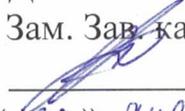


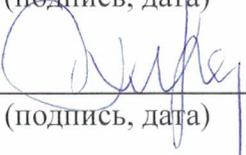
Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АМГУ»)

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

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. Зав. кафедрой

В.В. Соловьев
« 29 » Января 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Расчет проектных характеристик типового космического аппарата для
подвижной системы спутниковой связи

Исполнитель студент группы 8111-ос	 _____	С.М. Ступников
Руководитель профессор, доктор техн. наук	 _____	А.Д. Плутенко
Консультант доцент	 _____	К.А. Насуленко
Консультант по БЖД доцент, канд. техн. наук	 _____	А.В. Козырь
Нормоконтроль старший преподаватель СиТРК	 _____	М.А. Ареков
Рецензент	 _____	Р.М. Галиакберов

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зам. зав. кафедрой
В.В. Соловьев
« 30 » 12 2023 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Ступникова Сергея Максимовича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Расчет проектных характеристик типового космического аппарата для подвижной системы спутниковой связи

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса полезного груза 3 тонны. Начальная орбита геопереходная, высотой 22 000 км; орбита цели геостационарная, высотой 36 000 км; компоненты топлива ЖРД: окислитель – АТ, горючее – НДМГ; компоненты топлива ЭРД: ксенон.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих к разработке вопросов): баллистический расчет; выбор проектных параметров; описание конструкции КА; безопасность труда; экономический расчет.

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

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Насуленко К.А., Козырь А.В.

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023

Руководитель выпускного квалификационного проекта: Плутенко А.Д., профессор, доктор техн. наук.

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023

Ст

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 107 страниц, 16 рисунков, 9 таблиц, 17 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ПРОЧНОСТЬ, КОМПЛЕКСНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ПРОЕКТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, КОНСТРУКЦИЯ

В работе представлена проектная разработка космического аппарата спутниковой связи. Данный космический аппарат будет типовой единицей каскада космических аппаратов для подвижной системы спутниковой связи.

Цель работы – проектирование космического аппарата подвижной системы спутниковой связи.

Задачи:

- рассчитать аппаратуру космического аппарата;
- выполнить баллистический расчет;
- спроектировать облик космического аппарата;
- рассчитать основные системы, необходимые для функционирования аппарата.

СОДЕРЖАНИЕ

Основные обозначения	6
Введение.....	8
1 Баллистический расчет	9
1.1 Первый метод	10
1.2 Второй метод	13
1.3 Третий метод	14
1.4 Расчет параметров траектории полета.....	17
2 Основные проектные параметры.....	24
2.1 Расчет основных проектных параметров	24
2.2 Массово–энергетические характеристики	28
2.3 Объемно–геометрические характеристики	41
3 Расчет на прочность	47
3.1 Обеспечение прочности конструкции	47
3.2 Анализ режимов эксплуатации.....	47
3.3 Выбор материала.....	48
3.4 Нагрузки, действующие на космический аппарат	50
3.5 Прочностные расчеты элементов конструкции КА	50
3.5.1 Расчет бака ЭРДУ на прочность.....	50
3.5.2 Расчет фермы крепления ДУ	53
3.5.3 Расчет силовых элементов	57
4 Описание конструкции космического аппарата	69
4.1 Анализ конструктивно–компоновочной схемы.....	69
4.2 Конструктивно–компоновочная схема	71
4.3 Конструктивно–силовая схема КА	74
4.4 Двигательная установка	75
4.4.1 Жидкостный ракетный двигатель	76
4.4.2 Стационарный плазменный двигатель	78
4.4.3 Двигатель коррекции импульса.....	78

4.4.4 Двигатель стабилизации	79
4.4.5 Двигательная установка системы ориентации	79
4.5 Описание системы исполнительных органов	81
4.6 Датчик определения координат центра Солнца	83
4.7 Датчик определения угловых координат центра Земли	84
4.8 Датчик определения координат звезд.....	85
4.9 Гироскопический измеритель вектора угловой скорости	86
4.10 Комплекс управляющих двигателей–маховиков «Колокол».....	86
4.11 Режимы работы системы управления движением и навигацией...	87
4.12 Система обеспечения теплового режима	88
5 Безопасность жизнедеятельности.....	91
5.1 Меры безопасности от воздействия ионизирующего излучения	91
5.2 Расчет защитного экрана для ионизирующего излучения	91
6 Экономическая часть	99
6.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в линейной постановке	101
6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке	102
Заключение	105
Библиографический список	106

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- АБ – аккумуляторные батареи;
- АУТ – активный участок траектории;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- ГПО – геопереходная орбита;
- ГСО – геостационарная орбита;
- ДУ – двигательная установка;
- ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
- КА – космический аппарат;
- КГЧ – космическая головная часть;
- ККС – конструктивно–компоновочная схема;
- КПД – коэффициент полезного действия;
- КРТ – компоненты ракетного топлива;
- КТ – компоненты топлива;
- МД – маршевый двигатель;
- МКА – модульный космический аппарат;
- МСС – модуль специальных систем;
- МЦС – модуль целевых систем;
- НКУ – наземный комплекс управления;
- ОПП – основные проектные параметры;
- ОСК – оскулирующая система координат;
- ПН – полезная нагрузка;
- РБ – разгонный блок;
- РД – ракетный двигатель;
- РН – ракета–носитель;
- СБ – солнечные батареи;
- СЗБ – сборочно–защитный блок;
- СУД – система управления движением;
- СОТР – система обеспечения теплового режима;

СЭС – система энергоснабжения;

СПД – стационарный плазменный двигатель;

ТНА – турбонасосный агрегат;

ТТХ – тактико–технические характеристики;

ФЭП – фотоэлектронный преобразователь;

ЭРД – электрический ракетный двигатель;

ЭРДУ – электрическая ракетная двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

Проектируемый аппарат – космический аппарат специального назначения. Является маневрирующим искусственным спутником Земли и предназначен для непрерывного и круглосуточного (включая периоды прохождения тени Земли и полутени (тени) Луны) выполнения функций космического ретранслятора в системе спутниковой связи и вещания в орбитальных позициях геостационарной орбиты

Задача проектной разработки состоит из трех основных этапов:

- предварительные изыскания;
- проектная разработка КА;
- разработка систем КА и его конструкции.

Выбор, разработка и определение следующих параметров являются результатом предварительных изысканий дипломного проекта. В данной работе решается задача проектной разработки, которая возникает из необходимости иметь проект космического аппарата, оптимальный во всех отношениях:

- схема полета;
- компоновочная схема КА;
- основные проектные параметры КА;
- баллистический расчёт;
- разработка технологической части проекта;
- экономический расчёт;
- безопасность жизнедеятельности;
- графические материалы.

1 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

Выведение КА с геопереходной орбиты на геостационарную орбиту при двух импульсной схеме выведения состоит из следующих этапов:

- выведение КА на геопереходную орбиту с помощью РБ;
- полет КА по переходной орбите и запуск ЖРД;
- полет КА по переходной орбите и запуск ЭРДУ;
- полет по геостационарной орбите и заключительные операции.

Обычно, при анализе орбитального движения космических аппаратов, их размеры не учитываются. Предполагается, что вся масса космического аппарата сконцентрирована в одной точке – центре массы. Движение космического аппарата рассматривается как движение материальной точки. Невозмущенное или Кеплеровское движение – это движение материальной точки, которое происходит только под действием центральной силы гравитационного притяжения. Величина этой силы обратно пропорциональна квадрату расстояния до притягивающего центра.

Практические задачи исследования околоземного космического пространства требуют выведения космических объектов на орбиты, имеющие различное наклонение к плоскости экватора. Для выведения КА на целевую орбиту необходимо осуществлять поворот плоскости орбиты, что требует дополнительных энергетических затрат. Рассмотрим некомпланарные межорбитальные перелеты между двумя круговыми орбитами ($R_{II} < R_K$).

Различными методами можно рассчитать величину, определяющую суммарное потребное импульсное приращение скорости, которое получает космический аппарат при каждом включении его двигательной установки. Эта величина наиболее полно и количественно характеризует маневры, связанные с конкретным межорбитальным перелетом. Далее рассмотрим 3 метода перелета.

Схема вывода КА показано на рисунке 1.1.

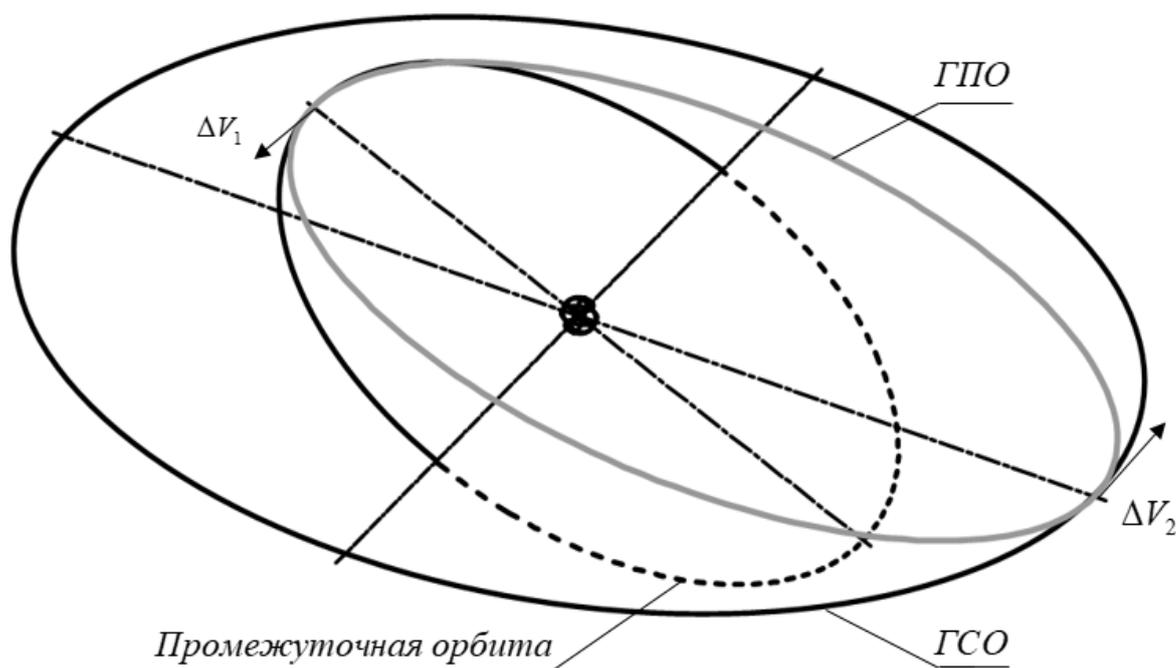


Рисунок 1.1 – Схема вывода на геостационарную орбиту

1.1 Первый метод

Согласно первому методу, первый импульс КА является трансверсальным и лежит в плоскости промежуточной орбиты. Он переводит КА с промежуточной орбиты на геостационарную (орбита цели), как показано на рисунке 1.2. Величина импульса выбирается так, чтобы апогей геопереходной орбиты касался геостационарной орбиты. Второй импульс прикладывается в момент достижения апогея и будет иметь боковую и трансверсальную составляющие.

Приращение скорости при первом включении двигательной установки КА для совершения межорбитального перелета можно определить следующим образом:

$$\Delta V_1 = V_n - V_{kp1} = \sqrt{\frac{2\mu R_K}{R_{II}(R_{II} + R_K)}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{II}}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{II}}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_K}{R_{II} + R_K}} - 1 \right), \quad (1.1)$$

где V_n – скорость в перигее ГПО;

$V_{кр1}$ – круговая скорость на промежуточной орбите;

$\mu = 398600 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли;

R_{II} – радиус промежуточной орбиты;

R_K – радиус конечной орбиты.

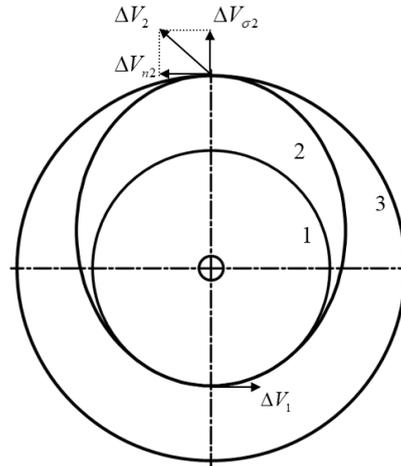


Рисунок 1.2 – Первый метод перевода КА с промежуточной орбиты на геостационарную орбиту:

1 – промежуточная орбита; 2 – геопереходная орбита; 3 – орбита цели – геостационарная.

Радиусы промежуточной и конечной орбиты определяются как сумма радиуса Земли ($6371 \cdot 10^3 \text{ м}$), и радиусов промежуточной круговой орбиты ($22000 \cdot 10^3 \text{ м}$), и конечной орбиты ($36000 \cdot 10^3 \text{ м}$) соответственно:

$$R_{II} = R_{ЗЕМЛИ} + R_{ПО} = 6371 \cdot 10^3 + 22000 \cdot 10^3 = 28371 \cdot 10^3 [\text{м}], \quad (1.2)$$

$$R_K = R_{ЗЕМЛИ} + R_{ГСО} = 6371 \cdot 10^3 + 36000 \cdot 10^3 = 42371 \cdot 10^3 [\text{м}]. \quad (1.3)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{28371 \cdot 10^3}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 42371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} - 1 \right) = 354,1639 \text{ [м/с]}.$$

Трансверсальную составляющую приращения скорости при втором включении ДУ КА для совершения межорбитального маневра можно определить следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta V_{n_2} &= V_{kp_2} \cdot \cos \alpha_2 - V_a = \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \cdot \cos \alpha_2 - \sqrt{\frac{2\mu R_{II}}{R_K(R_K + R_{II})}} = \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \cdot \left(\cos \alpha_2 - \sqrt{\frac{2R_{II}}{R_K + R_{II}}} \right), \end{aligned} \quad (1.4)$$

где V_{kp_2} – круговая скорость на конечной орбите,

V_a – скорость в апогее ГПО,

$\alpha_2 = i_1 - i_2 = 22^\circ - 0^\circ = 22^\circ$ – наклонение ГПО (22°) и ГСО (0°)

соответственно.

$$\Delta V_{n_2} = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{42371 \cdot 10^3}} \cdot \left(\cos(22^\circ) - \sqrt{\frac{2 \cdot 28371 \cdot 10^3}{42371 \cdot 10^3 + 28371 \cdot 10^3}} \right) = 96,8750 \text{ [м/с]}.$$

Боковая составляющая приращения скорости при втором импульсе КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_{\delta_2} = V_{kp_2} \cdot \sin \alpha_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \cdot \sin \alpha_2; \quad (1.5)$$

$$\Delta V_{\delta_2} = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{42371 \cdot 10^3}} \cdot \sin(22^\circ) = 1148,9727 \text{ [м/с]}.$$

Найдем приращение скорости на конечной орбите:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\Delta V_{n_2}^2 + \Delta V_{\delta_2}^2}; \quad (1.6)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{(96,8750)^2 + (1148,9727)^2} = 1153,0494 \text{ [м/с]}.$$

Суммарный потребный импульс приращения скорости КА, необходимый для перехода с ГПО на ГСО:

$$\Delta V_n = \Delta V_1 + \Delta V_2; \quad (1.7)$$

$$\Delta V_n = 354,1639 + 1153,0494 = 1507,2133 [м/с].$$

1.2 Второй метод

На рисунке 1.3 показано, что второй метод предусматривает два импульса. Первый импульс используется для перевода КА на ГПО и его поворота. Второй импульс используется для доворота плоскости ГПО и увеличения скорости КА до геостационарной круговой скорости.

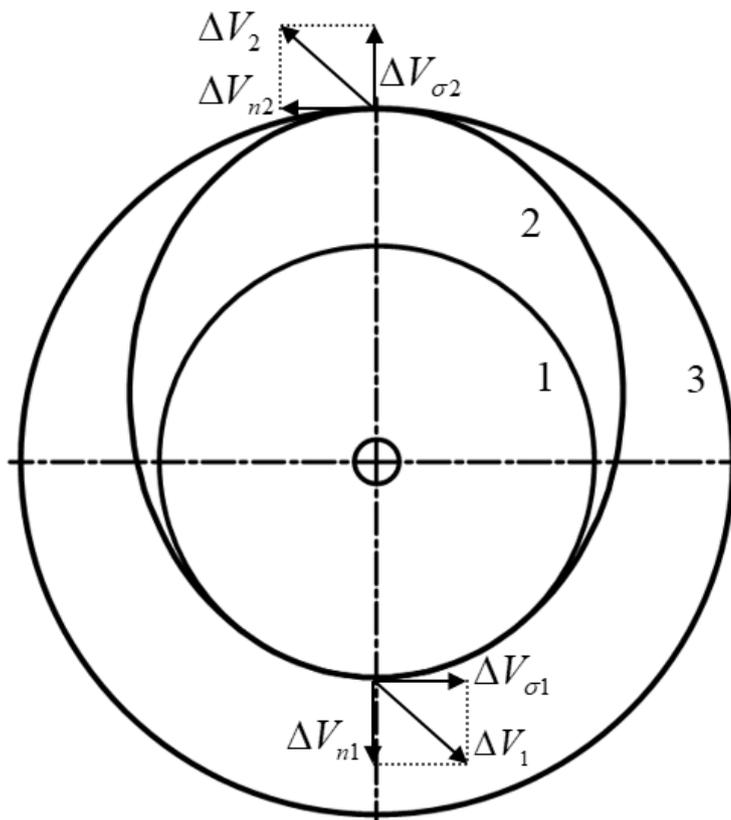


Рисунок 1.3 – Второй метод перелета КА с геопереходной орбиты на геостационарную орбиту:

1 – промежуточная орбита; 2 – геопереходная орбита; 3 – орбита цели – геостационарная

Приращение скорости при первом включении двигательной установки КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{II}}} \sqrt{\left(\sqrt{\frac{2R_K}{R_{II} + R_K}} - 1 \right)^2 + 4 \sqrt{\frac{2R_K}{R_{II} + R_K}} \cdot \sin^2 \frac{\alpha_1}{2}}, \quad (1.8)$$

где $\alpha_1 = 14,6^\circ$,

$$\begin{aligned} \Delta V_2 &= \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{28371 \cdot 10^3}} \sqrt{\left(\sqrt{\frac{2 \cdot 42371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} - 1 \right)^2 + 4 \sqrt{\frac{2 \cdot 42371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} \cdot \sin^2 \frac{14,6^\circ}{2}} = \\ &= 1057,5954 [м/с]. \end{aligned}$$

Приращение скорости при втором включении двигательной установки КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \sqrt{\left(1 - \sqrt{\frac{2R_K}{R_{II} + R_K}} \right)^2 + 4 \sqrt{\frac{2R_{II}}{R_{II} + R_K}} \cdot \sin^2 \frac{\alpha_2}{2}}, \quad (1.9)$$

где $\alpha_4 = 7^\circ$,

$$\begin{aligned} \Delta V_2 &= \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{42371 \cdot 10^3}} \sqrt{\left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 42371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} \right)^2 + 4 \sqrt{\frac{2 \cdot 28371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} \cdot \sin^2 \frac{7^\circ}{2}} = \\ &= 477,6369 [м/с]. \end{aligned}$$

Определяется суммарный импульс скорости необходимый для перехода вторым методом по формуле:

$$\Delta V_n = 1057,5954 + 477,6369 = 1535,2323 [м/с].$$

1.3 Третий метод

Согласно третьему методу расчета, первый импульс приводит к повороту плоскости ГПО так, чтобы она совпала с плоскостью конечной орбиты. В то же время, он переводит КА на переходную орбиту, апогей которой соприкасается с

конечной орбитой. Второй импульс находится в плоскости переходной орбиты и является трансверсальным. Он увеличивает скорость КА до геостационарной круговой скорости, как показано на рисунке 1.4.

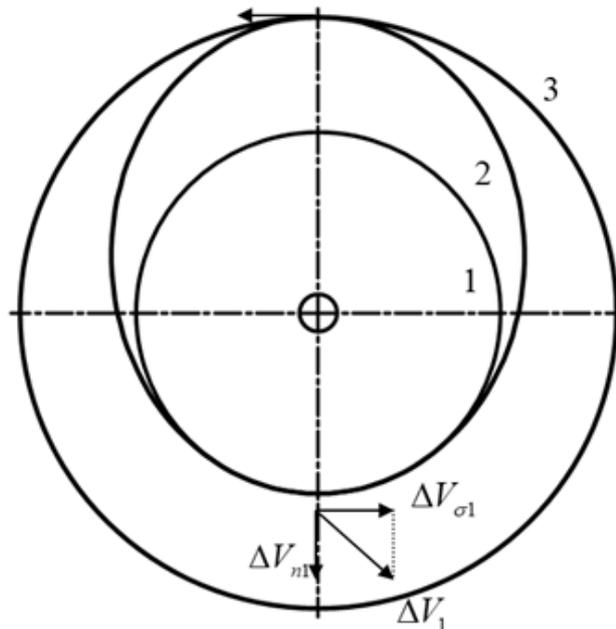


Рисунок 1.4 – Третий метод перевода КА с промежуточной орбиты на геостационарную орбиту:

1 – промежуточная орбита 2 – геопереходная орбита; 3 – орбита цели – геостационарная

Трансверсальная составляющая приращения скорости при первом включении двигательной установки КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_{n_1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{II}}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_K}{R_{II} + R_K}} \cdot \cos \alpha_1 - 1 \right), \quad (1.10)$$

где $\alpha_1 = i_1 - i_2 = 22^\circ - 0^\circ = 22^\circ$.

$$\Delta V_{n_1} = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{28371 \cdot 10^3}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 42371 \cdot 10^3}{28371 \cdot 10^3 + 42371 \cdot 10^3}} \cdot \cos(22^\circ) - 1 \right) = 55,4402 \text{ [м/с]}.$$

Боковая составляющая приращения скорости при первом импульсе КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_{\delta_1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{II}}} \cdot \sin \alpha_1, \quad (1.11)$$

$$\Delta V_{\delta_1} = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{28371 \cdot 10^3}} \cdot \sin(22^\circ) = 1404,1281 \text{ [м/с]}.$$

Приращение скорости на ГПО:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\Delta V_{n_1}^2 + \Delta V_{\delta_1}^2}, \quad (1.12)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{(55,4402)^2 + (1404,1281)^2} = 1405,2222 \text{ [м/с]}.$$

Приращение скорости при втором включении ДУ КА находится по следующей зависимости:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_K}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2R_{II}}{R_K + R_{II}}} \right), \quad (1.13)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{42371 \cdot 10^3}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 28371 \cdot 10^3}{42371 \cdot 10^3 + 28371 \cdot 10^3}} \right) = 320,2126 \text{ [м/с]}.$$

Определяется суммарный импульс скорости необходимый для перехода третьим методом по формуле:

$$\Delta V_n = 1405,2222 + 320,2126 = 1725,4348 \text{ [м/с]}.$$

Расчет импульсного приращения скорости, сообщаемого космическому аппарату при каждом включении его двигательной установки, будет произведен на основе первого метода, который является наиболее оптимальным. Этот метод приводит к наименьшему приращению скорости (энергетическим затратам), что

в свою очередь приводит к уменьшению массы ракетного топлива, тяги ДУ и временных затрат.

Данные, полученные из расчетов по первому методу, будут положены в основу для дальнейших расчетов основных проектных параметров, массово–энергетических и объемно–геометрических характеристик КА.

Результаты расчетов приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Результаты баллистического расчета КА

Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения		
			I метод	II метод	III метод
Радиус ГПО	R_{II}	m	$28371 \cdot 10^3$		
Радиус ГСО	R_K	m	$42371 \cdot 10^3$		
Приращения скорости при первом импульсе	ΔV_1	m/c	354,1639	1057,5954	1405,2222
Приращения скорости при втором импульсе	ΔV_2	m/c	1153,0494	477,6369	320,2126
Суммарное импульсное приращение скорости	ΔV_{Σ}	m/c	1507,2133	1535,2323	1725,4348

1.4 Расчет параметров траектории полета

Для расчёта параметров траектории полёта примем следующие допущения:

– Земля принимается за сферическое тело, и сила земного тяготения в любой точке орбиты направлена к центру Земли, ее величина определяется законом Ньютона, а тяга бортового двигателя космического аппарата проявляется в виде импульса;

– ГПО и ГСО являются круговыми и некомпланарными;

– за систему координат принимается оскулирующая система координат $Ox_{\omega}y_{\omega}z_{\omega}$ относительно прямоугольной системы координат (рисунок 1.5).

где $fM = 398600$ – гравитационный параметр Земли, км³/с²;

r – радиус орбиты, который вычисляется по формуле:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \quad (1.15)$$

$\omega = 7,292115$ – угловая скорость вращения Земли, рад/с.

Для ранее записанной системы уравнения, необходимо решить задачу Коши для обыкновенных дифференциальных уравнений, таким образом можно определить параметры движения космического аппарата.

Выбираем численный метод интегрирования уравнений движения – метод Рунге–Кутты.

Дифференциальное уравнение в общем виде может быть представлено в виде:

$$\frac{dy}{dx} = f(x, y), \quad (1.16)$$

$$\begin{cases} x = x_0 \\ y(x_0) = y_0 \end{cases}. \quad (1.17)$$

Уравнение в конечных разностях:

$$\Delta y_i = \frac{1}{6} \cdot (K_1 + 2 \cdot K_2 + 2 \cdot K_3 + K_4), \quad (1.18)$$

$$K_1 = h \cdot f(x_i, y_i); \quad (1.19)$$

$$K_2 = h \cdot f\left(x_i + \frac{1}{2} \cdot h, y_i + \frac{1}{2} \cdot K_1\right); \quad (1.20)$$

$$K_3 = h \cdot f \left(x_i + \frac{1}{2} \cdot h, y_i + \frac{1}{2} \cdot K_2 \right); \quad (1.21)$$

$$K_4 = h \cdot f(x_i + h, y_i + K_3); \quad (1.22)$$

где h – шаг интегрирования.

$$h = \Delta x = x_{i+1} - x_i; \quad (1.23)$$

$$x_{i+1} = x_i + h; \quad (1.24)$$

$$\Delta y = y \cdot (x_i + h) - y(x_i) = y_{i+1} - y_i. \quad (1.25)$$

Исходными данными для проведения расчета параметров переходной орбиты КА являются:

- высота апогея $H_a=36000$ км;
- высота перигея $H_\pi=36000$ км;
- наклонение ГСО $i=0^0$;
- наклонение ГПО $i=22^0$;
- эксцентриситет $e = 0$;
- шаг интегрирование $h=100$ с.

Высоты отсчитываются от радиуса Земли $R_3=6371$ км

Результаты расчета перехода до геостационарной орбиты ($R=36000$ км) приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Результаты расчета представлены в ОГСК

t, с	x, км	y, км	z, км	Vx, км/с	Vy, км/с	Vz, км/с	V, км/с	H, км
0	34742,0	0,0	0,0	0,0000	1,4040	-0,9417	1,6906	28371,0
200	34741,8	280,8	-188,3	-0,0016	1,4038	-0,9416	1,6903	28372,5
400	34741,4	561,5	-376,6	-0,0033	1,4030	-0,9412	1,6895	28376,9
600	34740,5	841,9	-564,8	-0,0048	1,4016	-0,9407	1,6881	28384,2
800	34739,4	1122,1	-752,9	-0,0064	1,3998	-0,9400	1,6861	28394,6

Продолжение таблицы 1.2

t, с	x, км	y, км	z, км	V _x , км/с	V _y , км/с	V _z , км/с	V, км/с	H, км
1000	34738,0	1401,8	-940,8	-0,0079	1,3974	-0,9391	1,6836	28407,8
1200	34736,2	1681,0	-1128,5	-0,0094	1,3945	-0,9380	1,6806	28424,0
1400	34734,2	1959,6	-1316,0	-0,0108	1,3910	-0,9367	1,6770	28443,1
1600	34731,9	2237,4	-1503,2	-0,0121	1,3871	-0,9352	1,6729	28465,1
1800	34729,4	2514,3	-1690,1	-0,0133	1,3826	-0,9335	1,6683	28490,0
2000	34726,6	2790,4	-1876,6	-0,0145	1,3776	-0,9317	1,6631	28517,7
2200	34723,6	3065,4	-2062,7	-0,0155	1,3721	-0,9296	1,6574	28548,3
2400	34720,4	3339,2	-2248,4	-0,0164	1,3661	-0,9274	1,6513	28581,7
2600	34717,1	3611,8	-2433,7	-0,0172	1,3596	-0,9251	1,6446	28617,8
2800	34713,5	3883,0	-2618,4	-0,0178	1,3527	-0,9225	1,6374	28656,6
3000	34709,9	4152,8	-2802,7	-0,0183	1,3452	-0,9199	1,6298	28698,2
3200	34706,2	4421,1	-2986,4	-0,0186	1,3373	-0,9171	1,6217	28742,5
3400	34702,5	4687,7	-3169,5	-0,0188	1,3290	-0,9141	1,6131	28789,3
3600	34698,7	4952,6	-3352,0	-0,0188	1,3201	-0,9111	1,6041	28838,8
3800	34695,0	5215,7	-3533,9	-0,0186	1,3109	-0,9079	1,5947	28890,8
4000	34691,3	5477,0	-3715,2	-0,0182	1,3012	-0,9047	1,5849	28945,4
4200	34687,7	5736,2	-3895,8	-0,0176	1,2911	-0,9013	1,5747	29002,4
4400	34684,3	5993,3	-4075,7	-0,0168	1,2805	-0,8979	1,5640	29061,9
4600	34681,0	6248,4	-4255,0	-0,0157	1,2696	-0,8944	1,5531	29123,7
4800	34678,0	6501,2	-4433,5	-0,0145	1,2582	-0,8909	1,5418	29188,0
5000	34675,3	6751,6	-4611,3	-0,0130	1,2465	-0,8873	1,5301	29254,5
5200	34672,9	6999,7	-4788,4	-0,0112	1,2344	-0,8837	1,5182	29323,3
5400	34670,8	7245,4	-4964,8	-0,0092	1,2220	-0,8800	1,5059	29394,3
5600	34669,2	7488,5	-5140,4	-0,0069	1,2092	-0,8764	1,4934	29467,5
5800	34668,1	7729,1	-5315,3	-0,0044	1,1961	-0,8728	1,4806	29542,9
6000	34667,4	7966,9	-5489,5	-0,0016	1,1826	-0,8692	1,4676	29620,4
6200	34667,4	8202,1	-5663,0	0,0015	1,1688	-0,8656	1,4544	29700,0
6400	34668,1	8434,4	-5835,8	0,0049	1,1547	-0,8621	1,4410	29781,6
6600	34669,4	8664,0	-6007,8	0,0085	1,1404	-0,8586	1,4275	29865,2
6800	34671,5	8890,6	-6179,2	0,0125	1,1257	-0,8552	1,4138	29950,8
7000	34674,4	9114,2	-6349,9	0,0168	1,1108	-0,8519	1,4000	30038,4
7200	34678,2	9334,9	-6520,0	0,0214	1,0956	-0,8487	1,3861	30127,8
7400	34683,0	9552,5	-6689,4	0,0264	1,0802	-0,8457	1,3721	30219,2
7600	34688,8	9767,0	-6858,3	0,0317	1,0645	-0,8427	1,3581	30312,4
7800	34695,7	9978,3	-7026,5	0,0373	1,0487	-0,8400	1,3441	30407,5
8000	34703,8	10186,4	-7194,3	0,0433	1,0326	-0,8373	1,3301	30504,5
8200	34713,1	10391,3	-7361,5	0,0496	1,0163	-0,8349	1,3162	30603,2
8400	34723,6	10592,9	-7528,2	0,0563	0,9998	-0,8327	1,3023	30703,8
8600	34735,6	10791,2	-7694,6	0,0634	0,9831	-0,8307	1,2886	30806,2
8800	34749,0	10986,1	-7860,5	0,0709	0,9663	-0,8289	1,2751	30910,4

Продолжение таблицы 1.2

t, с	x, км	y, км	z, км	V _x , км/с	V _y , км/с	V _z , км/с	V, км/с	H, км
9000	34764,0	11177,7	-8026,1	0,0788	0,9493	-0,8273	1,2617	31016,4
9200	34780,6	11365,9	-8191,5	0,0871	0,9322	-0,8261	1,2486	31124,2
9400	34798,9	11550,6	-8356,6	0,0958	0,9150	-0,8251	1,2358	31233,9
9600	34818,9	11731,9	-8521,5	0,1049	0,8976	-0,8244	1,2232	31345,4
9800	34840,9	11909,6	-8686,4	0,1145	0,8801	-0,8240	1,2111	31458,8
10000	34864,7	12083,9	-8851,1	0,1245	0,8625	-0,8240	1,1993	31574,0
10200	34890,7	12254,6	-9016,0	0,1350	0,8449	-0,8243	1,1880	31691,2
10600	34949,1	12585,5	-9346,0	0,1573	0,8093	-0,8260	1,1670	31931,6
10800	34981,7	12745,6	-9511,3	0,1693	0,7914	-0,8275	1,1575	32054,8
11000	35016,8	12902,0	-9677,0	0,1817	0,7735	-0,8294	1,1486	32180,1
11200	35054,4	13054,9	-9843,1	0,1947	0,7555	-0,8318	1,1404	32307,6
11400	35094,7	13204,3	-10009,7	0,2082	0,7375	-0,8346	1,1331	32437,3
11600	35137,8	13350,0	-10177,0	0,2223	0,7195	-0,8379	1,1266	32569,4
11800	35183,7	13492,1	-10344,9	0,2370	0,7015	-0,8417	1,1210	32703,8
12000	35232,6	13630,5	-10513,7	0,2523	0,6834	-0,8461	1,1165	32840,7
12200	35284,6	13765,4	-10683,4	0,2681	0,6654	-0,8510	1,1131	32980,2
12400	35339,9	13896,7	-10854,2	0,2847	0,6474	-0,8565	1,1108	33122,4
12600	35398,5	14024,4	-11026,1	0,3018	0,6295	-0,8626	1,1097	33267,3
12800	35460,7	14148,5	-11199,2	0,3197	0,6115	-0,8694	1,1099	33415,2
13000	35526,4	14269,0	-11373,8	0,3382	0,5936	-0,8768	1,1115	33566,2
13200	35596,0	14386,0	-11550,0	0,3575	0,5758	-0,8848	1,1146	33720,3
13400	35669,5	14499,4	-11727,8	0,3775	0,5581	-0,8936	1,1191	33877,7
13600	35747,0	14609,2	-11907,5	0,3983	0,5404	-0,9031	1,1253	34038,6
13800	35828,8	14715,5	-12089,1	0,4198	0,5228	-0,9134	1,1331	34203,2
14000	35915,0	14818,3	-12272,9	0,4422	0,5053	-0,9245	1,1426	34371,6
14200	36005,8	14917,6	-12459,0	0,4655	0,4878	-0,9364	1,1539	34544,0
14400	36101,3	15013,5	-12647,5	0,4897	0,4705	-0,9492	1,1671	34720,6
14600	36201,7	15105,9	-12838,7	0,5147	0,4533	-0,9628	1,1822	34901,6
14800	36307,2	15194,8	-13032,7	0,5408	0,4363	-0,9774	1,1992	35087,3
15000	36418,1	15280,4	-13229,7	0,5678	0,4194	-0,9929	1,2182	35277,9
15200	36534,4	15362,6	-13429,9	0,5958	0,4026	-1,0095	1,2394	35473,6
15400	36656,4	15441,4	-13633,6	0,6249	0,3859	-1,0270	1,2626	35674,6
15600	36784,4	15517,0	-13840,8	0,6551	0,3695	-1,0457	1,2881	35881,3
15800	36918,5	15589,2	-14051,9	0,6864	0,3531	-1,0655	1,3157	36094,0
16000	37059,0	15658,2	-14267,1	0,7189	0,3370	-1,0864	1,3456	36312,9
16200	37206,2	15724,1	-14486,5	0,7526	0,3210	-1,1085	1,3778	36538,3
16400	37360,2	15786,7	-14710,5	0,7876	0,3053	-1,1319	1,4124	36770,6
16600	37521,3	15846,2	-14939,4	0,8240	0,2897	-1,1566	1,4493	37010,1
16800	37689,8	15902,6	-15173,2	0,8617	0,2743	-1,1826	1,4887	37257,2
17000	37866,0	15955,9	-15412,5	0,9008	0,2592	-1,2100	1,5306	37512,3

Продолжение таблицы 1.2

t, с	x, км	y, км	z, км	V _x , км/с	V _y , км/с	V _z , км/с	V, км/с	H, км
17200	38050,2	16006,3	-15657,3	0,9414	0,2442	-1,2388	1,5750	37775,8
17400	38242,7	16053,6	-15908,1	0,9835	0,2295	-1,2692	1,6220	38048,0
17600	38443,7	16098,1	-16165,1	1,0272	0,2150	-1,3011	1,6716	38329,4
17800	38653,7	16139,7	-16428,7	1,0726	0,2008	-1,3347	1,7240	38620,4
18000	38872,9	16178,4	-16699,1	1,1197	0,1868	-1,3699	1,7791	38921,6
18200	39101,6	16214,4	-16976,7	1,1685	0,1730	-1,4069	1,8370	39233,4
18400	39340,4	16247,7	-17261,9	1,2192	0,1595	-1,4457	1,8979	39556,4
18600	39589,4	16278,3	-17555,1	1,2718	0,1463	-1,4864	1,9617	39891,0
18800	39849,2	16306,2	-17856,6	1,3264	0,1333	-1,5290	2,0285	40237,8
19000	40120,1	16331,6	-18166,8	1,3831	0,1206	-1,5736	2,0985	40597,5
19200	40402,6	16354,5	-18486,2	1,4418	0,1082	-1,6204	2,1717	40970,5
19400	40697,0	16374,9	-18815,1	1,5029	0,0961	-1,6693	2,2482	41357,6
19600	41003,8	16392,9	-19154,0	1,5662	0,0842	-1,7205	2,3281	41759,3
19800	41323,6	16408,6	-19503,4	1,6318	0,0726	-1,7741	2,4115	42176,4

$$t (с) = 19886 с;$$

$$H (км) = 42371 км.$$

Вывод: В процессе баллистического расчета КА были определены приращения скорости, необходимые для перевода с ГПО на орбиту цели – ГСО. Рассчитали параметры траектории полета (t , P , Ω , i , E , ω , v , $R(t)$) – время, фокальный параметр, долгота восходящего узла, угол наклона орбиты, эксцентриситет, аргумент перигея, истинная аномалия, радиус, что за время $t = 19886$ секунд происходит переход с геопереходной орбиты на геостационарную орбиту.

2 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

2.1 Расчет основных проектных параметров

Нахождение сочетания основных проектных параметров, которое гарантирует достижение основной цели полета - вывод заданного полезного груза на целевую орбиту с фиксированными параметрами, осуществляется путем выбора оптимальных значений с учетом ограничений, таких как габариты космического аппарата и тип используемых двигательных систем. В результате, определяется экстремальное значение критерия совершенства космического аппарата.

Основными проектными параметрами КА будем считать:

μ_k – относительная конечная масса,

n_0 – начальная тяговооруженность,

m_0 – стартовая масса КА,

$P_{y\delta.n}$ – удельная пустотная тяга.

Задачей разрабатываемого в проекте КА является доставка ПН с ГПО высотой $H = 22\ 000$ км и наклоном $i = 22^\circ$ на ГСО высотой $H = 36\ 000$ км и наклоном $i = 0^\circ$.

Теперь, когда известна расчетная схема перехода следующими характеристиками, определяем по формулам (2.1 – 2.6) гравитационные потери и потери на управление, а также активное время работы ДУ:

$$\Delta V_1 = 354,1639 [м/с],$$

$$\Delta V_2 = 1153,0494 [м/с].$$

Удельный импульс ДУ КА:

$$J_{y\delta} = J_{y\delta}^* \cdot \phi_{упр} \cdot \phi_{\Pi}, \quad (2.1)$$

где $\phi_{упр}$ – коэффициент, учитывающий потери на управление, $\phi_{упр} = 0.99$;

φ_{Π} – коэффициент, учитывающий потери при подаче топлива,
 $\varphi_{\Pi} = 0.95 - 0.0004 p_{\kappa}^{0.6} = 0.985 - 0.0004 \cdot 600^{0.6} = 0.963$.

$$J_{y\partial}^* = J_{y\partial}^p + \frac{RT_{\kappa}}{g_0 \cdot J_{y\partial}^p} \left(\frac{p_a}{p_{\kappa}} \right)^{(k-1)/k}, \quad (2.2)$$

где R – газовая постоянная, $R = 380$ [Дж/(кг К)];

T_{κ} – температура в камере двигателя, $T_{\kappa} = 3360$ [К];

g_0 – ускорение свободного падения, $g_0 = 9.81$ [м/с²];

p_a – давление на срезе сопла, $p_a = 0.6$ [Н/см²];

p_{κ} – давление в камере двигателя, $p_{\kappa} = 600$ [Н/см²];

k – адиабатический коэффициент, $k = 1.23$.

$$J_{y\partial}^p = 0.95 J_{y\partial.cm} + 206 + 0.76 p_{\kappa} - 0.0003 p_{\kappa}^2 - 70 p_a + 2.54 p_a^2, \quad (2.2.1)$$

где $J_{y\partial.cm}$ – удельный импульс ДУ, $J_{y\partial.cm} = 2629$ [м/с].

$$J_{y\partial}^p = 0.95 \cdot 2629 + 206 + 0.76 \cdot 600 - 0.0003 \cdot 600^2 - 70 \cdot 0.6 + 2.54 \cdot 0.6^2 = 3010.46 \text{ [м/с]},$$

$$J_{y\partial}^* = 3010.46 + \frac{380 \cdot 3360}{9.81 \cdot 3010.46} \left(\frac{0.6}{600} \right)^{(1.23-1)/1.23} = 3022.336 \text{ [м/с]},$$

$$J_{y\partial} = 3022.336 \cdot 0.99 \cdot 0.96 = 2872.428 \text{ [м/с]},$$

n_0 – тяговооруженность, $n_0 = 0,3 \div 0,7$.

Потери скорости на гравитацию:

$$\Delta V_{gj} = 0,217 \cdot \frac{(I_{y\partial})^{0,67}}{n_{0j}^2} \cdot f(\bar{V}_j), \quad (2.3)$$

где $f(\bar{V}_j)$ – коэффициент приращения скорости при j -ом импульсе,

$$f(\bar{V}_j) = 1,1(\bar{V}_j)^3, \quad (2.4)$$

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

$$\bar{V}_1 = \frac{\Delta V_1}{V_n}, \quad \bar{V}_2 = \frac{\Delta V_2}{V_a}, \quad (2.5)$$

где V_n – скорость в перигее переходной орбиты, $V_n = 4102,4378$ [м/с];

V_a – скорость в апогее переходной орбиты, $V_a = 2746,9322$ [м/с].

Находим приращения скорости при j – ом импульсе:

$$\bar{V}_1 = \frac{354,1639}{4102,4378} = 0,0863,$$

$$\bar{V}_2 = \frac{1153,0494}{2746,9322} = 0,4197.$$

Найденные значения приращения скорости:

$$f(\bar{V}_1) = 1,1(0,0863)^3 = 0,0007,$$

$$f(\bar{V}_2) = 1,1(0,4197)^3 = 0,0813.$$

Принимаем оптимальное значение тяговооруженности, а именно:

$$n_0 = 0,3.$$

Подставляя все найденные значения находим значения ΔV_{gj} при j – ом импульсе:

$$\Delta V_{g1} = 0,217 \cdot \frac{(2872,428)^{0,67}}{0,3^2} \cdot 0,0007 = 0,3502 \text{ [м/с]},$$

$$\Delta V_{g2} = 0,217 \cdot \frac{(2872,428)^{0,67}}{0,3^2} \cdot 0,0813 = 40,6756 \text{ [м/с]}.$$

Время работы ДУ при выполнении j – го маневра.

Время работы ЖРД при выполнении первого маневра:

$$t_{n1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{V_1}{I_{y\partial}}\right)\right] \cdot I_{y\partial}}{n_0 \cdot g_0}, \quad (2.6)$$

$$t_{n1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{354,1639}{2872,428}\right)\right] \cdot 2872,428}{0,3 \cdot 9,81} = 113,2194 [c].$$

Время работы ЭРД при выполнении второго маневра:

$$t_{n2} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{V_2}{I_{y\partial}}\right)\right] \cdot I_{y\partial} \cdot m_0}{P}, \quad (2.7)$$

где $P_{ЭРД} = 0,3320 [H]$ – суммарная тяга ЭРДУ;

$I_{y\partial ЭРД} = 1600 [c]$ – удельный импульс ЭРДУ.

$$t_{n2} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{1153,0494}{1600}\right)\right] \cdot 1600 \cdot 3000}{0,3320} = 7425063 [c] \approx 86 [d].$$

Суммарное время работы ДУ:

$$t_{\Sigma} = t_{n1} + t_{n2}, \quad (2.8)$$

$$t_{\Sigma} = 113,2194 + 7425063 = 7425176 [c].$$

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

$$\Delta V_{yпр.j} = 0,01(\Delta V_{gj} + \Delta V_j). \quad (2.9)$$

Потери скорости на управление вектором тяги ЖРД:

$$\Delta V_{\text{уп.1}} = 0,01(0,3502 + 354,1639) = 3,5451 \text{ [м/с]}.$$

Потери скорости на управление вектором тяги ЭРДУ:

$$\Delta V_{\text{уп.2}} = 0,01(40,6756 + 1153,0494) = 11,9372 \text{ [м/с]}.$$

Значение приращения характеристической скорости определяется по формуле:

$$\Delta V_x = \sum_{j=1}^d \Delta V_j + \sum_{j=1}^d \Delta V_{g_j} + \sum_{j=1}^d \Delta V_{\text{уп.}j}, \quad (2.10)$$

$$\Delta V_x = 354,1639 + 1153,0494 + 0,3502 + 40,6756 + 3,5451 + 11,9372 = 1563,7214 \text{ [м/с]}.$$

Результаты расчетов основных проектных параметров сводим в таблицу 2.1.

Таблица 2.1 – Результаты расчетов основных проектных параметров

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Гравитационные потери скорости при первом маневре	ΔV_{g_1}	0,3502	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$
Гравитационные потери скорости при втором маневре	ΔV_{g_2}	40,6756	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$
Суммарное время работы ДУ	t_{Σ}	7425176	с
Приращение характеристической скорости	ΔV_x	1563,7214	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$

2.2 Массово–энергетические характеристики

На всех этапах испытаний и в процессе эксплуатации в натуральных условиях, система электроснабжения (СЭС) обеспечивает электропитание

бортового служебного оборудования КА и аппаратуры бортового ретрансляционного комплекса постоянным током.

В составе СЭС присутствуют:

- фотоэлектрическая батарея, которая расположена на двух крыльях СБ;
- батарея аккумуляторная;
- блок аппаратуры регулирования и контроля СЭС.

Мощность, потребляемая системой электропитания, определяется потребляемой мощностью бортовых систем:

$$E_{КА} = P_{ПН} \cdot t + P_{БСО} \cdot t + P_{ЭРД} \cdot t, \quad (2.11)$$

где $P_{ПН} = 1,1 [кВт]$ – потребляемая мощность полезной нагрузки;

$P_{БСО} = 0,9 [кВт]$ – потребляемая мощность бортового служебного оборудования;

$P_{ЭРД} = 1,221 [кВт]$ – потребляемая мощность СПД;

$t = 6 \text{ лет} = 52560 \text{ часов}$ – срок активного существования, тогда:

$$E_{КА} = 1100 \cdot 52560 + 900 \cdot 52560 + 1221 \cdot 52560 = 170 \cdot 10^6 [Вт \cdot ч].$$

Для дальнейшего решения данной задачи необходимы следующие исходные данные:

ΔV_x – значение приращения характеристической скорости;

$I_{уд}$ – значение удельного импульса в пустоте;

m_0 – стартовая масса КА и ПН.

$$\Delta V_x = 1563,7214 [м/с],$$

$$I_{уд} = 2872,428 [Н].$$

Определяем относительную конечную массу КА по формуле:

$$\mu_k = \exp\left(-\frac{\Delta V_x}{I_{y\partial}}\right), \quad (2.12)$$

$$\mu_k = \exp\left(-\frac{1563,7214}{2872,428}\right) = 0,5802,$$

$$\mu_{nz}^0 = \mu_k^0 (1 + \alpha_{T.O.}) - \gamma_0 n_0 - \alpha_{T.O.} - \mu_{np} = 0,4428. \quad (2.13)$$

Начальная стартовая масса КА:

$$m_0 = \frac{m_{П.Г.}}{\mu_{П.Г.}} = \frac{3000}{0,4428} = 6774,8369 \text{ [кг]}. \quad (2.14)$$

Масса запаса рабочего тела ЖРД КА, необходимая для выполнения первого маневра, определяется по формуле:

$$m_{pm} = m_0 \cdot (1 - \mu_k); \quad (2.15)$$

$$m_{pm} = 6774,8369 \cdot (1 - 0,8840) = 785,6465 \text{ [кг]}.$$

Рабочий запас горючего определяется:

$$m_2 = \frac{m_{pm}}{(K + 1)}, \quad (2.16)$$

где K – соотношение компонентов топлива, $K = 2,765$;

$$m_2 = \frac{785,6465}{(2,765 + 1)} = 208,6710 \text{ [кг]}.$$

Рабочий запас окислителя определяется:

$$m_{ок} = \frac{m_{pm} \cdot K}{(K + 1)}; \quad (2.17)$$

$$m_{ок} = \frac{785,6465 \cdot 2,765}{(2,765 + 1)} = 576,9754 \text{ [кг]}.$$

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

$$\mu_{kj} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{nj} + \Delta V_{gj} + \Delta V_{ynpj}}{I_{y\delta}}\right). \quad (2.18)$$

Относительная конечная масса КА после проведения первого маневра:

$$\mu_{k_1} = \exp\left(-\frac{354,1639 + 0,3502 + 3,5451}{2872,428}\right) = 0,8828.$$

Относительная конечная масса КА после проведения второго маневра:

$$\mu_{k_2} = \exp\left(-\frac{1153,0494 + 40,6756 + 11,9372}{20300}\right) = 0,9423.$$

Масса КА после каждого импульса:

$$m_{kj} = \mu_{kj} \cdot m_{0j}; \quad (2.19)$$

$$m_{k_1} = 0,8828 \cdot 6774,8369 = 5980,8260 \text{ [кг]};$$

$$m_{k_2} = 0,9423 \cdot 5980,8260 = 5636,1380 \text{ [кг]}.$$

Тяга двигателя КА при j -ом маневре:

$$P_j = g_0 \cdot m_{0j} \cdot n_{0j}; \quad (2.20)$$

$$P_1 = 9,81 \cdot 6774,8369 \cdot 0,3 = 19938,34 [H];$$

$$P_2 = 9,81 \cdot 5980,8260 \cdot 0,3 = 17601,57 [H].$$

Масса остатков ракетного топлива ЖРД:

$$m_{ост} = 0,015 \cdot m_{pm}; \quad (2.21)$$

$$m_{ост} = 0,015 \cdot 785,6465 = 11,7847 [кг].$$

Масса испарившегося рабочего тела ЖРД:

$$m_{исп} = 0,01 \cdot m_{pm}; \quad (2.22)$$

$$m_{исп} = 0,01 \cdot 785,6465 = 7,8564 [кг].$$

Масса ракетного топлива, затраченного на достартовые выбросы:

$$m_{m.выб.j} = 0,8 \cdot \frac{P_j}{I_{y\delta}}; \quad (2.23)$$

$$m_{m.выб.} = 0,8 \cdot \frac{19938,34}{2872,428} = 5,5530 [кг].$$

Секундный расход топлива ЖРД:

$$\dot{m}_j = \frac{m_{0j} - m_{kj} - m_{m.выб.}^j}{t_{nj}}; \quad (2.24)$$

$$\dot{m} = \frac{6774,8369 - 5980,8260 - 5,5530}{113,2194} = 6,9639 [кг/с].$$

Масса гарантийного запаса топлива ЖРД:

$$m_{2.3} = 1,5 \cdot \dot{m} , \quad (2.25)$$

$$m_{2.3} = 1,5 \cdot 6,9639 = 10,4458 \text{ [кг]}.$$

Объем компонентов топлива ЖРД:

$$V_{ок} = \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}}; \quad (2.26)$$

$$V_{ок} = \frac{576,9754}{1443} = 0,3998 \text{ [м}^3\text{]};$$

$$V_2 = \frac{m_2}{\rho_2}; \quad (2.27)$$

$$V_2 = \frac{208,6710}{786} = 0,2655 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Масса испарившегося топлива на первом участке свободного полета, масса выброса топлива в процессе захлаживания и запуск ДУ определяют массу достартовых потерь топлива.

Достартовый расход топлива:

$$m_{рт.j} = m_{исп} + m_{т.выб.j}; \quad (2.28)$$

$$m_{рт.} = 7,8564 + 5,5530 = 13,4094 \text{ [кг]}.$$

Масса запаса рабочего тела ЭРДУ КА, необходимая для выполнения второго маневра

Определение электрической мощности выведения КА на ГСО с помощью электрической двигательной установки.

Удельный импульс определим из выражения:

$$I_s = \sqrt{\frac{2\eta t_s}{\alpha}}, \quad (2.29)$$

где $\eta = 0,5$ – КПД ЭРДУ;

$t_s = 7425063 [c]$ – время перехода КА на ЭРДУ.

$$I_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,5 \cdot 7425063}{6,3}} = 1085 [c].$$

Вычисляем потребную электрическую мощность ЭРДУ:

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{F \cdot I_s}{2\eta} \quad (2.30)$$

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{8,3 \cdot 10^{-1} \cdot 1085}{2 \cdot 0,5} = 0,9005 [\text{кВт}].$$

Чтобы гарантировать продолжительную и эффективную работу электроракетных двигателей (ЭРД), критически важно включить достаточное количество рабочего вещества в их конструкцию. Это требует знания о том, как быстро рабочее тело расходуется в процессе работы двигателя. Индикатором этой скорости может служить величина ионного тока, однако это не дает полной картины, так как не все потребленное рабочее тело выходит из двигателя в форме ионного потока. Дело в том, что некоторые частицы не подвергаются ионизации внутри газоразрядной камеры и остаются нейтральными, проходя через систему ионно-оптических электродов. Эффективность использования рабочего тела измеряется коэффициентом эффективности использования, обозначаемым как η_m . Этот коэффициент, который в реальных условиях колеблется между 0,8 и 0,9, позволяет оценить, насколько эффективно используется рабочее тело. Определение оптимального значения η_m предполагает точный расчет реального расхода рабочего тела в единицу времени.

Секундный расход рабочего тела (ксенон) ЭРДУ:

$$\dot{m}_{\text{ЭРД}} = \left(\frac{1}{\eta_{\text{М}}} + \frac{e \cdot m_s}{m_i} \right) \cdot I_s; \quad (2.31)$$

$$\dot{m}_{\text{ЭРД}} = \left(\frac{1}{0.9} + \frac{1.6 \cdot 10^{-19} \cdot 2 \cdot 10^{-7}}{131 \cdot 1.67 \cdot 10^{-27}} \right) \cdot 1085 \approx 1.3642 \cdot 10^3 \text{ [м/с]},$$

где e – заряд электрона ($1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл);

m_i – масса иона (для ксенона $m_i = 218 \cdot 10^{-27}$ кг).

$$m_{\text{эд}} = \frac{F}{\eta_{\text{М}} \cdot V_i}; \quad (2.32)$$

$$m_{\text{эд}} = \frac{8.3 \cdot 10^{-1}}{0,9 \cdot 1,3642 \cdot 10^3} = 1,9 \cdot 10^{-5} \text{ [кг/с]}.$$

где $m_{\text{эд}}$ – реальный секундный расход рабочего тела.

Рабочий запас ксенона ЭРДУ:

$$m_{\text{Xe}} = m_{\text{эд}} t_{\text{раб}} k_{\text{рт}}; \quad (2.33)$$

$$m_{\text{Xe1}} = 1,9 \cdot 10^{-5} \cdot 7425063 \cdot 1,03 = 145,3481 \cong 146 \text{ [кг]},$$

где $k_{\text{рт}}$ – коэффициент, учитывающий потерю рабочего тела при хранении ($k_{\text{рт}} \sim 1,01 \div 1,05$), принимаем равным 1,03.

Масса запаса рабочего тела ЭРДУ, потребная для управления положением и координации орбиты КА на ГСО.

Удельный импульс определим:

$$I_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 0.5 \cdot 189216000}{6.3}} = 5480 \text{ [с]}.$$

Вычисляем потребную электрическую мощность ЭРДУ:

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{8,3 \cdot 10^{-1} \cdot 5480}{2 \cdot 0,5} = 4,5486 \text{ [кВт]}.$$

Секундный расход рабочего тела ЭРДУ определим:

$$\dot{m}_{\text{ЭРД}} = \left(\frac{1}{0,9} + \frac{1,6 \cdot 10^{-19} \cdot 2 \cdot 10^{-7}}{131 \cdot 1,67 \cdot 10^{-27}} \right) \cdot 5480 \approx 6,8901 \cdot 10^3 \text{ [м/с]};$$

$$m_{\text{эо}} = \frac{8,3 \cdot 10^{-2}}{0,9 \cdot 6,8901 \cdot 10^3} = 3,28 \cdot 10^{-7} \text{ [кг/с]}.$$

Рабочий запас ксенона ЭРДУ определим:

$$m_{\text{Xe2}} = 3,28 \cdot 10^{-7} \cdot 189216000 \cdot 1,03 = 63,3481 \cong 64 \text{ [кг]}.$$

Суммарная масса ракетного топлива находится по формуле (2.34):

$$m_{\text{pm}\Sigma} = m_{\text{pm}} + m_{\text{исн}} + m_{\text{м.выб.}} + m_{\text{осн}} + m_{\text{г.з}} + m_{\text{Xe1}} + m_{\text{Xe2}}, \quad (2.34)$$

$$m_{\text{pm}\Sigma} = 785,6465 + 7,8564 + 5,5530 + 11,7847 + 10,4458 + 146 + 64 = 1031,2864 \text{ [кг]}.$$

Масса топливного отсека, а также удельный вес топливного отсека определим по формулам (2.35) и (2.36):

$$m_{\text{мо}} = 200 + \frac{m_{\text{pm}\Sigma} \cdot 80,5}{\rho_m}, \quad (2.35)$$

где ρ_m – средняя плотность ракетного топлива, $\rho_m = 1181 \text{ [кг/м}^3\text{]}$;

$$m_{\text{мо}} = 200 + \frac{1031,2864 \cdot 80,5}{1181} = 270,2951 \text{ [кг]}.$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{\text{мо}} = \frac{m_{\text{мо}} + m_{\text{осн}} + m_{\text{г.з}}}{m_{\text{pm}\Sigma}}; \quad (2.36)$$

$$a_{mo} = \frac{270,2951 + 11,7847 + 10,4458}{1031,2864} = 0,2836.$$

Масса системы управления полетом КА:

$$m_{cy} = m_{ann} + m_{cno}, \quad (2.37)$$

где m_{ann} – масса аппаратуры системы управления и телеметрического оборудования;

m_{cno} – масса исполнительных органов и топлива системы ориентации, стабилизации и запуск ДУ в невесомости.

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot m_0 \cdot d, \quad (2.38)$$

где d – количество активных маневров.

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 6774,8369 \cdot 2 = 765,2024 \text{ [кг]}.$$

Определим массу СБ учитывая, что их мощность составляет $W = 4$ [кВт]:

$$m_{CB} = \frac{0,9W}{\phi} (T_{c.a.c} + 1)^{1,15}, \quad (2.39)$$

$$m_{CB} = \frac{0,9 \cdot 4}{0,165} (5 + 1)^{1,15} \approx 171 \text{ [кг]}.$$

где W – расчетная средняя мощность, отдаваемая в систему энергопитания, кВт;

$\phi = 0,165$ – коэффициент полезного действия кремниевых СБ.

Масса ДУ:

$$m_{ДУ} = n \cdot m_{ов} + m_{рам} + m_{рул} + m_{ДУ \text{ ЭРД}} + m_{пр.ДУ}, \quad (2.40)$$

где n – число двигателей, $n = 1$;

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

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

$m_{\text{рул}}$ – масса рулевых двигателей;

$m_{\text{ДУ ЭРД}}$ – масса корректирующих ЭРДУ;

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

Масса одного сухого двигателя:

$$m_{\text{дв}} = 0,8 \cdot P^{0,5}, \quad (2.41)$$

где P – тяга двигателя,

$$m_{\text{дв}} = 0,8 \cdot 19938,96^{0,5} = 112,9625 \text{ [кг]}.$$

Для определения других составляющих массу ДУ могут быть использованы приближенные значения.

Масса рамы с теплозащитным экраном:

$$m_{\text{рам}} = 0,1 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (2.42)$$

$$m_{\text{рам}} = 0,1 \cdot 112,9625 = 11,2962 \text{ [кг]}.$$

Масса рулевых двигателей первой и второй ступенях:

$$m_{\text{рул}} = 0,0015 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (2.43)$$

$$m_{\text{рул}} = 0,0015 \cdot 112,9625 = 0,1694 \text{ [кг]}.$$

Масса ДУ ЭРДУ:

$$m_{\text{ДУ ЭРД}} = n \cdot m_{\text{дв}} + m_{\text{пр.ДУ}}, \quad (2.44)$$

где n – число двигателей, $n = 8$;

$m_{\text{дв}} = 3.5$ [кг] – масса одного сухого двигателя.

Масса прочих неучтенных элементов ЭРДУ:

$$m_{\text{пр.ДУ ЭРД}} = 0,8 \cdot m_{\text{дв}}; \quad (2.45)$$

$$m_{\text{пр.ДУ}} = 0,8 \cdot 3,5 = 2,8 \text{ [кг]},$$

Когда стали известны значения всех составляющих для нахождения значения $m_{\text{ДУ ЭРД}}$, подставляем их в формулу (2.39):

$$m_{\text{ДУ ЭРД}} = 8 \cdot 3,5 + 2,8 = 70 \text{ [кг]},$$

Масса прочих неучтенных элементов ЖРД:

$$m_{\text{пр.ДУ ЖРД}} = 0,08 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (2.46)$$

$$m_{\text{пр.ДУ}} = 0,08 \cdot 112,9625 = 9,0142 \text{ [кг]},$$

Исходя из предыдущих расчетов, найдем значение $m_{\text{ДУ}}$:

$$m_{\text{ДУ}} = 1 \cdot 112,6778 + 11,26778 + 0,1694 + 70 + 9,0142 = 203,1291 \text{ [кг]},$$

Относительная масса ДУ:

$$\gamma_{\text{ДУ}} = \frac{m_{\text{ДУ}} \cdot g_0}{P}, \quad (2.47)$$

$$\gamma_{\text{ДУ}} = \frac{203,1291 \cdot 9,81}{19938,96} = 0,0998.$$

Масса прочих неучтенных систем и агрегатов КА:

$$m_{\text{пр}} = 0,09(m_{\text{мо}} + m_{\text{ДУ}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{СБ}}), \quad (2.48)$$

$$m_{np} = 0,09(270,2951 + 203,1291 + 765,2024 + 171) = 126,8664 \text{ [кг]};$$

$$\mu_{np} = \frac{m_{np}}{m_{0j}}, \quad (2.49)$$

$$\mu_{np} = \frac{126,8664}{6774,8369} = 0,0187.$$

Имея все необходимые данные, вычисляем относительную массу полезного груза, которая является оптимизированным параметром при КА:

$$\mu_{nn}^0 = \mu_k^0 (1 + \alpha_{T.O.}) - \gamma_0 n_0 - \alpha_{T.O.} - \mu_{np}, \quad (2.50)$$

$$\mu_{nn}^0 = 0,5802(1 + 0,1525) - 0,3 \cdot 0,0998 - 0,1525 - 0,0187 = 0,4675.$$

Масса полезного груза:

$$m_{пн} = \mu_{пн} \cdot m_0; \quad (2.51)$$

$$m_{пн} = 0,4675 \cdot 6774,8369 = 3167,5106 \text{ [кг]}.$$

Результаты расчетов массово–энергетических характеристик сводим в таблицу 2.2

Таблица 2.2 – Оптимальная массово–энергетическая сводка

Результаты			
Характеристики	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Относительная конечная масса	μ_k	0,5802	
Масса запаса рабочего тела ЖРД	$m_{пт}$	785,6465	кг

Объем окислителя	$V_{ок}$	0,3998	$м^3$
Объем горючего	$V_г$	0,2655	$м^3$
Масса запаса рабочего тела ЭРДУ	$m_{Хе}$	210	кг
Суммарная масса ракетного топлива	$m_{птг}$	1031,2864	кг
Масса топливного отсека	$m_{то}$	270,2951	кг
Масса системы управления	$m_{СУ}$	765,2024	кг
Масса солнечных батарей	$m_{СБ}$	171	кг
Масса двигательной установки	$m_{ДУ}$	203,1291	кг
Масса полезного груза (заданная)	$m_{ПН}$	3000	кг
Масса полезного груза (рассчитанная)	$m_{ПН}$	3167,5106	кг

2.3 Объемно–геометрические характеристики

Произведем расчет солнечных батарей. Начнем с объема, занимаемым СБ.

Примем плотность размещения СБ равной $\rho_{СБ} = 400$ кг/м³, исходя из этого объем, занимаемый всей СБ будет равен:

$$V_{\Sigma СБ} = \frac{m_{СБ}}{\rho_{СБ}}, \quad (2.52)$$

$$V_{\Sigma СБ} = \frac{141}{400} = 0,3525 [м^3].$$

СБ состоит из двух панелей одинакового объема:

$$V_{СБ} = \frac{V_{\Sigma СБ}}{2}, \quad (2.53)$$

$$V_{CB} = \frac{0,3525}{2} \approx 0,1762 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Будем считать, что СБ в сложенном виде имеют форму прямоугольного параллелепипеда со следующими размерами:

$$a_{CB.BO} = 3,7 \text{ [м];}$$

$$b_{CB.BO} = 2,9 \text{ [м],}$$

тогда:

$$h_{CB.BO} = \frac{V_{CB.BO}}{a_{CB.BO} b_{CB.BO}}, \quad (2.54)$$

$$h_{CB.BO} = \frac{0,1762}{3,7 \cdot 2,9} = 0,0164 \text{ [м]}.$$

Панели СБ планарной конструкции изготавливаются на основе кремниевых ФЭП и имеют следующие характеристики:

- удельная мощность 130 – 140 [Вт/м²];
- удельная масса 2,5 [кг/м²].

Площадь СБ определяется по следующей формуле:

$$F_{cб} = \frac{P_{cб.ресурс}}{\gamma_{cб} \cdot k_{cб}} \cdot k_{стар}, \quad (2.55)$$

где $P_{cб.ресурс}$ – выдаваемая мощность СБ;

$\gamma_{cб} = Q_{солн} \cdot \eta_{cб}$ – удельная площадь СБ;

$Q_{солн} = 1360 \text{ Вт / м}^2$ – плотность солнечного потока;

$k_{cб}$ – коэффициент использования площади СБ (для СБ на сотовых панелях коэффициент использования площади доходит до 0,96);

$k_{стар}$ – коэффициент старения или деградации КА. Для 6 летнего полета на ГСО он составит 1,5;

$\eta_{сб}$ – КПД СБ.

Принимая во внимание, что в России используются исключительно кремниевые батареи и то, что энергопотребление КА не слишком высокое, берется стандартное КПД равное 11%.

$$F_{сб} = \frac{4000}{1360 \cdot 0,11 \cdot 0,96} \cdot 1,5 = 85,84 \cong 86 \left[м^2 \right].$$

Тогда, учитывая формы в сложенном виде размеры СБ принимаем:

– размах панелей солнечных батарей – 30 [м],

– ширина солнечных батарей – 2.9 [м].

Расчет топливного бака ЖРД

Расчет бака окислителя

Бак окислителя имеет сферическую форму, в количестве 2 шт. На бак приходится по 288,5 кг окислителя.

Объем окислителя при 288,5 кг определим:

$$V_{ок} = \frac{288,5}{1443} = 0,1999 \left[м^3 \right],$$

Объем на арматуру бака окислителя:

$$V_{арм} = 0,03 \cdot V_{ок}, \tag{2.56}$$

где $V_{ок}$ – объем рабочего запаса окислителя;

$$V_{арм} = 0,03 \cdot 0,1999 = 0,0060 \left[м^3 \right].$$

Объем газовой подушки окислителя:

$$V_{гно} = 0,05 \cdot V_{ок}, \tag{2.57}$$

$$V_{гно} = 0,05 \cdot 0,1999 = 0,0100 \left[м^3 \right].$$

Объем бака окислителя:

$$V_{\bar{o}o} = V_{ok} + V_{zno} + V_{apo}, \quad (2.58)$$

$$V_{\bar{o}o} = 0,1999 + 0,0060 + 0,0100 = 0,2159 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Суммарный объем баков окислителя

$$V_{\Sigma \bar{o}o} = 2 \cdot V_{\bar{o}o} = 0,4318 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Зная объем бака, найдем его диаметр $d_{\bar{o}o}$:

$$V_0 = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot \left[\frac{d}{2} \right]^3; \quad (2.59)$$

$$d = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot V_0}{\pi}}; \quad (2.60)$$

$$d_{\bar{o}o} = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot 0,2159}{3,14}} = 0,74 \text{ [м]}.$$

Площадь поперечного сечения сферической части:

$$S = \pi \cdot R^2, \quad (2.61)$$

$$S = 3,14 \cdot 0,37^2 = 0,4298 \text{ [м}^2\text{]}.$$

Расчет бака горючего

Бак горючего имеет сферическую форму. На бак приходится по 104,4 кг горючего.

Объем горючего при 104,4 кг определяется:

$$V_z = \frac{104,4}{786} = 0,1328 \text{ [м}^3\text{]},$$

Объем на арматуру бака горючего:

$$V_{арг} = 0,03 \cdot V_2, \quad (2.62)$$

где $V_{ок}$ – объем рабочего запаса горючего,

$$V_{арм} = 0,03 \cdot 0,1328 = 0,0039 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Объем газовой подушки горючего:

$$V_{гнз} = 0,05 \cdot V_2, \quad (2.63)$$

$$V_{гнз} = 0,05 \cdot 0,1328 = 0,0066 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Объем бака горючего:

$$V_{бг} = V_2 + V_{гнз} + V_{арг}, \quad (2.64)$$

$$V_{бг} = 0,1328 + 0,0039 + 0,0066 = 0,1433 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Суммарный объем баков горючего:

$$V_{\Sigma бг} = 2 \cdot 0,1433 = 0,2866 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Зная объем бака, найдем его диаметр $d_{бг}$:

$$d_{бг} = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot 0,1433}{3,14}} = 0,65 \text{ [м]}.$$

Площадь поперечного сечения сферической части:

$$S = 3,14 \cdot 0,325^2 = 0,3316 \text{ [м}^2\text{]}.$$

Расчет топливного бака ЭРДУ

Расчет бака для хранения ксенона

Бак ксенона имеет сферическую форму, в количестве 8 шт. На каждый бак приходится по 26,25 кг ксенона.

Если учитывать, что газ при заправке находился под давлением P_0 и температуре T_0 , то уравнение состояния газа будет иметь вид:

$$P_0 \cdot V_0 = \frac{m_{Xe}}{\mu} \cdot R \cdot T_0, \quad (2.65)$$

где $R = 8,31 [кгс \cdot м / кг \cdot К]$ – универсальная газовая постоянная.

Определим объем бака, т.е. объем рабочего тела V_0 , приняв значение $P_0 = 5 \cdot 10^6$ Па (т.к. не должно превышать критическое давление $P_{кр}$) и $T_0 = 293$ К (температура при нормальных условиях):

$$V_0 = \frac{M_{pm}}{\mu P_0} \cdot R \cdot T_0 = \frac{26,25}{131,3 \cdot 10^{-3} \cdot 5 \cdot 10^6} \cdot 8,31 \cdot 293 = 0,0973 [м^3]; \quad (2.66)$$

Зная объем бака, найдем его диаметр d_{0Xe} :

$$d_{0Xe} = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot 0,0973}{3,14}} = 0,44 [м].$$

Площадь поперечного сечения сферической части:

$$S = 3,14 \cdot 0,22^2 = 0,1519 [м^2].$$

Вывод: Исходя из расчетов, полученное значение относительной массы полезного груза $\mu_{пн}$, равное 0,5802, удовлетворяет заданным условиям и достигается при:

- начальной тяговооруженности $n_{0_1} = 0,3$;
- удельном импульсе ДУ, равном $J_{y\partial} = 2872,428 [Н/кг/с]$.

Эти проектные параметры являются оптимальными для решения поставленной задачи полета–перехода с круговой ГПО ($22000 \cdot 10^3 м$) на орбиту цели ($36000 \cdot 10^3 м$). Поставленная задача – вывести на орбиту цели, полезную нагрузку массой 3000 кг с помощью КА на КДУ.

3 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

3.1 Обеспечение прочности конструкции

Основная цель при расчете прочности космического аппарата заключается в обеспечении надежности его работы при одновременном снижении веса конструкции. При формулировке требований к надежности учитываются различные критерии оценки прочности и методы определения предельных состояний конструкций.

При расчете прочности необходимо учитывать особенности эксплуатации и производства реальной конструкции, а также поведение конструкции при нагрузке и способ разрушения как в целом, так и отдельных элементов. Важно также иметь полное представление об особенностях материала, влияющих на конструктивную прочность, а также других факторах.

Для проверки работоспособности конструкции в отношении прочности необходимо убедиться, что она соответствует установленным нормам прочности во всех условиях эксплуатации.

В процессе всей отработки изделия проводятся работы с разной интенсивностью, которые взаимосвязаны и не могут рассматриваться изолированно друг от друга. При изменении условий эксплуатации или конструкции производятся пересмотр расчетных случаев, корректировка нагрузок и расчетов прочности, а также определение необходимых изменений в конструкции для обеспечения прочности. При необходимости выполняются дополнительные экспериментальные проверки.

3.2 Анализ режимов эксплуатации

Расчет нагрузок начинается с анализа условий эксплуатации и учета всех факторов. При выборе расчетной схемы нагрузок используется теоретический метод решения. Некоторые конструкции определяются по статическим данным, а вероятность их реализации оценивается при наличии достаточного объема статических данных. Для новых конструкций, где нет данных о разбросах

силовых факторов, нагрузки рассчитываются с запасом прочности по максимальным значениям сил.

Для выявления величин действующих сил при анализе нагрузок может потребоваться проведение специального эксперимента. Это особенно актуально в случаях ударных процессов, вибрационных воздействий при транспортировке и других аналогичных ситуациях.

Расчет нагрузок может быть проведен с целью определения таких эксплуатационных режимов, при которых нагрузки будут минимальными, что в свою очередь позволит создать конструкцию с меньшей массой.

Установление основных расчетных случаев в условиях сложного комплекса действующих сил и резко изменяющихся условий эксплуатации является трудной задачей. Иногда эти случаи могут быть очевидными и характеризуются экстремальным значением нагрузки. Однако при учете безопасности обслуживания изделия под нагрузкой может оказаться, что расчетным будет нагружение с меньшей силой, но с повышенным коэффициентом безопасности. Таким образом, установление основных расчетных случаев не может быть проведено изолированно, без учета прочности.

3.3 Выбор материала

Наибольшую экономию массы обеспечивают применяемые материалы, поэтому выбор материалов для конструкции КА является важным процессом. Он определяется назначением, условиями эксплуатации и производства, и требует создания совершенных конструкций.

Основными характеристиками конструкционных материалов являются:

– Показатели прочности, пределы прочности σ_B и τ_B , текучести τ_T и $\sigma_{0,2}$, выносливости $\sigma_{0,1}$. Для жаропрочных материалов при высоких температурах показателями являются: предел ползучести $\sigma_{\varepsilon/m}$, вызывающий деформацию $\varepsilon(\%)$ за t при температуре T , предел длительной прочности σ_{0l} и σ_t , то есть пределов прочности, вызывающих разрушение за t_q при температуре T .

– Ударная вязкость a_n , показателем которой является удельная работа по разрушению образца в поперечном сечении.

– Пластичность материала, характеризуемая относительным удлинением δ и сужением ϕ .

– Плотность.

– Удельные показатели прочности σ_e / ρ , ударной прочности $\sigma_e / 2E\rho$, жесткости E / ρ , E / σ_e .

– Коррозионная стойкость, характеризуемая обычной потерей массы, определяемой на единицу поверхности в единицу времени.

– Теплофизические свойства – теплостойкость, хладостойкость, теплопроводность, удельная теплоемкость, термостабильность, определяемая коэффициентами линейного расширения.

Для создания узлов и конструкций КА используются различные материалы. Они включают материалы для каркасно-силовых конструкций, емкостей высокого давления, трубопроводов и арматуры, ферменных конструкций, а также биметаллические переходники и крепеж.

Каркас КА конструктивно изготавливается из панелей. Панель изготавливается из стержней (уголок, труба) и по концам замыкается связующими фитингами (материал стержней – алюминиевый сплав АМГ6).

Неметаллическими конструкциями в составе КА являются: корпусные панели, фермы антенн, диэлектрические вставки облучателей, солнечные батареи, теплоизоляция, электроизоляционные материалы и другие.

Панели представляют собой трехслойную сотовую конструкцию обшивки из листа Д16АМ. В качестве сотового заполнителя используются сотопанели из алюминиевой перфорированной фольги АМГ2Н. На наружную поверхность панелей на определенных участках наносится микролистовое покрытие пластинок кварцевого стекла.

Объединенная двигательная установка включает в себя:

– систему хранения и подачи рабочего тела (СХП);

- систему электропитания и управления (СЭУ);
- систему двигателей.

Баллон предназначен для хранения рабочего тела – ксенона газообразного высокой чистоты. Баллон состоит из двух полушарий, соединенных штампованной цилиндрической проставкой, упрочненной намоткой из оргволока. Материал парий и проставки – титановый сплав ВТ–23, материал выходной части штуцер – сталь 12Х18Н1 ОТ.

3.4 Нагрузки, действующие на космический аппарат

Правильный учет действующих нагрузок является существенным фактором при создании КА с минимальной массой и достаточной прочностью и жесткостью. Нагрузки на КА возникают в результате взаимодействия с окружающей средой, полем тяготения Земли и других планет, а также от силы тяги ДУ, действующей на саму конструкцию. Основной нагрузкой в полете является тяга ДУ, а массовые силы действуют по всему объему конструкции, пропорционально распределению массы по длине. К массовым силам относятся силы тяжести, которые действуют на каждую частичку массы.

Для определения нагрузок в разные моменты времени, можно разделить вес КА на две составляющие: вес сухой конструкции и вес топлива. Это возможно, потому что массовые силы от агрегатов приложены к точкам крепления агрегата к корпусу, а массовые силы элементов несущей конструкции распределяются по длине в соответствии с законом распределения массы. При действии продольных перегрузок, массовые силы от топлива передаются днищам баков и затем на корпус в местах крепления днища.

3.5 Прочностные расчеты элементов конструкции КА

3.5.1 Расчет бака ЭРДУ на прочность

Бак ЭРД представляет собой сферу (рисунок 3.1).

При выборе материала для бака ксенона целесообразно применить сплав из титана ВТ5.

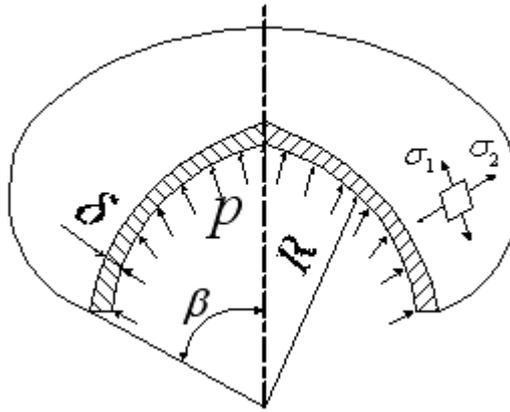


Рисунок 3.1 – Сферическая обечайка

Исходные данные:

- давление $P = 5 \text{ [МПа]}$;
- радиус $R = 0,22 \text{ [м]}$;
- механические свойства материала (материал ВТ5):
- $\sigma_T = 800 \text{ [МПа]}$ – предел текучести ;
- $\sigma_B = 850 \text{ [МПа]}$ – предел прочности ;
- $E = 1,05 \cdot 10^5 \text{ [МПа]}$ – модуль упругости ;
- коэффициент безопасности $f = 2$;
- максимальная перегрузка $n = 2$.

Определим объем ксенона, размещаемого на космическом аппарате при условии, что масса компонента задана.

Если изменились условия хранения газа в баке (т. е., T_0 выросла до T_{\max}), то уравнение состояния газа примет следующий вид:

$$P_{\max} \cdot V_0 = \frac{M_{\text{рт}}}{\mu} \cdot R \cdot T_{\max} . \quad (3.1)$$

Разделив уравнения состояния для двух случаев ($P=P_{\max}$, $T=T_{\max}$ и $P=P_0$, $T=T_0$) друг на друга получим:

$$\frac{P_{\max}}{P_0} = \frac{T_{\max}}{T_0} \quad (3.2)$$

Величину максимальной температуры T_{\max} примем равную 400 К.

Зная величину T_{\max} , определяем P_{\max} :

$$P_{\max} = P_0 \cdot \frac{T_{\max}}{T_0} \quad (3.3)$$

$$P_{\max} = 5 \cdot 10^6 \frac{400}{293} = 6,8 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Максимальные напряжения будут возникать в стенках бака при $P=P_{\max}$:

$$\sigma_{\max} = \frac{d_{\sigma} \cdot P_{\max}}{4 \cdot \delta} \quad (3.4)$$

Зная напряжение $[\sigma]$ и учитывая то, что $\sigma_{\max}^r \leq [\sigma]$, вычисляем минимальную толщину стенки бака:

$$\delta_{\min} = \frac{d_{\sigma} P_{\max}}{4[\sigma]} \cdot k_3, \quad (3.5)$$

Объем топливных баков, будет больше, объема, размещаемого в них элементов топлива. Это увеличение учитывается через коэффициент запаса K_3 . Для топливных баков ЭРДУ, размещаемых на КА, этот коэффициент выбираем равным 2:

$$\delta_{\min} = \frac{0,44 \cdot 6,8 \cdot 10^6}{4 \cdot 800 \cdot 10^6} \cdot 2 = 0,9350 \cdot 10^{-3} [\text{м}].$$

Для обеспечения достаточной жесткости, чтобы использовать бак, как силовой элемент конструкции, принимаем, с учетом коэффициента запаса

прочности $n = \sigma_{B,\tau}^t / \sigma_{\max} \geq 1.1$ (для сферы), принимаем $n = 2$:

$$\delta_{\sigma} = \delta_{\min} \cdot 2 = 0.9350 \cdot 10^{-3} \cdot 2 = 1.87 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}. \quad (3.6)$$

Следует учесть то, что в использованных формулах мы пренебрегали изменением объема бака при расширении материала его конструкции при нагревании.

3.5.2 Расчет фермы крепления ДУ

Прямолинейные стержни, объединенные в узлах с помощью сварных, болтовых, составных и клепанных соединений, формируют ферму – пространственную конструкцию. В этих узлах располагаются крепежные элементы, которые служат для установления неразъемного или разъемного соединения между отсеками и передачи нагрузок.

Проектирование любой фермы состоит в выборе конструктивно–силовой схемы, а также материалов и геометрических размеров элементов конструкции. В качестве исходных данных рассматривают: геометрические размеры отсека; расчетный случай эксплуатации, которые определяются внешними нагрузками и тепловыми потоками.

Внешние нагрузки для ферменных конструкций определяется действием осевой сжимающей силы N , перерезывающей силы Q и крутящий момент M (изгибающий). Очевидно, для оптимальной прочности стоек, рекомендуется настраивать их таким образом, чтобы напряжение σ^P , вызванное внешней нагрузкой S^P , совпадало с критическими напряжениями $\sigma_{кр}^{общ}$, отвечающими за общую устойчивость, и $\sigma_{кр}^M$, характеризующими местную устойчивость. Это подразумевает равенство этих трех типов напряжений для достижения условия одинаковой прочности по всему сечению стойки:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \sigma_{кр}^M = \sigma^P, \quad (3.7)$$

$$\sigma^p = \frac{S^p}{F}, \quad (3.8)$$

где F – площадь сечения стойки.

Критическое напряжение общей потери устойчивости определяется по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}{\lambda^2}; \quad (3.9)$$

$$\lambda = \frac{l}{i}; \quad (3.10)$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{F}}, \quad (3.11)$$

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

Для стержня трубчатого сечения имеем:

$$J = \pi \cdot R^3 \cdot \delta; \quad (3.12)$$

$$F = 2\pi \cdot R \cdot \delta; \quad (3.13)$$

$$i = \frac{R}{\sqrt{2}}. \quad (3.14)$$

Отсюда:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi \cdot E \cdot R^2}{2l^2} = \sigma^P \quad (3.15)$$

Разрешая равенство (3.15) относительно R^2 , получим:

$$R^2 = \frac{2l^2 \cdot \sigma^P}{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E} \quad (3.16)$$

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

$$\sigma_{кр}^M = \frac{k \cdot E \cdot \delta}{R} = \sigma^P, \quad (3.17)$$

где $k = 0,15$.

Откуда:

$$\delta = \frac{\sigma^P \cdot R}{k \cdot E}. \quad (3.18)$$

Объединив данные, полученные из формул (3.16) и (3.17) в выражение для нахождения расчетного напряжения, найдем:

$$\sigma^P = \frac{S^P}{F} = \frac{S^P \cdot k \cdot E^2 \cdot c_1 \cdot \pi}{4l^2 (\sigma^P)^2}. \quad (3.19)$$

Преобразуем формулу:

$$\sigma^P = \sqrt[3]{\frac{c_1 \pi \cdot k \cdot E^2 \cdot S^P}{4l^2}} \quad (3.20)$$

Для выбора параметров стержня нужно рассчитать напряжение по формуле (3.20) и воспользоваться соотношениями (3.18) и (3.19).

При выбранном материале стержня АМгбМ и заданной длине стержня $l = 0,34$ м, расчетная нагрузка на один стержень составит:

$$S^P = \frac{N^P}{n \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta}; \quad (3.21)$$

$$\alpha = \arctg \frac{D - d}{2 \cdot H}; \quad (3.22)$$

$$\beta = \arctg \frac{\pi \cdot D}{n \cdot H}, \quad (3.23)$$

где β – половина угла между стержнями;

$$\alpha = \arctg \frac{0,68 - 0,22}{2 \cdot 0,34} = 37,8 [\text{град}];$$

$$\beta = \arctg \frac{\pi \cdot 0,68}{8 \cdot 0,34} = 42,3 [\text{град}].$$

В сечениях элементов такой конструкции действует следующая сила:

$$N^P = f(P - m_{дв} \cdot g_0 \cdot n_x) \cdot \eta_d, \quad (3.24)$$

где N^P – основной случай нагружения для ферменной конструкции

P – тяга двигателя, $P = 19938,34$ Н;

n_x – осевая перегрузка, $n_x = 0,3$;

η_d – коэффициент динамичности, $\eta_d = 1,2 \dots 1,5$;

f – коэффициент безопасности, $f = 2$;

$m_{дв}$ – масса двигательной установки, $m_{дв} = 203,1291$ кг;

$$N^P = 2(19938,34 - 203,1291 \cdot 9,81 \cdot 0,3) \cdot 1,5 = 58023,08 [H].$$

Подставим найденные значения в формулу (3.21) и определим величину расчетной нагрузки на один стержень:

$$S^P = \frac{58023,08}{8 \cdot \cos 37,8 \cdot \cos 42,3} = 11124,7 [H].$$

Из расчета видно, что данная величина соответствует условиям работы конструкции в области упругих деформаций.

Определим величину расчетного напряжения по формуле (3.20):

$$\sigma^P = \sqrt[3]{\frac{1,0 \cdot 3,14 \cdot 0,15 \cdot (68 \cdot 10^9)^2 \cdot 11124,7}{4 \cdot (0,34)^2}} = 374199809,8 [Па].$$

По формуле (3.16) определим радиус стержня:

$$R = \sqrt{\frac{2l^2 \sigma^P}{c_1 \pi^2 E}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (0,34)^2 \cdot 374199809,8}{1,0 \cdot (3,14)^2 \cdot 68 \cdot 10^9}} = 0,0113 [м]. \quad (3.25)$$

По формуле (3.18) определим толщину стержня:

$$\delta = \frac{\sigma^P \cdot R}{k \cdot E} = \frac{374199809,8 \cdot 0,0113}{0,15 \cdot 68 \cdot 10^9} = 3 \cdot 10^{-4} [м]. \quad (3.26)$$

Примем: $\delta = 1 \cdot 10^{-3} [м]$.

3.5.3 Расчет силовых элементов

При выводе КА силовой набор и другие элементы конструкции, будут испытывать продольные осевые нагрузки, вызванные силой притяжения, перегрузкой и собственной массой КА. Поэтому критерием прочности выступит показатель устойчивости оболочек.

Схема нагружения цилиндра представлена на рисунке 3.2

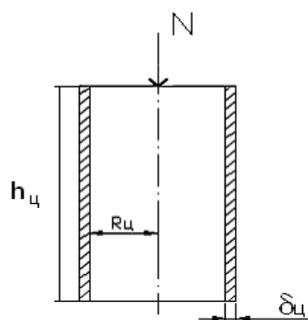


Рисунок 3.2 – Схема нагружения цилиндра

Условие устойчивости цилиндра для случая В запишем в виде:

$$\eta_1 = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{\max}} \geq 1.05, \quad (3.27)$$

где η_1 – коэффициент избытка прочности (минимальная величина данного коэффициента зависит от требований, предъявляемых к конструкции);

$\sigma_{кр}$ – критическое напряжение, при котором происходит потеря устойчивости цилиндра;

σ_{\max} – максимальные напряжения, возникающие в цилиндре.

Критические напряжения в цилиндре определяются по формуле

$$\sigma_{кр} = k \cdot \frac{E \cdot \delta_ц}{R_ц \cdot f}, \quad (3.28)$$

где E – модуль упругости материала он равен $E = 72000$ МПа;

k – коэффициент устойчивости гладких цилиндров, зависящий от отношения радиуса и толщины оболочки $k = 0,18$;

f – коэффициент безопасности, зависящий от вида техники и условий эксплуатации $f = 1,25$;

$R_ц$ – радиус цилиндра $R_ц = 0,8$ м;

δ_y – толщина стенок цилиндра (исходя из условия широкого применения толщины данного вида профиля материала в народном хозяйстве по справочным данным принимаем $\delta_y = 0,0015$ м.)

$$\sigma_{кр} = k \cdot \frac{E \cdot \delta_y}{R_y \cdot f} = 0,18 \cdot \frac{72000 \cdot 0,0015}{0,8 \cdot 1,25} = 19,44 \text{ [МПа]} \quad (3.29)$$

Максимальные напряжения в цилиндре определяются по формуле

$$\sigma_{\max} = \frac{N}{2 \cdot \pi \cdot R_y \cdot \delta_y}, \quad (3.30)$$

где N – сила, действующая на цилиндр,

$$N = M_{\text{мц}} \cdot g \cdot n = 1140 \cdot 9,8 \cdot 6 = 67032 \text{ [Н]}; \quad (3.31)$$

$M_{\text{мц}}$ – масса модуля целевых систем $M_{\text{мц}} = 1140$ кг;

g – ускорение свободного падения;

n – перегрузка при выведении. Из условий выбранного РН принимаем $n = 6$.

Проверка вычислений проводится по критической силе, т.е. по силе, от действия которой происходит потеря устойчивости цилиндра.

$$\frac{N_{кр}}{N} \geq f, \frac{183125}{67032} = 2,73 \geq 1,25 \quad (3.32)$$

где $N_{кр}$ – критическая сила,

$$N_{кр} = 2 \cdot \pi \cdot k \cdot E \cdot \delta_y^2 = 2 \cdot 3,14 \cdot 0,18 \cdot 72000 \cdot 0,0015^2 = 183125 [H]; \quad (3.33)$$

$$\sigma_{\max} = \frac{N}{2 \cdot \pi \cdot R_y \cdot \delta_y} = \frac{67032}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,8 \cdot 0,0015} = 8,9 [МПа]. \quad (3.34)$$

Тогда

$$\eta_1 = \frac{19,44}{8,9} = 2,18 \geq 1,05$$

При расчете конуса будут действовать те же силы, что и на цилиндр.

Схема нагружения конуса представлена на рисунке 3.3.

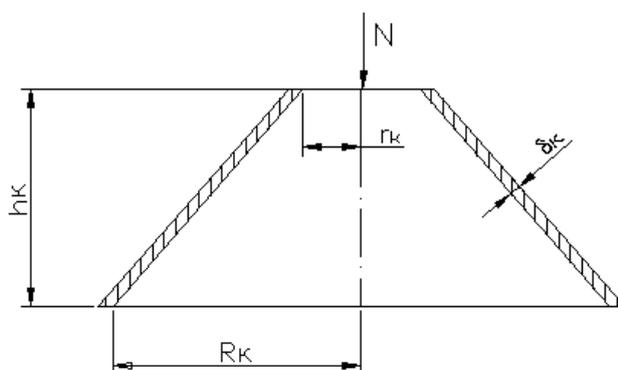


Рисунок 3.3 – Схема нагружения усеченного конуса

Условие устойчивости усеченного конуса запишется через критическую сжимающую силу.

$$\eta_2 = \frac{P_{кр}}{N} \geq 1,05, \quad (3.35)$$

где $P_{кр}$ – критическая сжимающая сила;

N – сила, сжимающая конус.

Критическая сжимающая сила определяется по формуле

$$P_{кр} = 0,18 \cdot E \cdot \delta^2 \cdot \pi \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot \sin 2\alpha = 0,18 \cdot 72000 \cdot 0,0015^2 \cdot 3,14 \cdot 2,9 \cdot 0,615 = 163301,5 \text{ [Па]}, \quad (3.36)$$

где δ_k – толщина стенок конуса;

α – угол конусности,

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{h_k}{R_k - r_k} = \operatorname{arctg} \frac{1,425}{1,4 - 0,8} = 67^\circ; \quad (3.37)$$

где R_k, r_k – нижний и верхний радиус усеченного конуса, соответственно.

Сила, сжимающая конус определяется по формуле

$$N = M_{ка} \cdot g \cdot n = 2149 \cdot 9,8 \cdot 6 = 126361 \text{ [Н]}, \quad (3.38)$$

где $M_{ка}$ – масса, от которой конус воспринимает нагрузки.

Для проверки расчета сравнивается критическое напряжение, с напряжениями, возникающими в конусе от продольной силы.

$$\sigma_{кр} > \sigma_N, \quad (3.39)$$

$$16 \text{ МПа} > 9,8 \text{ МПа},$$

где $\sigma_{кр}$ – критическое напряжение;

σ_N – напряжение от продольной силы;

θ – угол сужения конуса.

$$\sigma_{кр} = \frac{P_{кр}}{2 \cdot \pi \cdot R_k \cdot \delta_k \cdot \cos \theta \cdot f} = \frac{163301,5}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,4 \cdot 0,0015 \cdot 0,92 \cdot 1,25} = 10767463 \text{ [Па]}; \quad (3.40)$$

$$\sigma_N = \frac{N}{2 \cdot \pi \cdot R_k \cdot \delta_k \cdot \cos \theta} = \frac{126361}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,4 \cdot 0,0015 \cdot 0,92} = 10414688 [\text{Па}]; \quad (3.41)$$

$$\theta = \arctan \frac{R_k - r_k}{h_k} = \arctan \frac{1,4 - 0,8}{1,425} = 23^\circ; \quad (3.42)$$

$$\eta_2 = \frac{P_{кр}}{N} \geq 1,05, \quad \eta_2 = \frac{163301,5}{126361} = 1,29 \geq 1,05. \quad (3.43)$$

Когда КА находится на установщике в горизонтальном положении, силовой набор воспринимает изгибные напряжения, возникающие от момента, действующего на КА, поэтому конструкция будет рассчитываться на прочность (рисунок 3.4).

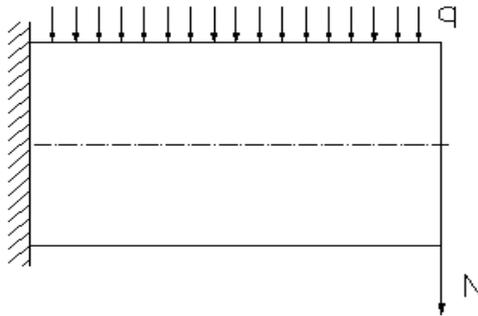


Рисунок 3.4 – Силы, действующие на цилиндр

Условие прочности цилиндра выражается следующим образом:

$$\eta_3 = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{изг}} \geq 1,05, \quad (3.44)$$

где η_3 – коэффициент избытка прочности цилиндра для случая V;

$\sigma_{кр}$ – критическое напряжение, при котором происходит излом цилиндрической оболочки под действием изгибающего момента;

$\sigma_{изг}$ – максимальные изгибные напряжения, возникающие в цилиндре.

Изгибные и критические напряжения определяются по формулам:

$$\sigma_{кр} = 1,25 \cdot k \cdot \frac{E \cdot \delta_{\psi}}{R_{\psi} \cdot f} = 1,25 \cdot 0,18 \cdot \frac{72000 \cdot 0,0015}{0,8 \cdot 1,25} = 24,3 [МПа]; \quad (3.45)$$

$$\sigma_{изг} = \frac{M_{изг}}{\pi \cdot R_{\psi}^2 \cdot \delta_{\psi}} = \frac{20668}{3,14 \cdot 0,8^2 \cdot 0,0015} = 6,85 [МПа]; \quad (3.46)$$

где $M_{изг}$ – изгибающий момент,

$$M_{изг} = M_{мцс} \cdot h_{\psi} \cdot g = 1140 \cdot 1,85 \cdot 9,8 = 20668 [кзМ], \quad (3.47)$$

$M_{мцс}$ – масса от которой возникает момент, т.е. масса МЦС;

h_{ψ} – высота цилиндра.

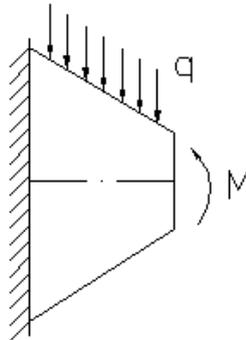


Рисунок 3.5 – Силы, действующие на конус

Условие прочности конуса (рисунок 3.5) запишем в виде:

$$\eta_4 = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_k} \geq 1,05, \quad (3.48)$$

где $\sigma_{кр}$ – критические напряжения конуса;

σ_k – напряжения, возникающие в конусе, от воздействия изгибающего момента M_k .

Определяются по формуле:

$$\sigma_k = \frac{M_k}{\pi \cdot \delta_k \cdot R_k^2 \cdot \cos \theta} = \frac{90954,045}{3,14 \cdot 0,0015 \cdot 1,425^2 \cdot 0,92} = 10,3 \text{ [МПа]}, \quad (3.49)$$

где M_k – момент, вызывающий напряжения в конусе,

$$M_k = M_{ka} \cdot g \cdot h_k = 6513 \cdot 9,8 \cdot 1,425 = 90954,045 \text{ [кГм]}. \quad (3.50)$$

Критические напряжения конуса:

$$\sigma_{kp} = 1,25 \cdot k \cdot \frac{E \cdot \delta_k}{R_k \cdot f \cdot \cos \theta} = 1,25 \cdot 0,18 \cdot \frac{72000 \cdot 0,0015}{0,911 \cdot 1,25 \cdot 0,92} = 22,56 \text{ [МПа]}, \quad (3.51)$$

$$\eta_4 = \frac{\sigma_{kp}}{\sigma_k} \geq 1,05, \quad (3.52)$$

$$\eta_4 = \frac{22,56}{10,3} = 2,19 \geq 1,05$$

Расчет болтового соединения между корпусом и цилиндром

Определение усилий в групповом соединении

Проверка прочности группового резьбового соединения требует определения усилий в самом нагруженном болте и проверки его прочности. В стыке двух деталей воздействуют осевые и поперечные силы, а также опрокидывающий момент M . Расчет осевой силы, равномерно распределенной между болтами, не представляет сложностей. При расчете на опрокидывающий момент M учитывается следующее: раскрытие стыка происходит относительно

оси x , проходящей через крайний ненагруженный ряд болтов; усилия между болтами распределяются линейно; все болты имеют одинаковое сечение и расположены с одинаковым шагом. Для кольцевых форм стыков (рисунок 3.6) определяются усилия в болтах от момента M .

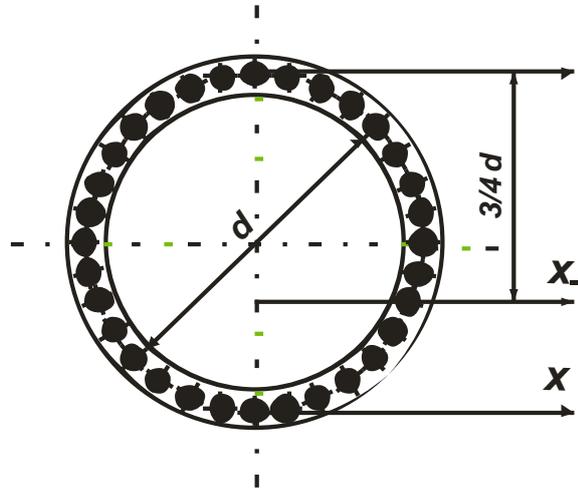


Рисунок 3.6 – Схема кольцевого стыка

Усилие в наиболее нагруженном болте с координатой:

$$y_i = \frac{3}{4}d, \quad (3.53)$$

$$\max P = \frac{4M}{nd}, \quad (3.54)$$

где M – опрокидывающий момент,

n – количество болтов в кольцевом стыке $n=32$ шт. (данное значение получено методом подборочных предварительных расчетов и исходя из условия оптимальности размеров болтового соединения).

$$M = \frac{1}{2}l \cdot M_{\text{мцс}} = \frac{1}{2} \cdot 3,7 \cdot 878 = 1624,3 [\text{кг} \cdot \text{м}], \quad (3.55)$$

$$\max P = \frac{4M}{nd} = \frac{4 \cdot 90954}{32 \cdot 112} = 101,5111 [\text{кг}]. \quad (3.56)$$

Определение диаметра болта

При работе болта в групповом соединении ($P = P_{max}$) осуществляется расчет по максимальному эксплуатационному усилию, которое определяет геометрические размеры резьбовых деталей и размеры стыкуемых деталей. Основным параметром является диаметр стержня болта. Требуемая площадь сечения болта по внутреннему диаметру резьбы

$$F = k \frac{P}{[\sigma]}, \quad (3.57)$$

где $k = 1,25$ – коэффициент, учитывающий требование повышенной прочности болтов по отношению к прочности соединяемых деталей;

$$[\sigma] = 110 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right] \text{ – предел прочности для стали;}$$

$$F = 1,25 \cdot \frac{101,51}{110} = 1,15 [\text{см}^2].$$

При работе болта в групповом соединении осуществляется расчет по максимальному эксплуатационному усилию, которое определяет геометрические размеры резьбовых деталей и размеры стыкуемых деталей. Основным параметром является диаметр стержня болта.

По расчетному значению F принимается номинальный диаметр болта $d_0 = 16$ мм и шаг резьбы $s = 2$ мм:

Проверочный расчет болта приводится по формуле

$$\sigma = k \cdot \frac{4P}{\pi d_1^2} \leq [\sigma], \quad (3.58)$$

где $d_1=13,85$ мм.

$$\sigma = 1,25 \cdot \frac{4 \cdot 101,51}{3,14 \cdot 1,385^2} = 84,2654 \left[\frac{\text{кГ}}{\text{см}^2} \right];$$

$$84,2654 \left[\frac{\text{кГ}}{\text{см}^2} \right] \leq 110 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right] - \text{условие выполнено.}$$

Расчет витков резьбы, определение глубины завинчивания (см. рисунок 3.6)

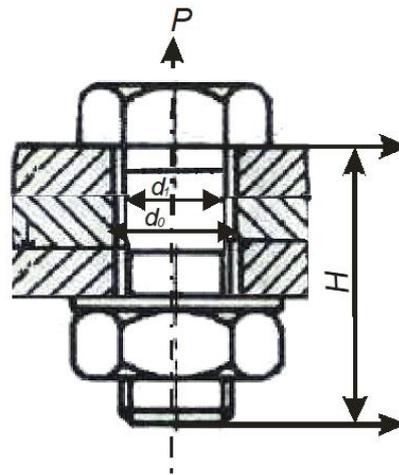


Рисунок 3.7 – Нагружение резьбовой детали осевой силой

При действии осевой силы напряжения среза витков резьбы болта гайки рассчитываются по формуле

$$\tau = k \cdot \frac{P}{\pi d_0 H \beta k_m} \leq [\tau], \quad (3.59)$$

где $\tau = 66 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right];$

k_m – коэффициент, учитывающий неравномерность распределения нагрузки по виткам, $k_m=0,56$ – болт и гайка из стали;

β – коэффициент полноты заполнения резьбы, $\beta=0,8$ – для метрической резьбы.

$$H=H_1+ H_2+ H_3+ H_4, \quad (3.60)$$

где H_1 – толщина срединной панели, $H_1=1,5$ см;

H_2 – толщина скрепляющей пластины, $H_2 = 0,8$ см (исходя из конструкторских соображений);

H_3 – высота гайки $H_3=0,75$ см;

H_4 – выступающая часть болта, $H_4 \approx 0,5$ см.

$$H = 1,5 + 0,8 + 0,75 + 0,5 = 3,1 [\text{см}],$$

$$\tau = 1,25 \cdot \frac{68,675}{3,14 \cdot 1,2 \cdot 3,1 \cdot 0,8 \cdot 0,6} = 16,401 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right],$$

$$16,401 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right] \leq 66 \left[\frac{\text{кН}}{\text{см}^2} \right] \text{ – условие выполняется.}$$

Определение шага расположения болтов

Длина окружности:

$$L = 2\pi r = 2 \cdot 3,14 \cdot 0,8 = 5,0240 [\text{м}]. \quad (3.61)$$

Шаг болтовых соединений:

$$l = \frac{L}{n} = \frac{5,024}{32} = 0,157 [\text{м}] = 157 [\text{мм}]. \quad (3.62)$$

В результате произведенных расчетов было получено, что:

– оптимальное количество болтовых соединений с шагом $l = 157$ мм в стыке плоскостей конуса и цилиндра составляет 32 шт.,

– проведенные расчеты размеров болтовых соединений показали, что их размеры удовлетворяют требованиям по прочности и массовым характеристикам.

4 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

4.1 Анализ конструктивно–компоновочной схемы

Конструктивно–компоновочной схемой (ККС) называется схема взаимного размещения отсеков и агрегатов в отсеках и снаружи КА, выбранная из условий оптимального удовлетворения основных ТТХ.

ККС должна соответствовать требованиям, которые изложены в ОТТ–80. Их можно объединить в 5 основных групп:

1. Общие требования.
2. Требования по управлению и целевому применению.
3. Требования по обеспечению безопасности и надежности.
4. Конструктивно–технологические требования.
5. Эксплуатационные требования.

К общим требованиям относятся:

- минимальная масса КА;
- рациональное использование внутренних объемов для размещения бортовых систем и оборудования;
- минимальные габариты и определенные внешние формы отдельных отсеков и КА в целом;
- защищенность КА от воздействия факторов космического пространства;
- задание центровки отдельных элементов отсеков и КА в целом.

В настоящее время в практике проектирования и производства конструкций получили распространение два типа компоновочных схем.

1. Моноблочная схема, при которой системы и агрегаты располагаются в едином корпусе, состоящем из герметичных и негерметичных отсеков. Отсеки являются силовой основой корпуса, в котором размещаются основные агрегаты объекта и специальная аппаратура. К достоинствам такой схемы можно отнести компактное расположение всех агрегатов и систем КА. Недостатками КА, выполненными по данной схеме, являются большая относительная масса, а также взаимное влияние систем друг на друга.

2. Несущая (или свободнонесущая) схема, в которой агрегаты или системы объединяют в блоки и располагают «россыпью» на несущей конструкции. Космические аппараты, выполненные по данной схеме, имеют меньшую относительную массу, по сравнению с моноблочной, более технологичны в сборке, обслуживании и эксплуатации.

Оба этих типа ККС можно разделить еще на два:

1) ККС с герметичным отсеком. Данная схема в настоящий момент применяется практически на всех отечественных КА, т.к. переход к негерметичным конструкциям в России начался только с 1999 года.

Недостатки ККС с герметичным отсеком:

- большая относительная масса;
- необходимость соблюдения требований герметичности;
- необходимость применения активной системы терморегулирования.

Достоинства:

- исключение влияния вакуума на аппаратуру;
- возможность поддержания температурно–влажностного режима в узком диапазоне.

2) ККС без герметичного отсека. Данная ККС применяется практически на всех современных западных и на двух отечественных КА «Ямал–100» и «Ямал–200».

Достоинства ККС без герметичного отсека:

- нет необходимости обеспечивать герметичность отсека;
- становится возможным использовать любые формы отсеков аппарата;
- увеличен коэффициент компоновки аппаратуры;
- снижена масса СОТР.

К недостаткам такой схемы относятся:

- воздействие вакуума на аппаратуру.

Создание унифицированных блоков космического аппарата модульного типа стало необходимостью в результате процесса усовершенствования конструкции КА. Это связано с фактом, что разработка уникальных КА требует

больших ресурсов и создания специального технологического оборудования для каждого КА. Вместо этого, унифицированный блок КА модульного типа предоставляет возможность гибко изменять состав оборудования, создавать серию аппаратов с разными характеристиками на базе одного КА, а также изготавливать и оснащать модули на различных предприятиях, а саму сборку КА проводить на предприятии поставщике. В результате такого подхода значительно сокращаются затраты на создание таких КА.

4.2 Конструктивно–компоновочная схема

Модульный КА, представленный в данной работе, состоит из двух модулей: модуль служебных систем (МСС) и модуль целевых систем (МЦС). Такая конструктивная схема позволяет менять двигательную установку, целевую аппаратуру и изменять характеристики СЭС в соответствии с выполняемыми задачами. Существует ряд модульных КА, создание которых возможно с использованием блоков КА модульного типа. КА связи с увеличенным запасом топлива для функционирования на ГСО, КА оптико–электронной разведки, КА с электрореактивными двигателями. Деление на два модуля (помимо перечисленных преимуществ) удобно и из эксплуатационных соображений, т.к. при этом технологические графики подготовки МСС практически совпадают, а также, обеспечивается хороший подход к приборам и аппаратуре.

Конструктивно–компоновочная схема включает в себя:

- модуль служебных систем;
- модуль целевых систем;
- «земная» панель;
- «космическая» панель
- срединная панель;
- привод солнечных батарей;
- солнечные батареи;
- антенны ретрансляторы;
- двигатели ориентации;
- рулевые двигатели;

- ЭРД;
- ЖРД;
- топливные баки ЖРД и ЭРД;
- шар–баллоны с запасом сжатого газа;
- антенны, расположенные на земной панели.

Модуль целевых систем предназначен для размещения привода солнечных батарей, системы управления, бортовой вычислительной машины, аппаратуры ретрансляционного комплекса, двигателей маховиков. Он представляет собой параллелепипед, состоящий из четырех боковых термопанелей, со стороны крепления солнечных батарей располагаются радиаторы, предназначенные для отвода тепловой энергии, аккумулируемой тепловыми трубами. В середине модуля размещен силовой цилиндр, представляющий собой гладкую оболочку, усиленную силовым шпангоутом, размещенным на торцевой плоскости со стороны крепления земной панели, он выполняет функцию силового набора модуля специальных систем.

Двигатели маховики размещаются по главным осям КА на термоплатформе, размещенной на срединной панели, кроме этого на срединной панели монтируются элементы двигательной установки, а на углах сопла двигательной установки ориентации.

На торцевую плоскость модуля целевых систем крепится «земная» панель, она представляет собой сотовую панель с запеченными тепловыми трубами, радиаторы отвода тепловой энергии размещаются на боковых панелях модуля целевых систем (со стороны крепления солнечных батарей). С наружной стороны на земную панель крепятся датчики определения координат звезд, датчики определения координат солнца, датчики определения координат центра земли, антенно–фидерные устройства, радиомаяк Ку–диапазона. С внутренней стороны земной панели крепится аппаратура бортового ретрансляционного комплекса.

По бокам отсека размещается блок антенн – ретрансляторов (2 штуки). На старте ретрансляционные антенны находятся в зачеканном состоянии, а после

вывода КА на орбиту – расчеховываются. Механизм раскрытия ретракторных антенн соединен с двутавром, который устанавливается внутри КА на верхний шпангоут несущего цилиндра.

Модуль специальных систем предназначен для размещения двигательной установки, шар – баллонов, топливных баков, элементов системы энергоснабжения. Модуль специальных систем состоит из двух параллелепипед, каждый состоящий из четырех боковых сотовых панелей с запеченными тепловыми трубами, размещение радиаторов аналогично размещению на модуле целевых систем. На боковых панелях крепится аппаратура системы энергоснабжения, аккумуляторные батареи с блоком подзарядки, система управления двигателями маховиками. По середине верхней части модуля размещен несущий конус, представляющий собой вафельную оболочку, усиленную шпангоутом с торцевой поверхности со стороны срединной панели модуля специальных систем. Шпангоут выполняет функцию несущего элемента при осуществлении стыковки КА с РБ. Назначение конуса аналогично назначению цилиндра. Внутри конуса к стенкам монтируются восемь баков ЭРД и четыре топливных бака ЖРД, устанавливаемых на кронштейнах, также внутри размещен нижняя проставка.

На нижней части модуля размещены шар – баллоны посредством стяжных лент, рулевые двигатели и ЭРД.

На внешней стороне боковой термопанели модуля специальных систем размещены два радиатора, необходимых для отвода статического напряжения, возникающего при работе КА.

Наличие свободного места внутри конуса позволяет устанавливать различные целевые системы, а также увеличивать запас топлива ЭРД.

Силовой цилиндр, срединная панель и силовой конус соединяются между собой болтовыми соединениями.

Для увеличения жесткости конструкции и удобства сборки КА в плоскостях стыковки сотовых панелей в качестве связующего элемента применяется алюминиевый уголок, который монтируется на сотовых панелях винтовыми соединениями.

4.3 Конструктивно–силовая схема КА

Как правило, современные КА komponуются на плоских панелях, и разработчики оперируют только с коэффициентами заполнения площади, совершенно забывая об объемной плотности компоновки. Для российских изделий этот коэффициент очень мал, что приводит к возрастанию массы, моментов инерции и борьбе с ними. Создание КА с центральным несущим силовым набором позволяет решить не только эту проблему, но и много вопросов, связанных с технологией, производством, эргономикой, унификацией и обеспечением размеростабильности конструкции.

Конструктивно силовая схема КА включает в себя следующие силовые элементы:

- несущий цилиндр (далее просто цилиндр);
- несущий конус (далее просто конус);
- стыковочный узел;
- верхний шпангоут (устанавливается на цилиндре);
- нижний шпангоут (устанавливается на конусе);
- силовой набор для крепления антенн ретрансляторов;
- блок крепления ЭРД;
- ферма крепления ЖРД;
- блок крепления рулевых двигателей

Силовой цилиндр предназначен для восприятия поперечных и продольных нагрузок, крутящих моментов от антенн ретрансляторов, привода солнечных батарей и от панелей с аппаратурой. Часть этих нагрузок передаются через стыковочный узел на несущий конус, а часть распределяется по поверхности цилиндра.

Верхний шпангоут приваривается к верхней части цилиндра, при этом в месте сварки толщина цилиндра увеличивается. На верхний шпангоут устанавливается земная панель и силовой набор крепления антенн ретрансляторов. Он предназначен для восприятия и передачи нагрузок от устанавливаемых на него элементов, а также для снятия концевых напряжений с цилиндра.

Стыковочный узел состоит из двух частей. Одна часть приваривается на нижний край цилиндра, а вторая на верхний край конуса. Обе части крепятся болтами друг к другу через срединную панель. Он предназначен для стыковки двух модулей.

Срединная панель предназначена для разделения отсеков и установки термоплатформы для крепления двигателей маховиков.

Несущий конус предназначен для крепления стыковочного узла, нижнего шпангоута, нижней торцевой панели, агрегатов двигательной установки и самой двигательной установки ориентации. Конус воспринимает продольные и поперечные нагрузки, передаваемые от цилиндра и элементов, закрепленных на нем.

4.4 Двигательная установка

Для выведения ПН на орбиту и управления движением КА по заданной траектории используется ДУ. Она создает импульсы тяги по командам СУ и осуществляет коррекцию орбиты в космическом пространстве. ДУ также выполняет функции доразгона, выдачи корректирующих импульсов и «поджатия» КТ к нижним днищам топливных баков. Она также калибрует величину корректирующего импульса, выполняет типовые маневры, стабилизирует КА и обеспечивает запуск и работу МД в условиях невесомости. В состав ДУ входят:

- пневмогидравлическая система подачи (ПГСП);
- ЖРД С5–92;
- 4 рулевых двигателя;
- 4 двигателя ориентации ДСТ–100;
- 8 ЭРД СПД–100 для довыведения КА на целевую орбиту, а также для коррекции орбиты;
- элементы монтажа двигателей, систем и агрегатов.

В качестве топлива для ЖРД используются самовоспламеняющиеся компоненты топлива:

- окислитель – АТ;

– горючее – НДМГ.

В качестве топлива для ЭРД используется:

– ксенон.

4.4.1 Жидкостный ракетный двигатель

Применяется силовой агрегат С5–92 с отличительной особенностью - его конструкция открытая. Двигатель выполнен по принципу одной горелки с системой турбонасосного впрыска топлива. Для привода насоса, подающего основные компоненты топлива, используется турбина ТНА. Отвод отработанных газов происходит через стационарные направляющие аппараты. Вместо распространённого карданного типа крепления камеры, здесь применён шарнир, который позволяет двигателю перемещаться параллельно самому себе в рамках силовой установки. Благодаря этому, можно корректировать направление тяги, учитывая близкое расположение центра масс к вершине двигателя. Используя открытую конструкцию, можно разработать жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) с вертикальными размерами, ограниченными объемом камеры сгорания. Эффективная компоновка ЖРД, включая геометрию сопла и давление в камере, а также характеристики турбонасосного оборудования, способствует его миниатюризации.



Рисунок 4.1 – Двигатель С5.92

Таблица 4.1 – Конструктивные показатели и условия работы двигателя С5.92

Масса незалитого двигателя	75 кг
Габаритные размеры	677x838x1028 мм
Диаметр сечения камеры	
– критического	36,9 мм
– выходного	457,6 мм
Компоненты топлива	
– окислитель	АТ
– горючее	НДМГ
Управляющий газ	гелий
Давление окружающей среды	до 10^{-14} мм. рт. ст.
Температура компонентов	от -5 до $+30^{\circ}\text{C}$
Суммарное время работы	2000 с
Число включений	50
Пауза между включениями	
– минимальная	6 мин
– максимальная	300 суток
Давление компонентов топлива на входе в двигатель	
при пуске	
– окислитель	$6 \dots 9 \text{ кгс/см}^3$
– горючее	$5 \dots 8 \text{ кгс/см}^3$
на режиме	
– окислитель	$3,5 \dots 7,2 \text{ кгс/см}^3$
– горючее	$2,2 \dots 6,8 \text{ кгс/см}^3$
Давление управляющего газа	37 кгс/см^2

4.4.2 Стационарный плазменный двигатель

В составе зарубежных геостационарных КА типа Inmarsat, Intelsat-X, IPSTAR-II, Telstar-8 с 2003 года успешно используется двигатель типа СПД-100. Этот двигатель был разработан в опытном конструкторском бюро (ОКБ) «Факел» при научном сопровождении МАИ и НИИ ПМЭ с использованием изобретения, созданного сотрудниками МАИ, НИИ ПМЭ и ОКБ «Факел». Он является одним из лучших двигателей своего класса по комплексу выходных характеристик, надежности и степени летной отработки. С 1995 года, технология, разработанная НПО прикладной механики, нашла применение в управлении серией геостационарных спутников, включая такие модели как "Галс", "Экспресс", "Экспресс-А", Экспресс АМ и Sesat. Эта система выполняет критически важные функции, такие как позиционирование спутников на заданные орбитальные позиции, поддержание их стабильности на этих позициях, корректировка орбит при необходимости, а также отвод спутников с орбиты по завершении их срока службы.

Электроракетные двигатели, также, как и другие двигатели данного типа, отличаются от химических двигателей гораздо большей скоростью истечения рабочего тела. Это позволяет сократить количество рабочего тела, необходимого для выполнения указанных задач. Применение этих двигателей в геостационарных космических аппаратах позволяет увеличить долю массы целевой аппаратуры и продлить их срок активного использования до 12–15 лет. Это значительно повышает эффективность космических аппаратов.

4.4.3 Двигатель коррекции импульса

Двигатель коррекции импульса выполняет множество критических функций для космического аппарата, включая поддержку его стабильности при изменении направления вдоль осей рысканья и тангажа. Этот механизм необходим для активации основного двигателя в условиях отсутствия гравитации, а также для маневрирования и поддержания стабильности космического аппарата в течение работы маршевого двигателя. Кроме того, его задача заключается в точной настройке тяги основного двигателя и обеспечении

сцепления космического транспортного средства с нижней частью баков низкого давления. Составляющие этого двигателя разнообразны и включают в себя камеру с охлаждаемыми стенками, систему электрожидкостных клапанов, датчики для измерения температуры, изоляционные материалы для головной части и сопла, а также необходимые трубопроводы. Работа двигателя может быть, как непрерывной, так и импульсной.

4.4.4 Двигатель стабилизации

Двигательная система (ДС) на спутнике задействована для контроля его ориентации вокруг собственной массы, создавая тяговые импульсы для этой цели. Она функционирует в двух различных режимах: непрерывном и импульсивном. Сложная конструкция двигателя включает в себя множество элементов: камеру с системой охлаждения, работающей за счет обоих компонентов топлива, пару электрожидкостных клапанов для регулировки подачи окислителя и топлива, инструменты для мониторинга температуры, устройство для электронагрева, а также электрическую сеть, соединительные трубопроводы и элементы для фиксации двигателя.

4.4.5 Двигательная установка системы ориентации

В разработке нового аппарата принято решение использовать систему управления ориентацией, работающую на двухкомпонентном топливе с механизмом принудительной подачи. Для этой цели был отобран двигатель ДСТ–100, так как он соответствует необходимым характеристикам по создаваемой тяге для коррекции положения космического аппарата и удовлетворяет критериям быстрого действия, критически важным для системы управления ориентацией.

Таблица 4.2 – Параметры двигательной установки ДСТ–100

Номинальная тяга, Н	100
Окислитель	АТ
Горючее	НДМГ
Коэффициент соотношения компонентов	1,85

Удельный импульс, м/с	2705
Геометрическая степень расширения сопла	43
Давление компонентов на входе, МПа	2,5
Давление в камере сгорания, МПа	1,5
Продолжительность включения, с	
– минимальная	0,05
– максимальная	300
Суммарное время работы, с	10000
Количество включений	10000
Энергопотребление электроклапанов, Вт, не более	10,8
Масса, кг	1,1

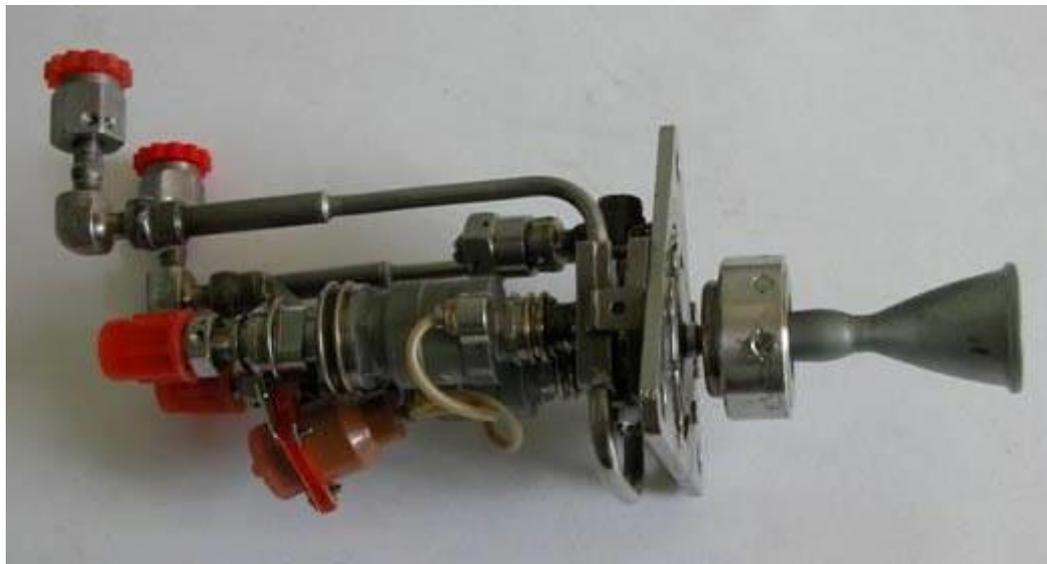


Рисунок 4.2 – Двигательная установка ДСТ–100

Двигательная установка функционально является системой реактивных исполнительных органов и предназначена для выполнения следующих задач:

- гашения остаточных угловых скоростей после разделения;

- построения и поддержания начальной ориентации;
- коррекции орбиты в процессе штатной эксплуатации;
- разгрузки двигателей маховиков.

Перечисленные задачи выполняются за счет создания двигателями двигательной установки тяги, воздействующей на центр масс КА или создающей управляющие моменты вокруг центра масс.

Управление, контроль исполнения и диагностика состояния двигательной установки обеспечивается средствами бортовой цифровой вычислительной системой и системой управления бортовой аппаратурой. Управление всеми клапанами двигательной установки может быть осуществлено также одиночными командами. В процессе эксплуатации бортовой цифровой вычислительной системы обеспечивается контроль запасов топлива, контроль герметичности шар – баллонов, баков и топливных магистралей.

В процессе эксплуатации для контроля параметров двигательной установки используются:

- 14 магнитоуправляемых сигнализаторов контроля включения двигателей;
- 10 микропереключателей контроля положения электропневмоклапанов, электрогидроклапанов;
- 4 сигнализатора давления;
- 12 датчиков давления;
- 10 датчиков температуры.

4.5 Описание системы исполнительных органов

При решении целевых задач КА должен иметь определенное положение относительно небесных тел, гравитационного поля, или специально заданного положения. Но из-за возмущающих воздействий КА постоянно отклоняется от заданного положения.

Источниками возмущающих воздействий являются гравитационные, моменты от сил давления солнечного света, моменты от взаимодействия

токнесущих контуров бортовых систем с внешним магнитным полем, моменты от вращающихся тел внутри аппарата.

Для компенсации внешних сил и моментов могут использоваться исполнительные органы, создающие импульс силы или изменение момента количества движения аппарата, которые по своей физической сущности являются либо активными, либо пассивными.

К пассивным относятся гравитационные, гироскопические, солнечные, аэродинамические, исполнительные магнитные органы. Их применяют на КА с низкой точностью ориентации. К активным относятся реактивные, инерционные, аэродинамические, магнитные исполнительные органы. Такие исполнительные органы применяют на КА с высокой точностью ориентации.

Последние тенденции в космонавтике подтверждают широкое принятие маховиковых двигателей в качестве исполнительных механизмов, которые эффективно работают в паре с основной двигательной системой. Такие устройства, регулирующие направление движения за счет изменения скорости вращения маховика, отличаются отсутствием автоколебаний. Это ключевое преимущество позволяет разрабатывать ориентационные системы с высокой степенью точности, что отвечает строгим нормативам в области космической инженерии.

Совокупность приборов и устройств, обеспечивающих решение задач навигации, наведения, ориентации и стабилизации называют системой управления движением (СУД) КА. Для выдачи управляющих сигналов система управления движением должна знать основные кинематические параметры: угловую скорость относительно центра масс КА и углы крена, рысканья, и тангажа. Для измерения этих параметров применяют гироскопический измеритель вектора угловой скорости и интегрирующий блок. Помимо этого, для ориентации на землю, на солнце, а также для построения собственных координатных осей на аппарате используются приборы определения координат центра земли, солнца и звезд.

4.6 Датчик определения координат центра Солнца

Для использования в системе управления движением и ориентации космического аппарата в открытом космическом пространстве предназначен датчик определения координат центра Солнца (БОКС). На каждом космическом аппарате устанавливаются два определения координат центра Солнца.



Рисунок 4.3 – Прибор БОКС–01 с установленными защитными крышками

Чтобы повысить уровень надежности, датчик оснащен парой идентичных каналов, каждый из которых является полным аналогом другого и функционирует в режиме зеркального отражения, обеспечивая прием, обработку и распределение данных. В составе каждого из этих каналов находится оптический блок, состоящий из фильтра для света и Z-образной щелевой диафрагмы. Дополнительно, в каждом канале встроен линейный чувствительный к свету ПЗС-сенсор, устройство для преобразования оптических сигналов в электронные, вычислительный модуль специализированного назначения, интерфейс для соединения с мультиплексным каналом и автономный источник энергии.

Датчик обеспечивает определение угловых координат центра Солнца в правой ортогональной системе координат, связанной с его посадочной плоскостью.

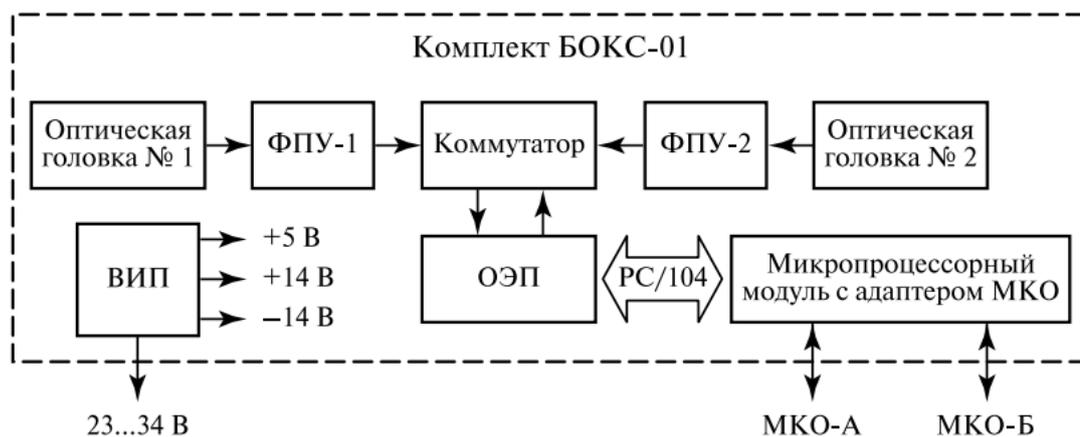


Рисунок 4.4 – Блок–схема комплекта прибора БОКС–01

Помимо системы исполнительных органов данный датчик поставляет информацию в систему ориентации солнечных батарей для ориентации солнечных батарей на солнце.

В сентябре – октябре 1999 года два датчика определения координат центра Солнца успешно прошли летные испытания в составе КА «Ямал –100». В процессе летных испытаний подтверждены точностные и эксплуатационные характеристики датчиков. Основные характеристики датчика определения координат центра Солнца представлены в таблице

4.7 Датчик определения угловых координат центра Земли

Датчик определения угловых координат центра Земли предназначен для определения угловых координат центра Земли при работе в открытом космосе на борту КА. Определение координат центра Земли производится в правой ортогональной системе координат, связанной с посадочной плоскостью датчика. Работа датчика определения угловых координат центра Земли основана на определении координат центра Земли по измеренным координатам освещенных Солнцем краев Земли (краёв освещенного лимба). Таким образом, датчик определения угловых координат центра Земли является уникальным с точки зрения выбора видимого диапазона спектра для решения задач определения центра Земли. Традиционно такого рода приборы инфракрасной вертикали работают в дальнем инфракрасном диапазоне спектра (14–16 мкм).

Конструктивно датчик выполнен в виде герметичного моноблока. Корпус датчика объединяет четыре оптикоэлектронных преобразователя, каждый из которых имеет собственный оптический тракт и схему управления и преобразования сигналов, а также специализированное вычислительное устройство, устройство обмена информацией с бортовым вычислительным комплексом, вторичный источник питания.

4.8 Датчик определения координат звезд

Датчик определения координат звезд предназначен для съемки участков звездного неба, распознавания зарегистрированных звезды и расчета относительно них трехосной ориентации КА. Датчик представляет собой единый блок в состав, которого входят фотоприемное устройство на основе кадровой матрицы ПЗС и широкопольный светосильный объектив "Гемма-1". Объектив выполнен по зеркально-линзовой схеме. Он позволяет в любой точке поля собрать на фотоприемном элементе размером 15x15мм не менее 50% излучения, собираемого объективом от звезды.

Фотоприемное устройство оптикоэлектронной камеры выполнено в виде герметичного блока, к которому присоединяется объектив. Герметичная конструкция блока гарантирует его работу на протяжении 10 лет в сложных температурных и климатических условиях.

Наряду со штатным режимом съемки предусмотрен тестовый режим работы, когда фотоприемник работает в специальном режиме, а камера выдает на выход информацию, позволяющую судить о работоспособности, как фотоприемника, так и элементов электронного тракта. Кроме этого, на выход камеры всегда поступает телеметрическая информация об отдельных параметрах блока: температуре фотоприемной матрицы, температуре корпуса блока ФПУ, а также признак наличия частоты задающего тактового генератора и питающего напряжения. Все это позволяет быстро осуществлять проверку камеры перед началом работы, а также контролировать ее исправность при эксплуатации.

Конструктивное исполнение и использованные элементы позволяют применять описанную камеру в условиях вакуума и открытого космического пространства.

4.9 Гироскопический измеритель вектора угловой скорости

Гироскопический датчик, специально разработанный для фиксации изменений интеграла угловой скорости космического аппарата вдоль осей его детектирования, служит основой для мониторинга этого параметра. В конструкции устройства заложена система поддержания стабильной температуры и включены четыре автономных датчика. Каждый датчик оборудован гироскопическим сенсором, сопровождающимися электронными модулями для обработки сигналов и отдельным источником энергии.

Расположение осей восприимчивости элементов устройства симметрично и формирует угол в 54,7356 градусов, создавая конусообразную структуру, что гарантирует сохранение функциональности прибора даже при выходе из строя одного из датчиков.

4.10 Комплекс управляющих двигателей–маховиков «Колокол»

Комплекс управляющих двигателей–маховиков «Колокол» предназначен для создания управляющих моментов, воздействующих на КА для управления его ориентацией. В состав комплекса управляющих двигателей маховиков входят четыре двигателя маховика и блок-системы управления. Три двигателя маховика стоят по каждой строительной оси, а четвертый располагается под неким средним углом к трем осям, для замены вышедшего из строя двигателя маховика.

Для обеспечения требуемых показателей надежности в управляющих двигателях маховиках дублированы функциональные узлы электроники, обмотки возбуждения двигателей постоянного тока и обмотки датчиков положения ротора. Для проверки работоспособности управляющих двигателей–маховиков выдается в систему бортовых измерений КА аналоговые телеметрические сигналы в виде напряжения постоянного тока: о количестве

принятых управляющих импульсов, о величине тока двигателя и о температуре шарикоподшипников.

4.11 Режимы работы системы управления движением и навигацией

После выведения и во время функционирования модульного КА на орбите исполнительные органы выполняют задачи по успокоению модульного КА, его ориентации, программные повороты, стабилизация и т. д. В связи с этим различают следующие режимы работы системы управления движением и навигацией:

1) включение системы управления движением и навигацией: подготовка гироскопического измерителя вектора угловой скорости и комплексной двигательной установки;

2) гашение угловых скоростей КА после отделения от разгонного блока с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости, комплексной двигательной установки;

3) построение одноосной, солнечной ориентации с осью – Z КА на Солнце с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости, по измерениям, оптического датчика определения координат центра Солнца и измерениям токов солнечных батарей;

4) поддержание одноосной, солнечной ориентации с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости, маховиков, и, в основном варианте, с периодической коррекцией от датчика определения координат центра Солнца;

5) построение орбитальной ориентации с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости, маховиков, оптических датчиков датчика определения координат звезд, навигационного обеспечения;

6) поддержание орбитальной ориентации с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости, маховиков, навигационного обеспечения и, в основном варианте, с периодической коррекцией от датчика определения координат звезд (в орбитальной памяти в резервном варианте);

7) коррекция орбиты при установке в рабочую точку и в рабочей точке с включением жидкостного реактивного двигателя, и стабилизации вокруг центра масс с использованием маховиков, по информации гироскопического измерителя вектора угловой скорости, навигационного обеспечения и, в общем случае, с периодической коррекцией от датчика определения координат звезд;

8) определение навигационных параметров по координатам;

9) ориентация панелей солнечных батарей (совместно с системой ориентации солнечных батарей) на Солнце (угол в плоскости солнечно синхронной орбиты между проекцией направления на Солнце и нормали к плоскости солнечной батареи);

10) после вывода КА на орбиту необходимо найти солнце. А т. к. датчик солнца имеет узкий сектор обзора (много меньше всей сферы) КА прокачивают вокруг двух осей тем самым, исключая сектора всей сферы прокачка КА осуществляется в плоскостях ZOХ и ZOУ КА.

4.12 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима, предназначена для обеспечения заданных параметров теплового режима элементов конструкции КА и поддержания при этом температурных условий для приборно–агрегатного оборудования, размещаемого на КА, в требуемых диапазонах. Система обеспечения теплового режима обеспечивает также поддержание температур элементов комплексной двигательной установки, модуля никель водородных аккумуляторных батарей в соответствии с конкретными требованиями.

Система обеспечения теплового режима КА включает в себя следующие функциональные элементы:

1) тепловые трубы, служащие для передачи тепла, выделяемого бортовой аппаратурой к радиационным поверхностям;

2) теплопередающие элементы, устанавливаемые внутри панелей КА, представляющие собой агрегаты на основе прямых одноканальных тепловых труб, между полками профиля которых вклеены по два электронагревателя, которые обеспечивают перераспределение тепла, выделяемого приборами, по

поверхности панели и компенсацию утечек тепла с радиационных поверхностей в случае недостатка тепловыделения аппаратуры;

3) компенсационные поверхностные электронагреватели, обеспечивающие обогрев отдельных элементов КА и блоков приборно-агрегатного оборудования в условиях, когда тепловыделение бортовой аппаратуры и величина внешнего теплоподвода недостаточны для поддержания минимально допустимых температур элементов.

4) экранно-вакуумную теплоизоляцию, необходимую для сведения к минимуму нерегулируемого теплообмена элементов КА с окружающим пространством; экранно-вакуумная теплоизоляция, устанавливаемая на модуле никель водородных аккумуляторных батарей, обеспечивает теплоизоляцию элементов модуля никель водородных аккумуляторных батарей от элементов КА и от окружающего пространства.

Функционально в состав системы обеспечения теплового режима входят также:

1) радиационные поверхности, необходимые для удаления избыточного тепла в окружающее пространство;

2) терморегулирующие покрытия, обеспечивающие необходимые радиационные характеристики (излучательную и поглощательную способности) радиационных и других поверхностей КА;

3) термоизоляторы для сведения к минимуму кондуктивных тепловых потоков между элементами КА с различными уровнями температур;

4) теплопроводные пасты для обеспечения гарантированного теплового контакта тепловыделяющих приборов с панелями и с другими элементами конструкции КА;

5) теплопроводящие проставки, уголки и пластины для обеспечения теплообмена блоков приборно-агрегатного оборудования с панелями и панелей между собой.

Вывод: создание целой серии аппаратов с различными характеристиками стало возможным благодаря унифицированному блоку КА модульного типа. Это

позволяет существенно снизить затраты на создание таких КА. Кроме того, ЭРДУ на базе стационарных плазменных двигателей была применена в геостационарных КА. Это позволило увеличить долю массы целевой аппаратуры в 1,5-2,5 раза и продлить их активное существование до 12-15 лет.

Благодаря этому, эффективность КА значительно улучшается. СПД-100 двигателя расположены в такой схеме, которая позволяет решать две задачи. Во-первых, они обеспечивают поддержание точки стояния при полете на ГСО. Во-вторых, с помощью ЭРДУ они выдают импульс тяги в нужном направлении на участке выведения.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Производственные процессы КА основаны на физико-механических и химических принципах, которые необходимо всесторонне учитывать в целях создания требуемого изделия при допустимом влиянии опасных и вредных производственных факторов на работников. Одним из наиболее распространенных и опасных для здоровья негативных факторов является ионизирующее излучение, меры безопасного влияния которого определены в СанПиН 2.6.1.2523–09 «Нормы радиационной безопасности (НРБ–99/2009)», выполнение которых обеспечит безопасные для здоровья условия труда.

5.1 Меры безопасности от воздействия ионизирующего излучения

Обращение с оборудованием, включая диагностические аппараты с радиационным излучением, устройства для измерения толщины, плотности и другой измерительной техники, а также при использовании термогенераторов, аналитических рентгеновских систем и электровакуумных устройств высокого напряжения, может подвергать операторов риску радиационного воздействия в профессиональной среде. Это касается и взаимодействия с радиоактивными материалами.

Обеспечение безопасности сотрудников от воздействия радиации достигается через комплекс мер. Ключевые элементы включают в себя применение защитных механизмов, таких как барьеры и экраны, которые минимизируют контакт с ионизирующими источниками. Также важно сокращать время, проведенное в непосредственной близости от этих источников. Кроме того, регламентируется доступ к работам в радиационно–опасных условиях, учитывая возраст, пол, здоровье, а также историю облучения работников. Неотъемлемой частью является осведомленность персонала о правилах безопасности и их строгое соблюдение, а также создание рабочих условий в соответствии с нормативами по радиационной безопасности, установленными в документах типа НРБ–99/2009.

Для обеспечения безопасности в радиационно опасных ситуациях, в приоритете стоит реализация стратегий защиты, включая персональные защитные устройства. Важно также строго придерживаться регламентированных пределов излучения, наряду с этим, необходимо внедрить надежный радиационный мониторинг. Ключевым аспектом является разработка информационной системы, предоставляющей данные о радиационной ситуации. Кроме того, важно заблаговременно планировать и реализовывать действенные процедуры защиты рабочих, особенно в контексте возможного увеличения уровня облучения из-за нештатных ситуаций.

Согласно документу "СП 2.6.1.799–99 ОСПОРБ–99. 2.6.1. Ионизирующее излучение, радиационная безопасность. Основные санитарные правила обеспечения радиационной безопасности", для защиты от радиационных рисков принимаются следующие меры:

- Обеспечение соблюдения нормативов НРБ–99 в процессе жизнедеятельности человека;
- Регулирование предельно допустимых доз облучения через установление лимитов;
- Реализация систем мониторинга радиационных условий;
- Планирование и реализация стратегий радиационной защиты, как в обычных, так и в чрезвычайных условиях.

Задачей по созданию системы сбора и обработки данных о радиационных условиях.

Храниться радиоактивные препараты должны в герметичных емкостях: стеклянных пробирках с притертыми пробками, запаянных стеклянных ампулах, алюминиевых пеналах, капсулах и т. п.

В соответствии с регулятивными документами, утвержденными Российским санитарным надзором (Решение от 07.07.2011 № 91), при использовании источников излучения существуют строгие инструкции. Эти указания включают в себя: строительные нормы и выбор отделочных материалов для помещений, в которых осуществляются радиационные процедуры;

необходимость поддержания и контроля физических и технических условий оборудования для обеспечения безопасности и эффективности; а также обязательное следование стандартам и методикам, разработанным Министерством здравоохранения и социального развития РФ, которые определяют как должны проводиться диагностические и терапевтические процедуры, включая уровни облучения пациентов.

Чтобы гарантировать радиационную безопасность, необходимо следовать ряду ключевых мероприятий. Во-первых, необходимо активно использовать различные типы защиты от радиации, включая стационарные укрытия, переносные устройства и личные средства защиты для сотрудников и населения. Во-вторых, критически важно не только регулярно повышать профессиональный уровень сотрудников через обучение, но и обеспечивать их знаниями о безопасных методах работы с радиацией. В-третьих, строгое соблюдение инструкций по эксплуатации технических систем и оборудования является обязательным. В-четвертых, должен быть установлен надежный контроль за качеством радиационных исследований. В-пятых, необходимо организовывать тщательный радиационный мониторинг. И, наконец, безукоризненное следование установленным санитарным правилам и регуляциям, касающимся радиационной безопасности, является основой для предотвращения любых рисков, связанных с экспозицией радиации.

В соответствии с нормативными требованиями ГОСТ 12.4.120–83, относящимися к безопасности труда и применению средств коллективной защиты в условиях воздействия ионизирующих излучений, необходимо принимать меры для предотвращения прямого контакта рабочих с радиоактивными материалами. Кроме того, следует снижать уровни радиационного воздействия до пределов, признанных безопасными. Материалы, из которых изготавливаются защитные средства, должны устойчиво выдерживать воздействие радиоактивных элементов, реагентов и растворов для десорбции, в том числе и кислотных, и щелочных. Важно, чтобы эти материалы имели не только гладкую поверхность для предотвращения накопления

радиоактивных частиц, но и были обработаны специальными влагостойкими составами, что способствует более эффективному удалению радиоактивного загрязнения.

При взаимодействии с источниками открытого радиоактивного излучения, оборудование, предназначенное для обеспечения герметичности, обязано демонстрировать устойчивость в условиях различных влияний, включая механические, химические и тепловые нагрузки, в том числе их совместное действие. Это оборудование должно соответствовать спецификам применения.

Изготавливать средства защиты, которые контактируют с радиоактивными растворами, следует из коррозионно-стойких материалов. Устройства, которые используются во время транспортировки и временного хранения радиоактивных веществ, должны обладать механической прочностью и иметь внутренние поверхности, которые плавно сопрягаются друг с другом. Размеры и конструкция этих устройств должны определяться свойствами, количеством и состоянием радиоактивных веществ. Контейнеры и упаковочные комплекты, которые используются для транспортировки и временного хранения радиоактивных веществ, должны быть спроектированы таким образом, чтобы их можно было загружать и разгружать с помощью механизированных транспортных средств.

При эксплуатации электрооборудования средств защиты необходимо соблюдать ГОСТ 12.2.007.0–75, требования по устройству электроустановок, правила технической эксплуатации электроустановок потребителей и правила техники безопасности при эксплуатации электроустановок потребителей, которые были утверждены Госэнергонадзором.

Знаки радиационной опасности должны выполняться по ГОСТ 17925–72.

Важное значение при работе с открытыми радиоактивными веществами приобретает обеспечение работающих средствами индивидуальной защиты, представленными в ГОСТ 12.4.217–2001 «Средства индивидуальной защиты от радиоактивных веществ и ионизирующих излучений», наряду с общими защитными мероприятиями, связанными с планировкой, оборудованием

помещений, вентиляцией и специальной защитой. Работающие, в зависимости от объема и характера работы, должны быть снабжены халатами или комбинезонами из хлопчатобумажной ткани, а также дополнительными средствами защиты, такими как нарукавники, фартуки и иногда пневмокостюмы, изготовленными из пластика. Кроме того, работающим также необходима специальная обувь.

Для защиты рук от различных видов работы, рекомендуется использование резиновых перчаток, таких как анатомические, хирургические и технические. Эти перчатки должны быть проверены на герметичность перед использованием. Для защиты дыхательных органов от радиоактивных аэрозолей рекомендуется использовать одноразовые респираторы из ткани ФП, такие как "Лепесток" и другие аналогичные изделия. Чтобы защитить глаза от бета-излучения, рекомендуется использовать специальные очки. При проведении ремонтных работ для ликвидации аварий рекомендуется использовать пневмокостюмы, такие как ЛГ-2 и другие модели.

Основной принцип предотвращения контаминации рабочих и их окружения - это строгий контроль и тщательный уход за средствами индивидуальной защиты. Важность этого процесса трудно переоценить, ведь он обеспечивает не только снижение уровня загрязнения кожи работников, но и защищает их органы дыхания от вредных воздействий. Чтобы добиться максимальной эффективности, используются методы активного вентилирования в зоне дыхания, что позволяет минимизировать проникновение опасных частиц.

Применение специализированных прачечных для очистки спецодежды является важным этапом в системе безопасности. Такие меры предосторожности помогают не только поддерживать рабочую одежду в чистоте, но и предотвращают риск переноса радиоактивных или других опасных веществ на предметы личного пользования и в бытовую среду.

В дополнение к регулярному очищению, спецодежда включая обувь и нательное белье, подвергается дозиметрическому контролю. Этот процесс позволяет определить, превышает ли уровень загрязнения установленные

нормы. В случаях, когда обнаруживается превышение этих норм, необходимо обеспечить немедленную стирку и дезактивацию одежды и аксессуаров.

Для поддержания высокого уровня защиты, средства индивидуальной защиты должны систематически обрабатываться в соответствии со строгими процедурами, предусмотренными специализированными прачечными. Это гарантирует, что одежда и другие элементы экипировки остаются не только чистыми, но и безопасными для использования, что является критически важным для здоровья и безопасности работников, а также для окружающей среды.

Основные принципы защиты от излучения приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Основные принципы защиты от внешнего γ -излучения

Вид защиты	Принцип защиты	Расчетная формула
Защита количеством	Использование для работы источников с минимально возможным выходом ионизирующих излучений	$m = 120 \cdot r^2 / t$
Защита временем	Проведение работ, связанных с облучением, в течение минимального времени	$t = 120 \cdot r^2 / m$
Защита расстоянием	Обеспечение во времени работ с источниками ионизирующих излучений максимального расстояния от источника до человека	$r = \sqrt{m \cdot t / 120}$
Защита экраном	Уменьшение интенсивности излучений с помощью экрана	$K = P_0 / P_x$

5.2 Расчет защитного экрана для ионизирующего излучения

В нашем случае, когда СИЗ не могут в полной мере удовлетворить требованиям безопасности или наоборот для уменьшения количества СИЗ, в

конструкцию оборудования закладывается средство защиты от ионизирующего излучения. Одним из конструктивных решений выступает защитный экран.

Защитный экран выполнен из свинца. Для расчета толщины экрана заданы следующие исходные данные:

$P_0 = 2,3 \cdot 10^{-8}$ – замеренная на рабочем месте мощность дозы ксенона, мкКи/л;

$P_0 = 2,9 \cdot 10^{-9}$ – предельная доза мощности ксенона, мкКи/л;

$E = 1,25$ – энергия квантов, МэВ.

Определяется по формуле коэффициент кратность ослабления излучения экраном:

$$K = P_0 / P_x, \quad (5.1)$$

$$K = 2,3 \cdot 10^{-8} / 2,9 \cdot 10^{-9} = 7,9.$$

По таблице 5.2 на пересечении линий, соответствующих кратности ослабления 8 и энергий излучения 1,25 МэВ находится толщина экрана из свинца равное 42 мм = 4,2 см.

Таблица 5.2 – Толщина экрана из свинца в зависимости от кратности ослабления и энергии γ -излучения

Кратность ослабления	Толщина свинца, мм, при энергии γ -излучения, МэВ									
	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	1,0	1,25	1,5	1,75	2
1,5	0,5	1,5	2	4	7	8	9,5	11	12	12
2	1,0	3	5	8	11,5	13	15	17	18,5	20
5	2	6	11	19	25	28	34	38	41	43
8	2	8	15	23,5	32	35	42	48	52,5	44
10	3	9	16	26	35	38	45	51	56	59
20	3	11	20	32,5	44	49	58	66	72	76

Продолжение таблицы 5.2

30	3,5	11,5	23	36,5	49,5	55	65	73	80	85
40	4	13	24	38	52	58	68,5	78	86	91
50	4	14	26	39,5	53	60	72	82	90	96
60	4,5	14,5	27	42	56	63	75	85	95	101
80	4,5	15,5	28	45	60	67	80	92	101	107
100	5	16	30	47	63	70	84,5	96,5	106	113

Расчет защитного экрана был проведен на основе МУ 2.6.1.2135-06. 2.6.1. Из него видно, что для уменьшения ионизирующего воздействия на организм, требуется свинцовый экран толщиной не менее 42 мм.

6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Оценка экономической эффективности ракетно-космической техники представляет большие трудности из-за методических проблем. Исчисление экономической эффективности требует точности исходных данных, учета прогноза изменения условий применения, надежности технических средств и разброса затрат и доходов. Использование денежной формы для выражения различных показателей комплекса позволяет упростить задачу и принять решение на основе одного критерия. Когда эффект может быть выражен в денежной форме, оценка экономической эффективности становится более наглядной и понятной. Ракетно–космическая техника является капиталоемкой отраслью, поэтому вопрос экономичности систем имеет большое значение.

Чтобы оценить, насколько выгодно экономически использовать космическую аппаратуру, крайне важно сначала определить соответствующие меры и стандарты для этой оценки. В качестве стандартной меры часто применяются обобщенные прямые показатели, например, расчет среднего количества запусков, необходимых для успешного осуществления запланированной миссии или достижения определенной цели. Вес полезной нагрузки, доставляемой на расчетную орбиту, также является часто используемым характеризующим критерием. В экономическом аспекте стоимость запуска (включая изготовление), совокупные затраты на разработку (включая проектирование, экспериментальную, наземную и летную отработку), создание всех компонентов комплекса (их развертывание, строительство, обучение персонала) и эксплуатацию (включая обслуживание и амортизацию средств) отражают экономическую сторону дела.

Для анализа экономической эффективности космической техники исследователи могут использовать различные критерии. После выбора соответствующих критериев необходимо разработать методы анализа экономической эффективности на основе этих критериев. Один из самых простых методов – метод удельных затрат. Этот метод основывается на

статистике о стоимости всего изделия и его составляющих, таких как системы управления и двигательная установка. С помощью средних норм затрат на каждую составляющую, такие как стоимость одного килограмма конструкции, можно легко определить стоимость космического аппарата, имея весовую сводку ракетно-космического комплекса и удельные стоимости.

Оценка стоимости изготовления космических изделий может быть проведена с использованием другого метода, основанного на расчете затрат по различным статьям. В этом случае учитываются следующие основные составляющие: затраты на материалы, стоимость готовых изделий и полуфабрикатов, основная заработная плата, цеховые и заводские накладные расходы, а также затраты на специальную оснастку.

Для оценки стоимости изготовления проектируемого аппарата применим метод удельных затрат. Исходные данные приведены в таблице 6.1.

Таблица 6.1 – Исходные данные

Результаты расчета			
Параметры	Обозначения	Значение	Единицы измерения
Начальная масса КА	m_0	6774,8369	кг
Относительная конечная масса	μ_k	0,5802	
Масса запаса рабочего тела ЖРД	m_{pt}	785,6465	кг
Объем окислителя	$V_{ок}$	0,3998	$м^3$
Масса окислителя	m_0	576,9754	кг
Объем горючего	V_2	0,2655	$м^3$
Масса горючего	m_2	208,6710	кг

Продолжение таблицы 6.1

Масса запаса рабочего тела ЭРДУ	m_{Xe}	210	кг
Средняя плотность топлива	ρ_m	1181	кг / м ³
Суммарная масса ракетного топлива	$m_{pm\Sigma}$	1031,2864	кг
Тяга двигателя	P	19938,34	Н
Масса топливного отсека	m_{mo}	270,2951	кг
Масса системы управления	$m_{СУ}$	765,2024	кг
Масса солнечных батарей	m_{BC}	171	кг
Масса двигательной установки	$m_{ДУ}$	203,1291	кг
Масса прочих элементов и агрегатов	$m_{ПР}$	126,8664	кг
Масса полезного груза (заданная)	$m_{ПН}$	3000	кг
Масса полезного груза (рассчитанная)	$m_{ПН}$	3167,5106	кг
Нагрузка на мидель	P_m	1280	

6.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в линейной постановке

Если нет данных о партии КА, задействованного в выполнении летных задач, можно применить оценочный метод, основанный на ориентировочной стоимости создания типового экземпляра, измеряемой в условных единицах. Этот метод опирается на средние расходы на компоненты и узлы, а также на соотношение затрат на производство к весу груза, который перевозится.

$$W_4 = \frac{C_{\Sigma}}{m_{nr}} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{TO} \cdot m_{roi} + C_{ДУ} \cdot m_{ДУi} + C_{СУ} \cdot m_{СУi} + C_{nr} \cdot m_{nr})}{m_{nr}}. \quad (6.1)$$

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

$$C_{TO} = 30 \div 300 \text{ [ед.ст./кг]},$$

$$C_{ду} = 600 \div 1500 \text{ [ед.ст./кг]};$$

причем большие значения соответствуют двигателям замкнутой схемы со сравнительно небольшой тягой:

$$C_{су} = 5000 \div 12000 \text{ [ед.ст./кг]};$$

$$C_{пр} = 2000 \div 10000 \text{ [ед.ст./кг]};$$

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

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

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

$C_{пр}$ – удельная стоимость изготовления 1 кг прочих систем КА, то

$$W_4 = \frac{\sum_{i=1}^1 (30 \cdot 270,2951 + 600 \cdot 203,1291 + 5000 \cdot 765,2024 + 2000 \cdot 126,8664)}{3167,5106} = 1329,03 \text{ [ед.]}$$

6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в нелинейной постановке

Если неизвестен объем партии космического аппарата (КА), который должен выполнять установленные траектории полета, то применяется следующий критерий оценки. Он предназначен для анализа и сопоставления различных типов КА, которые могут значительно различаться по своим размерам и весу. Чтобы использовать этот критерий, необходимо иметь подробную информацию о массе и энергетических параметрах космического аппарата в формате, который учитывает его размеры.

Стоимость прочих элементов и систем КА:

$$C_{пр} = (2 \div 10) m_{пр}, \tag{6.2}$$

$$C_{пр} = 4 \cdot 126,8664 = 507,4656 \text{ [тыс.ед.]}$$

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

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

Стоимость системы управления КА:

$$C_{cyi} = 8,5(m_{cyi} \cdot 10^{-3})^{0.786} \quad (6.3)$$

$$C_{cyi} = 8,5(765,2024 \cdot 10^{-3})^{0.786} = 6,8875 [\text{млн.ед.}]$$

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

m_{cyi} – масса системы управления, кг.

Стоимость двигательной установки КА:

$$C_{дvi} = 4,7(P_i \cdot 10^{-4}) + 44,9(P_i \cdot 10^{-4})^{0.736} + 8,1(P_i \cdot 10^{-4})^{-0.229}, \quad (6.4)$$

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

P_i – тяга двигателей, Н.

$$C_{дvi} = 4,7(19938,34 \cdot 10^{-4}) + 44,9(19938,34 \cdot 10^{-4})^{0.736} + 8,1(19938,34 \cdot 10^{-4})^{-0.229} = 91,003 [\text{тыс.ед.}]$$

Длина двигательного отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{доi} = (1 \div 1.8) + 0.83 \cdot 10^{-6} \cdot P_i; \quad (6.5)$$

$$L_{доi} = 1,1 + 0.83 \cdot 10^{-6} \cdot 19938,34 = 1,116 [\text{м}].$$

где P_i – пустотная тяга двигателя КА, Н.

Стоимость корпуса КА, включающей топливный и двигательный отсеки определяется из:

$$C_{ki} = 0,33 \cdot m_{toi}^{0.332} \cdot \mu_{ki}^{-1.5935} \cdot m_{Ti}^{0.2362} \cdot \left(\frac{m_{Ti}}{\rho_{Ti}} \cdot \frac{P_m}{m_{oi}} \right)^{0.1079} \cdot L_{доi}^{0.1616}; \quad (6.6)$$

$$C_{ki} = 0,33 \cdot 270,2951^{0,332} \cdot 0,5802^{-1,5935} \cdot 785,6464^{0,2362} \cdot \left(\frac{785,6464}{1181} \cdot \frac{1280}{6774,8369} \right)^{0,1079} \times \\ \times 1,116^{0,1616} = 18,527 [\text{тыс.ед.}],$$

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

m_{moi} – 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 КА, кг;

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

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_{ki} + C_{дvi} + C_{сvi} + C_{нpi}), \quad (6.7)$$

$$W_5 = \sum_{i=1}^1 (18,527 \cdot 10^3 + 91,003 \cdot 10^3 + 6,8875 \cdot 10^6 + 507,4656 \cdot 10^3) = 7\,504\,495,6 [\text{у.е.}].$$

где C_{ki} – стоимость изготовления корпуса КА;

$C_{дvi}$ – стоимость изготовления двигательной установки КА;

$C_{сvi}$ – стоимость изготовления системы управления КА;

$C_{нpi}$ – стоимость изготовления прочих элементов систем КА.

Стоимость изготовления одного космического аппарата составит 7 504 495,6 у.е., и учитывая курс 1 у.е. = 90 рублей стоимость будет составлять 675 404 604 рублей.

Вывод: Экономическая жизнеспособность предлагаемого КА подтверждается его потенциалом для возврата инвестиций после серии успешных миссий, что отражено в исследовании рыночных трендов космических услуг и производственных затрат. Этот аппарат спроектирован, чтобы удовлетворять потребности рынка и готов показать свою стоимость, снижая расходы на космические операции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы по проектированию модульного космического аппарата, предназначенного для непрерывного и круглосуточного выполнения функций космического ретранслятора в системе спутниковой связи и вещания в орбитальных позициях геостационарной орбиты, было выполнено следующее: произведен баллистический расчет; выбраны основные проектные параметры; разработана конструктивная часть дипломного проекта, выполнен расчет на прочность, экономический расчет и разработаны необходимые мероприятия по организации мер безопасности от воздействия ионизирующего излучения.

В баллистическом расчете была определена цель полета, рассчитаны затраты характеристической скорости на выполнение всех динамических операций, входящих в нее и проведен расчет параметров траектории полета.

Массовые, энергетические и объемно–геометрические характеристики космического аппарата были учтены при расчете его основных проектных параметров.

В конструктивной части дипломного проекта была описана конструкция КА и его отсеков, а также всего бортового оборудования.

В результате расчета на прочность, был проведен анализ режимов эксплуатации, выбор материала, определены нагрузки, действующие на КА и выполнены: расчет на прочность бака ЭРД и фермы крепления ДУ.

В разделе безопасность и экологичность производства были рассмотрены меры безопасности при воздействии ионизирующего излучения и произведен расчёт защитного экрана от ионизирующего излучения.

В экономической части была рассчитана стоимость изготовления космического аппарата.

Таким образом, в результате выполнения дипломного проекта был спроектирован космический аппарат, удовлетворяющий требованиям.

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;