орбиту с высотой апогея 380 км и высотой перигея 350 км. Также основной целью КА является сближение, стыковка и заправка космических объектов на заданных орбитах. При заданных условиях полезной нагрузкой являются компоненты высококипящего ракетного топлива АТ и НДМГ. Как следствие выбирается двигательная установка КА, также работающая на компонентах АТ и НДМГ. КА оснащается стыковочным узлом, системами сближения и стыковки. Орбитальный переход осуществляется по четырех импульсной схеме выведения. Характеристики КА позволяют использовать его с РН «Союз-2».

КА имеет компактную компоновку. Он состоит из стыковочного узла, систем сближения и стыковки, астронавигационного оборудования, пневмо и заправочной арматуры, восьми шар-баллонов со сжатым азотом, приборного отсека, восьми сферических топливных баков, маршевой двигательной установки, двигателей причаливания а также корпуса в виде цилиндрической обечайки и усеченной конической обечайки.

В торцевой части КА установлен маршевый жидкостной ракетный двигатель РД-0225, работающий на самовоспламеняющихся компонентах топлива длительного хранения АТ+НДМГ и обладающий возможностью многократного включения (до 100 Раз). Данный двигатель разработан в КБ «Химавтоматики» [17]. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги, работающие на тех же компонентах топлива, что и маршевый двигатель, обеспечивают ориентацию и стабилизацию разгонного блока на пассивных участках автономного полёта.

5.2 Приборный отсек

Приборный отсек кольцевой прямоугольного профиля герметичный предназначен для размещения приборов, установленных на ложементах. Корпус отсека представляет собой оболочку, образованную обшивкой из листа АМгб.М, подкреплённую изнутри шпангоутами, а с наружи стрингерами.

Стрингеры изготовлены из пресованных профилей уголкового, а по стыкам обшивки таврового сечения из АМгб.М [1].

В отсеке размещаются приборы системы управления:

- бортовой цифровой вычислительный комплекс;
- блок автоматики двигательной установки;
- блок управления астронавигационным оборудованием;
- блок коммуникации питания;
- бортовые литиевые батареи;
- комплекс командных приборов.

Для сбора и передачи измерительной информации на Землю используется телеметрическая система, которая включает комплекс измерительных приборов и датчиковую аппаратуру, размещённую в отсеках КА и на его поверхности.

Для терморегуляции в отсеке используется азотная атмосфера, которая с помощью нескольких вентиляторов циркулируется внутри отсека. Отвод тепла осуществляется с помощью радиаторов охлаждения, расположенных на внешней поверхности КА.

На нижнем шпангоуте приборного отсека размещены платы электросоединителей ПОС.

Приборный отсек с помощью кронштейнов крепится к верхнему силовому кольцу цилиндрической обечайки.

5.3 Сферические топливные баки

Для замещения 3000 кг компонентов АТ и НДМГ на КА располагаются восемь сферических топливных баков, по четыре бака на компонент. При этом два бака предназначены для компонентов ДУ, остальные для ПН. Баки АТ конструктивно аналогичны бакам НДМГ. Каждый бак предназначен для хранения

560 кг АТ (280 кг НДМГ) при температуре 293 К. Бак сварной конструкции из АМгб.М внутренним диаметром 0,94 м. Конструктивно бак выполнен в виде двух сферических гладких днищ с мембранной перегородкой. На внешней поверхности баков расположены нагревающие элементы для поддержания заданной температуры топлива, а также датчики температуры. Прижим компонента к заборной горловине осуществляется с помощью мембраны выполненной из высоколегированной стали 10X18H10T, при этом давление наддува за мембраной составляет 3,0 атм. Наддув осуществляется азотом. В обшивке баков вварены штуцеры трубопроводов расхода, наддува высокого давления. [17]

Баки расположены в следующем порядке: четыре оппозитно расположенных относительно продольной оси КА топливных бака (два для АТ и два для НДМГ) с помощью кронштейнов, расположенных на внешней поверхности, крепятся к ферме ДУ и нижнему силовому кольцу цилиндрической обечайки. При этом баки с помощью колец из листов АМгб.М и сварки скреплены между собой. Вторая четверка баков также оппозитно расположена относительно продольной оси КА над баками первой четверки и повернута на 45° для улучшения плотности компоновки. Вторая четверка баков с помощью кронштейнов на внешних поверхностях крепится к цилиндрической ферме соединяющей их с первой четверкой. Также с помощью кронштейнов осуществляется крепление к силовому шпангоуту цилиндрической обечайки. В верхней части второй четверки баков закреплены шар-баллоны с газообразным азотом.

5.4 Конструкция

Днище представляет собой усеченный конус выполненный из сваренных листов АМгб.М имеющее на внутренней и внешней кромке фланцы для крепления ее к шпангоутам цилиндрической обечайки и теплозащиты ДУ. Также в днище через каждые 90 градусов проделаны четыре отверстия для двигателей причаливания. [18]

Цилиндрическая обечайка представляет собой несущую конструкцию передающую нагрузку от двигателя посредством баков на стыковочный узел. Цилиндрическая обечайка выполнена из листа АМгб.М и имеет продольный и

поперечный силовой набор, также в нижней и верхней частях расположены силовые кольца [18]. На внешней поверхности закреплены астродатчики, радиатор охлаждения, антенны телеметрической системы, свободная поверхность покрыта ЭВТИ.

Для изготовления болтов, шпилек и других скрепляющих деталей применяется сталь 30ХГСА, которая имеет высокую твердость, пластичность, менее чувствительна к концентрированным напряжениям.

5.5 Двигательная установка

ДУ предназначена для создания импульсов тяги по командам СУ с целью выведения ПН на орбиту цели, а также с целью управления движением КА по заданной траектории в процессе полёта в условиях космического пространства. ДУ обеспечивает доразгон, выдачу корректирующих импульсов для изменения орбиты КА, сближение и стыковку, калибровки величины корректирующего импульса, выполнение типовых манёвров, стабилизацию КА, запуск и работу МД в условиях невесомости. [17]

В состав ДУ входят:

- пневмогидравлическая система подачи (ПГСП);
- маршевый двигатель – РД-0225;
- 4 двигателя коррекции импульса;
- 16 двигателей стабилизации и ориентации;
- элементы монтажа двигателей, систем и агрегатов.

В качестве топлива для ЖРД используются самовоспламеняющиеся компоненты топлива:

- окислитель - тетраоксид диазота;
- горючее - несимметричный диметилгидразин.

Маршевый двигатель

Двигатель РД-0225, это однокамерный ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива. Выхлоп осуществляется через неподвижные рулевые сопла. Камеры двигателя установлены в шарнире, обеспечивающем плоскопараллельное движение ЖРД внутри двигательной установки. Этим достигается смещение

вектора тяги двигателя по отношению к центру масс, расположенному у данной двигательной установки очень близко к головке двигателя. Двигатель РД-0225 способен работать в двух режимах: большой и малой тяги. При первом режиме осуществляются маневры КА, связанные с большим изменением скорости, на втором - маневры, требующие большой точности «выборки» импульса скорости.

Двигатель коррекции импульса

Двигатель коррекции импульса предназначен для коррекции импульса тяги маршевого двигателя, для стабилизации угловых положений КА по углу рысканья, тангажа на участках полёта между включениями МД, для «поджатия» КТ к нижним днищам баков низкого давления с целью обеспечения запуска маршевого двигателя в условиях невесомости, а также для выполнения манёвров (без запуска МД) и стабилизации КА на фоне работающего МД.

Двигатель коррекции импульса работает в непрерывном и импульсном режимах, состоит из камеры с пристеночным охлаждением, двух электрожидкостных клапанов, датчика температуры, теплоизоляции головки и сопла камеры, трубопроводов.

Двигатель стабилизации

Двигатель стабилизации предназначен для выдачи импульсов тяги для управления угловым положением КА относительно центра масс.

Двигатель стабилизации работает в непрерывном и импульсном режимах.

Двигатель состоит из камеры, охлаждаемой обоими компонентами, двух электрожидкостных клапанов, узлов настройки окислителя и горючего, датчика температуры, электронагревателя, кабельной сети, трубопроводов и элементов крепления.

5.6 Универсальная система стыковки

Универсальная система стыковки (УСС) КА предназначена для обеспечения механической, электрической и пневмогидравлической стыковки КА с управляемыми объектами в автоматическом или командно-управляемом режиме [17].

В состав УСС входят:

- система обеспечения сближения и взаимной ориентации;
- стыковочный агрегат.

Система обеспечения сближения и взаимной ориентации тесно взаимодействует с СУ и активируется для решения задачи взаимного сближения объектов и последующей стыковки КА при их нахождении на достаточно близком расстоянии.

Система, обеспечивающая сближение и взаимную ориентацию при выведении КА, свернута и находится под ГО РН.

С момента активации системы сближения и взаимной ориентации решается задача прямого сближения двух объектов посредством выдачи ЖРДУ корректирующих импульсов по трем основным направлениям.

Концепция КА, предполагает использование в его составе новаторского универсального стыковочного узла, при необходимости обеспечивающего гибкое сочленение (механическое развязывание) связки КА при сохранении электрических связей.

Такой узел может быть создан на основе принципов используемого в настоящее время андрогинного периферийного стыковочного узла АПАС-89, имеющего выдвижной механизм с шестью степенями свободы, предназначенный для устранения ошибок взаимоположения стыкуемых КА на начальном этапе, амортизации при контакте, притягивания и жесткой фиксации. Андрогинный периферийный стыковочный узел АПАС-89 является новым вариантом агрегатов такого класса. Стыковочный узел КА не требует герметичной стыковки, но должен обеспечивать электрическую стыковку при выдвинутом механизме, а также пневмогидравлическую стыковку при перекачке компонентов топлива.

Стыковочный узел с помощью усеченной конической обечайки крепится к верхнему силовому кольцу цилиндрической обечайки. Коническая усеченная обечайка имеет продольное и поперечное подкрепление в виде шпангоутов и стрингеров и является несущим элементом конструкции.

5.7 Выбор схемы членения

Схема членения КА вызвана конструктивными соображениями, связанными с различиями конфигурации его составных частей [18].

Корпус КА подвергается членению на составные части еще на стадии эскизного проектирования, а только потом может прорабатываться конструкция изделия. Материал АМгб позволяет изготовить изделия без дополнительных соединений. Корпус КА состоит из цилиндрического корпуса и конического днища, конического переходника между корпусом и стыковочным узлом. Коническое днище крепится к цилиндрическому корпусу посредством нижнего силового шпангоута. Конический переходник крепится к корпусу с помощью верхнего силового шпангоута. К верхнему силовому шпангоуту с помощью кронштейнов крепится приборный отсек.

Двигательная установка посредством фермы и кронштейнов крепится к стенкам нижних топливных баков. Нижние баки с помощью межбаковых колец образуют единый силовой элемент. Нагрузка передается от нижних баков к верхним бакам, через стенку и силовой набор корпуса, а также центральной цилиндрической фермы. Соединение верхних силовых баков в единую конструкцию осуществляется аналогично нижним бакам.

Вывод: в данном разделе описана конструкция КА, предназначенного для выведения ПН с опорной орбиты высотой 200 км на переходную орбиту, с высотой апогея 280 км и высотой перигея 250 км, и конечную орбиту с высотой апогея 380 км и высотой перигея 350 км. Также основной целью КА является сближение, стыковка и заправка космических объектов на заданных орбитах. Описаны основные элементы КА, такие как: приборный отсек, сферические топливные баки, двигатели ДУ КА, универсальная система стыковки и т.д., их работа и конструкционные особенности. Также была выбрана схема членения.

6 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

6.1 Обеспечение безопасности при работе с высококипящими агрессивными КРТ

КРТ – токсичные вещества, опасные при попадании внутрь организма человека и при воздействии на кожу. По степени опасности для человека КРТ относятся к следующим классам:

- чрезвычайно опасные (НДГМ и другие производные гидразина);
- высоко опасные (окислители на основе азотной кислоты, азотный тетроксид, концентрированная перекись водорода);
- умеренно опасные (горючие ТГ-02, ОТ-155).

Защита рабочих от вредного воздействия КРТ и предупреждение загрязнений окружающей природной среды достигается:

- комплексной механизацией и автоматизацией проводимых работ, дистанционным управлением отдельных процессов и операций, связанных с возможностью выделения КРТ;
- правильной эксплуатацией технологического оборудования и санитарно-технических систем;
- обезвреживанием загрязненных КРТ помещений, оборудования и индивидуальных средств защиты;
- нейтрализацией проливов и отходов, обезвреживанием почвы и сточных вод, загрязненных КРТ;
- строгим выполнением требований безопасности труда и соблюдением личной гигиены;
- своевременным применением индивидуальных средств защиты органов дыхания и кожных покровов.

Персонал на период проведения работ с КРТ должен быть обеспечен рабочей одеждой и бельем, индивидуальными средствами защиты кожи и органов дыхания в зависимости от характера работ.

Обезвреживание рабочей одежды, белья и индивидуальных средств защиты должно проводиться не реже одного раза в неделю, а в случае облива КРТ – немедленно.

После окончания работы с КРТ необходимо снять индивидуальные средства защиты, рабочую одежду и белье, провести гигиеническую помывку или принять душ, а затем надеть повседневное белье и одежду.

При работах с КРТ должен быть организован контроль за содержанием их во внешней среде. Контроль может осуществляться экспресс-методом с использованием индикаторных трубок или методом лабораторных исследований. Объем, характер и периодичность проводимого контроля определяются руководителем предприятия с учетом особенностей работ с КРТ.

Емкости для хранения на стационарных объектах устанавливаются полузаглубленно или заглубленно в грунт, в казематах или наземно под навесами из негорючих материалов. При установке емкостей в грунт должны быть предусмотрены устройства для контроля за целостностью резервуаров и уровнем залитого КРТ.

В местах хранения КРТ для срочной перекачки их на случай аварии выделяется необходимое количество резервных емкостей, но не менее одной емкости на каждый вид хранящегося КРТ.

Небольшие количества КРТ (до 50 кг) на объектах физико-химической лаборатории (ФХЛ) допускается хранить в специально выделенных для этих целей помещениях, оборудованных принудительной вентиляцией.

Технологическое оборудование для работы с КРТ должно обеспечивать герметичность всех систем и коммуникаций, не допускать превышения предельно допустимых концентраций КРТ в воздухе рабочей зоны.

Наиболее трудоемкие и опасные для людей технологические операции должны быть механизированы с использованием автоматических систем и дистанционного управления.

На стационарных объектах участки трубопроводов для перекачки КРТ должны соединяться сваркой или фланцевыми соединениями типа "шип-паз" с использованием стойких к КРТ прокладочно-уплотнительных материалов.

Сливо-наливные операции с КРТ на стационарных объектах должны производиться только закрытым способом. Для исключения выбросов паров КРТ в атмосферу при попадании сливо-наливных операций газы пространства заполняемых и опорожняемых емкостей соединяются между собой или с нейтрализационными системами.

Перевозка КРТ всеми видами транспорта осуществляется в соответствии с действующими наставлениями и руководствами по перевозкам ракетного топлива.

Замер уровня КРТ в емкостях должен производиться дистанционно или с помощью уровнемеров, исключающих загрязнение атмосферного воздуха.

Ремонт и демонтаж аппаратуры и коммуникаций проводятся только после прекращения работы агрегатов, сброса давления, слива КРТ, нейтрализации и промывки трубопроводов и продувки систем азотом или воздухом, в зависимости от КРТ.

Все операции по обработке емкостей (удаление остатка КРТ, промывка, нейтрализация и другие), следует производить механизированным способом, исключающим необходимость пребывания работающих внутри них.

Очистка, мойка, пропарка, нейтрализация подвижных технических средств, содержащих ранее КРТ, производится на специально оборудованных площадках с твердым покрытием. Сточные воды при этом собираются с помощью закрытых стоков для последующего обезвреживания.

Помещения для работ с окислителем и горючим обеспечиваются отдельными системами приточной и вытяжной вентиляции.

Применение полной или частичной рециркуляции воздуха в помещениях, где проводятся работы с КРТ, не допускается.

В помещениях, где проводятся работы с КРТ, должен поддерживаться отрицательный баланс вентиляционного воздуха. Производительность систем

приточной вентиляции с механическим побуждением должна быть на 5 % меньше производительности систем вытяжной вентиляции. Компенсация вытяжки притоком производится в размере 80 % в рабочее помещение, а остальной объем приточного воздуха (15 %) подается в коридоры, тамбуры и соседние помещения, не имеющие источников выделения вредных веществ.

Допуск персонала к работе на рабочих местах в помещениях и сооружениях, содержащих КРТ, осуществляется только после предварительного их проветривания с помощью систем вентиляции и проверки загазованности атмосферы помещений, сооружений.

Работы проводятся не менее чем двумя номерами расчета по команде руководителя работ в соответствии с требованиями эксплуатационной документации.

При работе с КРТ запрещается:

- изменять технологию работ, определенную ЭД;
- работать без установленных или в неисправных средствах защиты;
- работать на неисправном оборудовании, неисправным и нештатным инструментом;
- сливать КРТ на грунт.

При проведении сливо-наливных операций на месте проведения работ должны быть развернуты обмывочно-нейтрализационные машины для обезвреживания проливов и смыва КРТ с индивидуальных средств защиты при авариях.

Работы внутри емкостей по зачистке резервуаров (цистерн) проводятся после их нейтрализации, промывки и продувки. Работы внутри емкостей должны производиться только с использованием индивидуальных средств защиты: шлангового противогаза, защитного изолирующего костюма, перчаток, резиновых сапог и спасательного пояса с фалом. Допускается, как исключение, применять вместо шланговых противогазов изолирующие ИП-4. Перед началом работ противогазы должны быть проверены на герметичность методом газоокуривания.

Работы по зачистке резервуаров необходимо выполнять в светлое время суток. Работы в темное время суток разрешаются при наличии достаточного искусственного освещения, для чего следует пользоваться только взрывобезопасными фонарями заводского изготовления с питанием напряжением не выше 12 В.

При зачистке резервуаров время пребывания работающего внутри резервуара не должно превышать 15-20 мин., после чего необходимо предоставить ему отдых на открытом воздухе в течение 10-15 мин.

7 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

При проектировании КА необходимо оценить его экономическую эффективность. Затраты на выполнение проекта в сумме общих затрат на создание КА с учетом подготовки производства, изготовления опытных образцов и их экспериментальной отработки относительно невелики. Однако безошибочное проектирование предопределяет возможность создания КА в установленные сроки и с минимальными суммарными затратами.

Исходные данные для расчёта указаны в таблице 7.1.

Таблица 7.1 – Исходные данные для расчёта

Параметры	Обозначение	Значение
Масса окислителя, кг	m_O	2236
Масса горючего, кг	m_G	1118
Суммарная масса ракетного топлива, кг	m_{pmz}	3354
Масса топливного отсека, кг	m_{mo}	439,6
Масса системы управления, кг	m_{cy}	300
Масса двигательной установки, кг	$m_{ду}$	83
Масса полезного груза (рассчитанная), кг	$m_{пн}$	3180,65
Начальная масса КА (рассчитанная), кг	m_0	4680,41
Тяга двигателя, Н	P	12500
Масса прочих неучтенных элементов, кг	m_{np}	194,5
Плотность топлива кг/м ³	ρ_T	1185
Нагрузка на мидель кг/м ²	P_M	1
Относительная конечная масса КА	μ_k	0,98

7.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке

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

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_{ki} + C_{дvi} + C_{cyi} + C_{npi}), \quad (7.1)$$

где C_{ki} – стоимость изготовления корпуса космического аппарата,

$C_{дvi}$ – стоимость изготовления двигательной установки космического аппарата,

C_{cyi} – стоимость изготовления системы управления космического аппарата,

C_{npi} – стоимость изготовления прочих элементов систем космического аппарата.

Стоимость корпуса КА, включающей топливный и двигательный отсеки (без двигателей) определяется из:

$$C_{ki} = 0.33 \cdot m_{тоi}^{0.332} \cdot \mu_{ki}^{-1.5935} \cdot m_{Ti}^{0.2362} \cdot \left(\frac{m_{Ti}}{\rho_{Ti}} \cdot \frac{p_m}{m_{oi}} \right)^{0.1079} \cdot L_{доi}^{0.1616}, \quad (7.2)$$

где C_{ki} – стоимость корпуса, тыс. ед. стоимости

$m_{тоi}$ – масса топливного отсека, кг;

m_{mi} – масса заправки, кг;

ρ_{mi} – средняя плотность топлива, кг/м³;

p_m – нагрузка на мидель, кг/м²;

m_{oi} – начальная масса i -ой ступени, кг;

L_{doi} – длина двигательного отсека КА, м.

Длина двигательного отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{doi} = (1 \div 1,8) + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot P_i, \quad (7.3)$$

где P_i – пустотная тяга одного двигателя (или камеры) КА, Н.

Стоимость двигательной установки КА:

$$C_{двi} = 4,7(P_i \cdot 10^{-4}) + 44,9(P_i \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1(P_i \cdot 10^{-4})^{-0,229}, \quad (7.4)$$

где $C_{двi}$ – стоимость двигательной установки, тыс. ед. стоимости;

P_i – тяга двигателей, Н.

Стоимость системы управления КА:

$$C_{суп} = 8,5(m_{суп} \cdot 10^{-3})^{0,786}, \quad (7.5)$$

где $C_{суп}$ – стоимость системы управления, млн. ед. стоимости;

$m_{суп}$ – масса системы управления, кг.

Стоимость прочих элементов и систем КА:

$$C_{пр} = (2 \div 10)m_{пр}, \quad (7.6)$$

где $C_{пр}$ – стоимость прочих элементов, тыс. ед. стоимости;

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

В соответствии с формулой (7.3) рассчитывается длина двигательного отсека:

$$L_{doi} = 1 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 12500 = 1 \text{ [м]}$$

В соответствии с формулой (7.3) рассчитывается стоимость корпуса КА:

$$C_{Ki} = 0,33 \cdot 439,6^{0,332} \cdot 0,98^{-1,5935} \cdot 3354^{0,2362} \cdot \left(\frac{3354}{1185} \cdot \frac{1}{4680,41} \right)^{0,1079} \cdot 1^{0,1616} = 7,861$$

[тыс. у.е.]

В соответствии с формулой (7.4) рассчитывается стоимость двигательной установки КА:

$$C_{Двi} = 4,7(12500 \cdot 10^{-4}) + 44,9(12500 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1(12500 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 66,486$$

[тыс.у.е.]

В соответствии с формулой (7.5) рассчитывается стоимость системы управления КА:

$$C_{СУУ} = 8,5(300 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 3,299 \text{ [млн. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.6) рассчитывается стоимость прочих элементов и систем КА

$$C_{пр} = 2 \cdot 194,5 = 389 \text{ [тыс.у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.1) рассчитывается минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке:

$$W_5 = 7,861 + 66,486 + 3299 + 389 = 3762,347 \text{ [тыс.у.е.]}$$

7.2 Минимальная стоимость пуска КА

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

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_n} + \frac{C_{н.к.}}{N_n} + C'_{эксн} + C_{изз} + C_m, \quad (7.7)$$

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

$C_{н.к.}$ – стоимость наземно-пускового и наземно-измерительного комплексов;

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

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

C_m – стоимость топлива рабочей заправки;

N_n – объем партии ЛА, включая отработочные образцы.

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

$$W_6 = \frac{C_{разр}}{N_n} + C_{изг} + C_m. \quad (7.8)$$

Стоимость разработки ЛА складывается из:

$$C_{разр} = \sum_{i=1}^N C_{ДУi}^P + \sum_{i=1}^N C_{СУi}^P + \sum_{i=1}^N C_{Ki}^P + \sum_{i=1}^N C_{прi}^P, \quad (7.9)$$

где $C_{ДУi}^P$ – стоимость разработки ДУ КА,

$C_{СУi}^P$ – стоимость разработки СУ КА,

C_{Ki}^P – стоимость разработки конструкции корпуса КА,

$C_{прi}^P$ – стоимость разработки прочих систем и элементов КА.

Стоимость разработки двигательной установки определяется из:

$$C_{ДУi}^P = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 (P_i \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 (P_i \cdot 10^{-4})^{0,648} \text{ (ед.стоимости)}, \quad (7.10)$$

где P_i – тяга ДУ КА, Н.

Стоимость разработки системы управления:

$$C'_{СУi} = 10 \cdot C_{СУ}. \quad (7.11)$$

Стоимость разработки конструкции корпуса определяется из:

$$C_{Ki}^P = 7,7 \cdot 10^5 (m_{TOi} \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (m_{TOi} + m_{ДVi})^{-0,196} \cdot \mu_{Ki}^{2,424} \cdot (P_i \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot m_{Ti}^{-0,39} . \quad (7.12)$$

Стоимость разработки прочих систем и элементов:

$$C_{npi}^P = 10 \div 20 \cdot C_{npi} . \quad (7.13)$$

Стоимость топлива определяется из:

$$C_m = \sum_{i=1}^N (\overline{C_{OK}} \cdot m_{OKi} + \overline{C_{Г}} \cdot m_{Gi}) , \quad (7.14)$$

где C_{OKi} – удельная стоимость окислителя КА, ед.стоимости/кг;

C_{Gi} – удельная стоимость горючего КА, ед.стоимости/кг;

m_{OKi} – рабочие заправки окислителя КА, ед.стоимости/кг;

m_{Gi} – рабочие заправки горючего КА, ед.стоимости/кг.

В соответствии с формулой (7.10) рассчитывается стоимость разработки двигательной установки КА:

$$C_{ДVi}^P = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 (12500 \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 (12500 \cdot 10^{-4})^{0,648} = 15215$$

[тыс.у.е.]

В соответствии с формулой (7.11) рассчитывается стоимость разработки системы управления КА:

$$C'_{CVV} = 10 \cdot 3,299 = 32,99 \text{ [млн. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.12) рассчитывается стоимость разработки конструкции корпуса КА:

$$C_{Ki}^P = 7,7 \cdot 10^5 (439,6 \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (439,6 + 83)^{-0,196} \cdot 0,98^{2,424} \cdot (12500 \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot 3354^{-0,39} =$$

$$= 1458,56 \text{ [тыс. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.13) рассчитывается стоимость разработки прочих систем и элементов:

$$C_{\text{пр}}^P = 10 \cdot 389 = 3890 \text{ [тыс. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.14) рассчитывается стоимость топлива:

$$C_m = 2,5 \cdot 2236 + 2 \cdot 1118 = 7829 \text{ [тыс. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.9) рассчитывается стоимость разработки КА:

$$C_{\text{разр}} = 15215 + 32990 + 1458,56 + 3890 = 53\,553,56 \text{ [тыс. у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.8) находится значение минимальной стоимости пуска:

Для полной летной отработки и первых серийных образцов количество выпускаемых космических кораблей принимается $N=1$.

$$W_{\text{пуск}} = \frac{23153,56}{1} + 3762,347 + 7829 = 53\,553,56 \text{ [тыс. у.е.]}$$

Рассчитаем стоимость в рублях. На сегодняшний момент 06.06.2021 г. курс доллара составляет 73,27 рублей.

Находится значение минимальной стоимости пуска в рублях:

$$W_{\text{пуск руб}} = W_{\text{пуск у.е.}} \cdot 73,27, \quad (7.15)$$

$$W_{\text{пуск руб}} = 53\,553\,560 \cdot 73,27 = 3\,923\,869\,341 \text{ [руб.]}$$

Находится значение минимальной стоимости изготовления в рублях:

$$W_5 \text{ руб} = W_5 \text{ у.е.} \cdot 73,27 \quad (7.16)$$

$$W_5 \text{ руб} = 3762,347 \cdot 73,27 = 275\,667\,165 \text{ [руб.]}$$

Проектируемый КА является многоразовым, следовательно, удельная стоимость для последующих полетов будет определяться только затратами на повторную заправку, эксплуатацию и возможную замену составляющих частей КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы был разработан проект транспортного космического аппарата для проведения заправочных операций на околоземной орбите. Как было показано, в состав транспортного комплекса входит химическая двигательная установка характеристической скоростью 115,078 м/с, работающий на НДМГ и АТ. Также в состав КА входит универсальная система стыковки, предназначенная для обеспечения стыковки КА с заправляемыми объектами.

Был произведен баллистический расчет, где были рассчитаны параметры траектории полета. Перелет КА на целевую орбиту осуществляется по четырехимпульсной схеме.

Определены оптимальные массово-энергетические характеристики КА. Отсюда, начальная масса КА 4680,41 кг. Полученные параметры в данном разделе, удовлетворяют требованиям оптимальных энергетических затрат и минимальной массы КА.

Произведен расчет на прочность элементов конструкции, такие как: бак окислителя (горючего), ферменная конструкция и цилиндрическая обечайка корпуса. Также выбран материал конструкции: АМг6 и АМг-6М. В данном разделе выбранные материалы и геометрические размеры данных элементов удовлетворяют условиям прочности и имеют коэффициент запаса прочности более единицы.

Описание конструкции КА. Она имеет компактную компоновку и состоит из приборного отсека, восьми сферических топливных баков, восьми шар-баллонов со сжатым азотом, стыковочного узла, пневмо и заправочной арматуры, систем сближения и стыковки, астронавигационного оборудования, маршевой двигательной установки, двигателей причаливания а также корпуса в виде цилиндрической обечайки и усеченной конической обечайки. А также выбрана схема членения КА.

В разделе безопасности жизнедеятельности описаны основные меры безопасности при работе с токсичным топливом.

В экономической части посчитана стоимость изготовления КА. В результате расчетов видно, что стоимость изготовления КА составляет 275 667 165 руб., а стоимость запуска КА составляет 3 923 869 341руб.

Рассмотренные в данной работе вопросы не исчерпывают всех возможных вопросов связанных с проектированием транспортного космического аппарата для проведения заправочных операций на околоземных орбитах. Однако представленная здесь концепция, баллистический и проектный анализ позволяют сделать вывод, что действительно можно разработать и изготовить такой комплекс. Это говорит о необходимости проведения дополнительных исследований в этой области.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. / В.Н. Гуцин. – Москва : Изд-во Машиностроение, 2003. – 272 с. — 03.04.2021.
2. Конструкторское бюро химавтоматики. [Электронный ресурс]: офиц. сайт. <https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0225/> – 03.04.2021.
3. Еремин, Е. Л. Системы автоматического управления: Лабораторный практикум (MatLab-Simulink) : учебное пособие.: АмГУ, 2017. — 99 с. электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/156446> – 03.04.2021.
4. Сергей Савостьянов/ТАСС. Российский космический корабль "Прогресс МС". Досье. [Электронный ресурс]: – 2016 – Режим доступа: <https://tass.ru/info/3162451> – 03.04.2021.
5. Назначение БЦВС и выполняемые задачи [Электронный ресурс]. – 2011 – Режим доступа: <https://textarchive.ru/c-2285421-pall.html> – 03.04.2021.
6. Кононенко А.Г. Реферат: Исследование бортового вычислительного комплекса летательных аппаратов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://masters.donntu.org/2018/fkita/kononenko/diss/index.htm> – 03.04.2021.
7. Библиотека по астрономии и космонавтике./ Злыгостев А.С., подборка материалов, оцифровка, статьи, оформление, разработка ПО 2001-2019 [Электронный ресурс]. – 2001-2019 – Режим доступа: <http://12apr.su/books/item/f00/s00/z0000023/st050.shtml> – 03.04.2021.
8. Ягодников, Д. А. Ракетные двигательные установки. Термины и определения : учебное пособие / Д. А. Ягодников, Н. Я. Ирьянов. — Москва : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. — 84 с.: электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/58406> — 06.05.2021.
9. Куденцов, В. Ю. Пневмогидравлические системы и автоматика жидкостных ракетных двигательных установок : учебное пособие / В. Ю. Куденцов,

А. Б. Яковлев. — Омск : ОмГТУ, 2015. — 220 с.: электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/> — 06.05.2021.

10. Механика космического полета: учебник для вузов/М55. М. С. Константинов [и др.] ; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение. 1989. – 408 с. – 10.05.2021.

11. Численные методы решения дифференциальных уравнений в примерах и задачах. Учебное пособие./ Горяйнов В. А., [и др.] – М.: МАИ, 1986. – 84 с. – 11.05.2021.

12. Иванов Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов / Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.

13. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов / В. П. Мишин [и др.] ; Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

14. Хохулин В. С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования./ В. С. Хохулин, В. А. Чумаков– М.: МАИ, 2000. – 72 с.: ил.;

15. Лизин В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций./ В.Т. Лизин, В.А. Пяткин – 3-е изд., перераб. и доп. – Москва .: Машиностроение, 1976;

16. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов./ Паничкин Н.И., [и др.] – М.: Машиностроение, 1986. – 344 с.

17. Ракеты-носители / Александров В.А. [и др.] ; под редакцией Осипова С.О.– М.: Воениздат, 1971. – 315 с;

18. Учебное пособие для машиностроительных специальностей вузов. Прочность ракетных конструкций / Моссаковский В.И. [и др.]; под ред. Моссаковский В.И. – М.: Высшая школа, 1990. – 359 с;

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Расчеты перехода ТКА с 200 км на 380 км

Таблица А.1 – Параметры орбиты ТКА после первого импульса

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
0	0	200	0	0	200
52	12,55	199,60	0	4	199,99
104	25,09	198,67	0	7,608	200,24
156	37,58	197,01	0	11,216	200,56
208	49,98	194,68	0	14,824	200,99
260	62,28	191,69	0	18,432	201,55
312	74,44	188,03	0	22,04	202,22
364	86,44	183,70	0	25,648	203,02
416	98,24	178,71	0	29,256	203,93
468	109,81	173,04	0	32,864	204,94
520	121,12	166,71	0	36,472	206,06
572	132,12	159,71	0	40,08	207,27
624	142,78	152,05	0	43,688	208,57
676	153,06	143,73	0	47,296	209,96
728	162,91	134,77	0	50,904	211,42
780	172,29	125,18	0	54,512	212,96
832	181,16	114,96	0	58,12	214,56
884	189,46	104,15	0	61,728	216,20
936	197,15	92,77	0	65,336	217,89
988	204,18	80,84	0	68,944	219,60
1040	210,50	68,39	0	72,552	221,33
1092	216,07	55,47	0	76,16	223,07
1144	220,84	42,12	0	79,768	224,82
1196	224,77	28,39	0	83,376	226,56
1248	227,82	14,33	0	86,984	228,27
1300	229,95	0	0	90,592	229,95
1352	231,13	-14,54	0	94,2	231,58
1404	231,34	-29,22	0	97,808	233,17
1456	230,56	-43,98	0	101,416	234,71
1508	228,77	-58,73	0	105,024	236,18
1560	225,96	-73,42	0	108,632	237,58

Продолжение таблицы А.1

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
1612	222,14	-87,95	0	112,24	238,92
1664	217,31	-102,26	0	115,848	240,16
1716	211,49	-116,26	0	119,456	241,34
1768	204,69	-129,90	0	123,064	242,43
1820	196,95	-143,09	0	126,672	243,44
1872	188,29	-155,76	0	130,28	244,36
1924	178,75	-167,86	0	133,888	245,21
1976	168,38	-179,31	0	137,496	245,97
2028	157,23	-190,06	0	141,104	246,67
2080	145,35	-200,06	0	144,712	247,29
2132	132,79	-209,25	0	148,32	247,83
2184	119,62	-217,59	0	151,928	248,30
2236	105,90	-225,05	0	155,536	248,72
2288	91,68	-231,58	0	159,144	249,06
2340	77,05	-237,09	0	162,752	249,30
2392	62,17	-242,14	0	166,36	249,99
2444	46,84	-245,57	0	169,968	249,99
2496	31,33	-248,02	0	173,576	249,99
2548	15,69	-249,50	0	177,184	249,99
2600	0	-250	0	180,792	250

Таблица А.2 – Параметры орбиты ТКА после второго импульса

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
2600	0	-250	0	180,79	250
2652	-15,698	-249,52	0	184,4	250,01
2704	-31,34	-248,1	0	188,008	250,07
2756	-46,87	-245,75	0	191,616	250,17
2808	-62,25	-242,46	0	195,224	250,32
2860	-77,41	-238,24	0	198,832	250,50
2912	-92,30	-233,12	0	202,44	250,72
2964	-106,86	-227,1	0	206,048	250,98
3016	-121,06	-220,21	0	209,656	251,29
3068	-134,83	-212,47	0	213,264	251,63
3120	-148,142	-203,9	0	216,872	252,03
3172	-160,926	-194,52	0	220,48	252,45

Продолжение таблицы А.2

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
3224	-173,14	-184,37	0	224,088	252,92
3276	-184,75	-173,49	0	227,696	253,43
3328	-195,70	-161,90	0	231,304	253,98
3380	-205,96	-149,63	0	234,912	254,54
3432	-215,48	-136,74	0	238,52	255,20
3484	-224,22	-123,27	0	242,128	255,87
3536	-232,16	-109,24	0	245,736	256,57
3588	-239,25	-94,72	0	249,344	257,31
3640	-245,46	-79,75	0	252,952	258,09
3692	-250,77	-64,38	0	256,56	258,90
3744	-255,14	-48,67	0	260,168	259,74
3796	-258,55	-32,66	0	263,776	260,60
3848	-260,98	-16,42	0	267,384	261,49
3900	-262,42	0	0	270,992	262,42
3952	-262,83	16,53	0	274,6	263,34
4004	-262,22	33,12	0	278,208	264,30
4056	-260,57	49,7	0	281,816	265,26
4108	-257,88	66,21	0	285,424	266,44
4160	-254,15	82,57	0	289,032	267,22
4212	-249,37	98,73	0	292,64	268,20
4264	-243,56	114,61	0	296,248	269,17
4316	-236,73	130,14	0	299,856	270,14
4368	-228,89	145,26	0	303,464	271,09
4420	-220,07	159,89	0	307,072	272,02
4472	-210,29	173,97	0	310,68	272,92
4524	-199,59	187,42	0	314,288	273,79
4576	-187,99	200,19	0	317,896	274,62
4628	-175,56	212,42	0	321,504	275,57
4680	-162,23	223,42	0	325,112	276,10
4732	-148,34	233,75	0	328,72	276,84
4784	-133,68	243,16	0	332,328	277,48
4836	-118,39	251,59	0	335,936	278,05
4888	-102,54	259,00	0	339,544	278,55
4940	-86,21	265,33	0	343,152	278,98
4992	-69,47	270,57	0	346,76	279,34

Продолжение таблицы А.2

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
5044	-52,39	274,68	0	350,368	279,63
5096	-35,07	277,63	0	353,976	279,83
5148	-17,57	279,4	0	357,584	279,95
5200	0	280	0	360,092	280

Таблица А.3 – Параметры орбиты ТКА после третьего импульса

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
0	0	250	0	0	250
53	15,7	249,59	0	4,5	250,0833
106	31,37	248,38	0	8,75	250,3532
159	46,99	246,35	0	11,56	250,7915
212	62,52	243,52	0	15,154	251,4175
265	77,94	239,87	0	18,975	252,2147
318	93,20	235,41	0	23,04	253,1879
371	108,29	230,12	0	26,648	254,3264
424	123,15	224,02	0	29,336	255,6382
477	137,77	217,09	0	32,877	257,116
530	152,09	209,34	0	36,953	258,7559
583	166,08	200,76	0	41,248	260,5516
636	179,70	191,36	0	44,688	262,5086
689	192,89	181,13	0	47,855	264,6028
742	205,61	170,09	0	50,911	266,8447
795	217,80	158,24	0	54,824	269,215
848	229,42	145,59	0	58,124	271,7167
901	240,41	132,16	0	61,328	274,3415
954	250,70	117,97	0	64,336	277,0693
1007	260,25	103,04	0	68,97	279,9059
1060	268,98	87,39	0	73,441	282,8202
1113	276,84	71,08	0	76,16	285,8194
1166	283,77	54,13	0	79,768	288,8866
1219	289,70	36,59	0	83,376	292,0016
1272	294,585	18,53	0	86,984	295,1672
1325	298,35	0	0	90,01	298,35
1378	300,95	-18,93	0	93,497	301,5448
1431	302,35	-38,19	0	97,808	304,7524

Продолжение таблицы А.3

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
1484	302,48	-57,70	0	101,416	307,9341
1537	301,32	-77,36	0	105,024	311,0921
1590	298,83	-97,09	0	108,632	314,2067
1643	294,99	-116,79	0	112,24	317,268
1696	289,77	-136,35	0	115,848	320,2467
1749	283,18	-155,68	0	119,456	323,1519
1802	275,22	-174,66	0	123,064	325,9634
1855	265,89	-193,18	0	126,672	328,6579
1908	255,22	-211,14	0	130,28	331,2361
1961	243,25	-228,42	0	133,888	333,6859
2014	230,00	-244,93	0	137,496	335,9921
2067	215,54	-260,54	0	141,104	338,1399
2120	199,93	-275,18	0	144,712	340,1412
2173	183,23	-288,73	0	148,32	341,9623
2226	165,54	-301,12	0	151,928	343,623
2279	146,93	-312,25	0	155,536	345,092
2332	127,51	-322,06	0	159,144	346,3834
2385	107,37	-330,47	0	162,752	347,4748
2438	86,63	-337,43	0	166,36	348,373
2491	65,41	-342,90	0	169,968	349,0829
2544	43,81	-346,83	0	173,576	349,586
2597	21,97	-349,20	0	177,184	349,8904
2650	0	-350	0	180,792	350

Таблица А.4 – Параметры орбиты ТКА после четвертого импульса

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
2650	0	-350	0	180,7	350
2703	-21,97	-349,32	0	186,05	350,0102
2756	-43,87	-347,3	0	189,6	350,0598
2809	-65,61	-343,94	0	193,15	350,142
2862	-87,1	-339,26	0	196,7	350,2624
2915	-108,28	-333,26	0	200,25	350,4095
2968	-129,06	-325,98	0	203,8	350,5987
3021	-149,37	-317,43	0	207,35	350,8179
3074	-169,13	-307,65	0	210,9	351,0747

Продолжение таблицы А.4

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
3127	-188,27	-296,67	0	214,45	351,3669
3180	-206,72	-284,53	0	218	351,6966
3233	-224,42	-271,28	0	221,55	352,0755
3286	-241,29	-256,95	0	225,1	352,4829
3339	-257,28	-241,6	0	228,65	352,9356
3392	-272,32	-225,28	0	232,2	353,425
3445	-286,36	-208,05	0	235,75	353,9588
3498	-299,34	-189,97	0	239,3	354,5321
3551	-311,22	-171,09	0	242,85	355,1474
3604	-321,94	-151,49	0	246,4	355,8013
3657	-331,47	-131,23	0	249,95	356,502
3710	-339,76	-110,39	0	253,5	357,2433
3763	-346,77	-89,03	0	257,05	358,0164
3816	-352,47	-67,23	0	260,6	358,8244
3869	-356,84	-45,08	0	264,15	359,6762
3922	-359,85	-22,63	0	267,7	360,5609
3975	-361,47	0	0	271,25	361,47
4028	-361,67	23,86	0	274,8	362,4562
4081	-360,51	45,54	0	278,35	363,3749
4134	-357,9	68,27	0	281,9	364,3531
4187	-353,87	90,86	0	285,45	365,3485
4240	-348,43	113,21	0	289	366,3604
4293	-341,58	135,24	0	292,55	367,3782
4346	-333,33	156,85	0	296,1	368,3895
4399	-323,71	177,96	0	299,65	369,4021
4452	-312,74	198,47	0	303,2	370,4007
4505	-300,46	218,3	0	306,75	371,3908
4558	-286,9	237,34	0	310,3	372,3465
4611	-272,11	255,53	0	313,85	373,282
4664	-256,14	272,76	0	317,4	374,1734
4717	-239,05	288,96	0	320,95	375,0237
4770	-220,9	304,05	0	324,5	375,8234
4823	-201,78	317,95	0	328,05	376,5732
4876	-181,74	330,59	0	331,6	377,2521
4929	-160,89	341,91	0	335,15	377,873

Продолжение таблицы А.4

t, с	X, км	Y, км	Z, км	φ , град	H, км
4982	-139,3	351,85	0	338,7	378,4216
5035	-117,08	360,35	0	342,25	378,8929
5088	-94,32	367,29	0	345,8	379,2073
5141	-71,12	379,59	0	349,35	386,1951
5194	-47,6	376,82	0	352,9	379,8145
5247	-23,85	379,2	0	356,45	379,9493
5300	0	380	0	360	380