

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» 01 2024г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

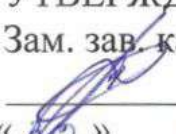
на тему: Проектирование орбитального аппарата для изучения атмосферы Венеры.

Исполнитель студент группы 8111-ос	 _____	Д.А. Щербаков
	(подпись, дата)	
Руководитель профессор, д-р. техн. наук	 _____	А.Д. Плутенко
	(подпись, дата)	
Консультант доцент	 _____	К.А. Насуленко
	(подпись, дата)	
Консультант по БЖД доцент, канд. техн. наук	 _____	А.В. Козырь
	(подпись, дата)	
Нормоконтроль старший преподаватель СиТРК	 _____	М.А. Аревков
	(подпись, дата)	
Рецензент	 _____	П.С. Кравцов
	(подпись, дата)	

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 2023г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Щербакова Дмитрия Алексеевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование орбитального аппарата для изучения атмосферы Венеры.

(утверждена приказом от 19.12.2023 №3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе опорная орбита $H=200$ км; рабочая орбита $H_{\pi}=250$ км; $H_{\alpha}=66000$ км.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих к разработке вопросов): расчёт баллистической схемы перелета в рамках грависфер нулевой протяженности; расчёт основных проектных параметров; описание основных систем космического аппарата; определение основных параметров аппаратуры наблюдения; меры безопасности производства; экономический расчёт.

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

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

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023

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

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023



РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 73 страницы, 13 рисунков, 8 таблиц, 13 источников.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СОЛНЕЧНАЯ БАТАРЕЯ, ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА, ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА, СТАЦИОНАРНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

В работе представлены результаты проектирования орбитального космического аппарата, расчет основных характеристик, необходимых для перелета на заданную орбиту, а также проектных характеристик.

Цель работы – разработка орбитального космического аппарата для изучения атмосферы Венеры.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- 1) рассчитать баллистическую схему перелета к целевой орбите в рамках грависфер нулевой протяженности;
- 2) определить основные проектные параметры с учетом использования ЭРД;
- 3) описать основные системы, входящие в состав КА;
- 4) рассчитать основные параметры аппаратуры наблюдения;
- 5) описать требования безопасности при работе с рабочим телом – ксеноном, а также требования безопасности работников при электроиспытаниях двигательной установки;
- 6) провести экономический расчёт стоимости изготовления первого серийного образца спроектированного космического аппарата.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения	6
Введение	7
1 Обзор космических аппаратов, изучавших Венеру	9
1.1 «Венера–16»	9
1.1.1 План миссии	9
1.2 «Мессенджер»	11
1.2.1 План миссии	12
1.3 «Акацуки»	13
2 Баллистическая часть	16
2.1 Расчет перелета в рамках грависфер нулевой протяженности	16
2.1.1 Расчет гелиоцентрического участка перелета	17
2.1.2 Расчет геоцентрического участка перелета	19
2.1.3 Расчет участка в окрестностях Венеры	20
2.2 Расчет гомановского участка перелета на околополярную суточную орбиту	21
3 Расчет проектных параметров КА	26
3.1 Алгоритм расчета проектных параметров в первом приближении	26
3.2 Расчет проектных параметров КА с учетом реальных характеристик современных ЭРД	28
3.3 Проектирование солнечных батарей космического аппарата	33
3.4 Оценка массы конструкции	36
3.5 Расчет геометрических параметров топливных баков	38
4 Описание компоновочной схемы КА. Основные системы космического аппарата	40
4.1 Система наведения, навигации и управления	44
4.2 Система связи и обработки информации	46
4.3 Система электропитания	47

4.4 Система терморегулирования	50
5 Определение основных параметров аппаратуры наблюдения	51
5.1 Выбор минимальной высоты орбиты	51
5.2 Расчет габаритов и оценка массы оптической системы	53
5.3 Расчет оптико-электронного телескопического комплекса	57
6 Безопасность и экологичность производства	61
6.1 Требования безопасности при работе с ксеноном	62
6.2 Требования безопасности работников при электроиспытаниях двигательной установки	63
7 Экономическая часть	68
Заключение	71
Библиографический список	72

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторная батарея;
- АМС – автоматическая межпланетная станция;
- ВЗ – вторичное зеркало;
- ГЗ – главное зеркало;
- ГСЗ – головной сборочный завод
- ГСО – геостационарная орбита;
- ДУ – двигательная установка;
- ЛРМ – линейное разрешение на местности;
- НВАБ – никель-водородная аккумуляторная батарея;
- НОО – низкая околоземная орбита;
- ОА – орбитальный аппарат;
- ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;
- ПН – полезная нагрузка;
- ПО – приборный отсек;
- РО – радиатор охлаждения;
- СБ – солнечная батарея;
- СИЗ – средства индивидуальной защиты;
- СПД – стационарный плазменный двигатель;
- СТР – система терморегулирования;
- СУ – система управления;
- ТД – техническая документация;
- ЦА – целевая аппаратура;
- ЭРДУ – электрореактивная двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

Изучение космического пространства и его объектов является одной из ключевых задач современной науки. Особое внимание уделяется исследованию планет солнечной системы, при этом Венера вызывает исключительный интерес как планета, расположенная ближе всех к Земле. Она является третьим по яркости небесным телом после Солнца и Луны. Венера сформировалась из протопланетного вещества, аналогичного земному, и характеристики планеты — диаметр, масса, плотность — очень схожи с характеристиками нашей планеты, что делает её более привлекательной для научного изучения.

Хоть учёные и провели немало исследований с помощью наземных наблюдений и автоматических космических станций, Венера по-прежнему остается мало изученной планетой со множеством загадок.

Одной из проблем космических исследований на сегодняшний день является проблема повышения эффективности способов доставки космических аппаратов на целевые орбиты к объектам изучения, в том числе к дальним планетам Солнечной системы или вывод за её пределы. Также непростыми являются и задачи увеличения активного существования космических аппаратов-исследователей, оптимизация массовых характеристик, энерговооружённости, и повышение надёжности без больших экономических затрат. Одно из перспективных направлений решения таких задач – внедрение ЭРД.

Так, применение традиционных химических двигателей и классической «гомановской» схемой перелёта требует большой массы топлива. Ракета-носитель может обеспечить доставку к Юпитеру полезной нагрузки не более 0,12% от собственной массы средства доставки. В то время как у ЭРД крайне низкий расход топлива при высоком импульсе. Также важной особенностью является способность к непрерывной работе на протяжении долгого времени.

Идея использования ЭРД была реализована во различных космических миссиях, например: Вояджер, Мессенджер, Dawn, VeriColombo. Так человечество расширило границы для исследований космического пространства.

Целью данной работы является разработка орбитального космического аппарата для изучения атмосферы Венеры на заданной орбите с использованием ЭРД.

В первом разделе приводится описание миссий космических аппаратов, изучавших Венеру. Исходя из опыта успешных исследовательских полётов к «второй Земле», сделаны выводы траектории и времени перелёта, а также о составе целевой аппаратуры.

В следующем разделе представлен баллистический расчет, используемый для перехода на целевую эллиптическую орбиту. Так же в нем представлена схема перелёта типа Земля – Венера в рамках грависфер нулевой протяженности.

А также описана модель определения основных проектных параметров КА с учетом использования ЭРД и представлен состав и назначение основных систем космического аппарата.

1 ОБЗОР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ИЗУЧАВШИХ ВЕНЕРУ

1.1 «Венера–15»

Одной из самых известных советских исследовательских миссий стала «Венера–15». Автоматическая межпланетная станция (АМС) была запущена с целью исследования поверхности Венеры. Запуск произошел 2 июня 1983 года с космодрома Байконур, выводился данный аппарат ракетой-носителем «Протон–К», а выход на переходную орбиту осуществлялся с помощью разгонного блока ДМ.

Радиолокационное исследование поверхности Венеры стало главной задачей запуска космической станции. Проникновение вглубь маскирующего слоя облачности, окружающего планету, осуществимо исключительно через радиолокационные технологии, которые позволяют осуществить мониторинг её поверхности из космического пространства. Главная цель миссии – получение подробной топографической карты северного полушария изучаемой планеты.

Миссия запуска данного космического аппарата ставила перед собой следующие научные задачи:

- получение изображений северной полярной области с разрешением 1,5–2 км;
- измерение профиля высот рельефа с точностью 50 м;
- проведение стереоскопической съемки отдельных участков планеты;
- составление радиотепловой карты и определение свойств грунта;
- изучение атмосферы Венеры путем ее радиопросвечивания;
- изучение атмосферы Венеры с помощью инфракрасного Фурье-спектрометра.

1.1.1 План миссии

Запуск автоматической станции «Венера–15» был осуществлён в 1983 году 2 июня в 6 часов 38 минут с космодрома Байконур. Ракета-носитель вывела аппарат на промежуточную околоземную орбиту, а импульсы двигателя

разгонного блока ДМ обеспечили выведение станции на межпланетную траекторию, с того момента началось самостоятельное движение «Венеры–15».

10 октября «Венера–15» перешла на целевую околосуточную орбиту со следующими элементами:

- большая полуось, $a = 38848$ км;
- эксцентриситет, $e = 0,82098$;
- наклонение, $e \approx 87^\circ$;
- аргумент перицентра, $\omega \approx 117,89^\circ$;
- долгота восходящего узла, $\Omega \approx 35,45^\circ$.

На протяжении всей миссии АМС совершала манёвры в глубоком космосе и манёвры, корректирующие траекторию.

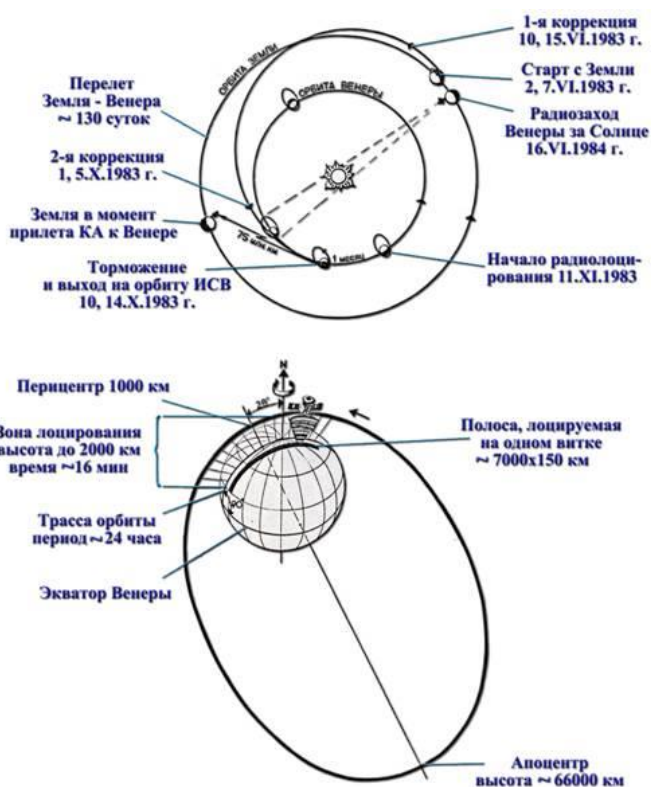


Рисунок 1.1 – Схема перелета космического аппарата «Венера–15»

В течение нескольких месяцев после того, как АМС вышла на целевую орбиту, была найдена существенная техническая проблема – главные антенны были неточно направлены в сторону Земли. Угол, на который развернулись

солнечные батареи «Венеры–15» к Солнцу составлял 45°. Для решения данной проблемы было предпринято несколько попыток переориентировать солнечные панели с помощью специальных команд, но данные попытки оказались безуспешными. Однако проблема смогла решиться: в правильную ориентацию антенна смогла переместиться только после того, как был включен двигатель. Импульс двигательной установки не только встряхнул весь аппарат, но и привел его к полному выравниванию.

Намеченный срок завершения этой миссии должен был приходиться на 10 марта 1984 года. Однако благодаря хорошему техническому состоянию АМС, было принято решение продлить её работу. Это позволило собрать важные данные в течение дополнительного времени, и лишь 10 июля 1984 года основная часть фотографической миссии была полностью выполнена.

1.2 «Мессенджер»

«Мессенджер» – автоматическая межпланетная станция (АМС), созданная для исследования Меркурия. Станция создана по заказу НАСА лабораторией прикладной физики на базе университета Джонса Хопкинса. Название миссии является аббревиатурой – MErcury Surface, Space Environment, GEochemistry, and Ranging. Запуск произошёл 3 августа 2004 года на мысе Канаверал при помощи ракеты-носителя «Дельта–2».

Основной целью данной миссии был Меркурий. Он, как Венера, Земля и Марс, является каменной планетой. Он обладает наименьшим размером и наибольшей плотностью среди всех планет этого списка. Поверхность планеты очень старая и претерпевает сильные температурные колебания.

Исследования Меркурия могли помочь в понимании того, как формировались и развивались планеты Солнечной системы [2].

Миссия Мессенджер ставила перед собой следующие научные задачи:

- изучение геологической истории планеты;
- определение природы внутреннего глобального магнитного поля;
- определение размеров и состояния ядра планеты;
- изучение экзосферы.

1.2.1 План миссии

Миссия началась с запуска со станции ВВС на мысе Канаверал 3 августа 2004 года. Через год, 2 августа 2005 года, АМС сблизилась с Землёй и совершила гравитационный манёвр, который направил её к Венере.

Мессенджер совершил два пролёта возле Венеры 24 октября 2006 года и 5 июня 2007 года.

Завершающими этапами стали 3 пролёта возле Меркурия в период с 14 января 2008 года по 29 сентября 2009 года, и выход на орбиту планеты 18 марта 2011 года. За это время Мессенджер составил почти полную карту поверхности, изучил состав атмосферы и магнитосферы планеты.

Во время второго пролёта около Венеры «Мессенджер» сделал серию снимков удаляющейся планеты на расстоянии от 60,6 тыс. км до 89,3 тыс. км

На протяжении всей миссии АМС совершала манёвры в глубоком космосе и манёвры, корректирующие траекторию.

Схема полёта представлена на рисунке 2.1 [2].

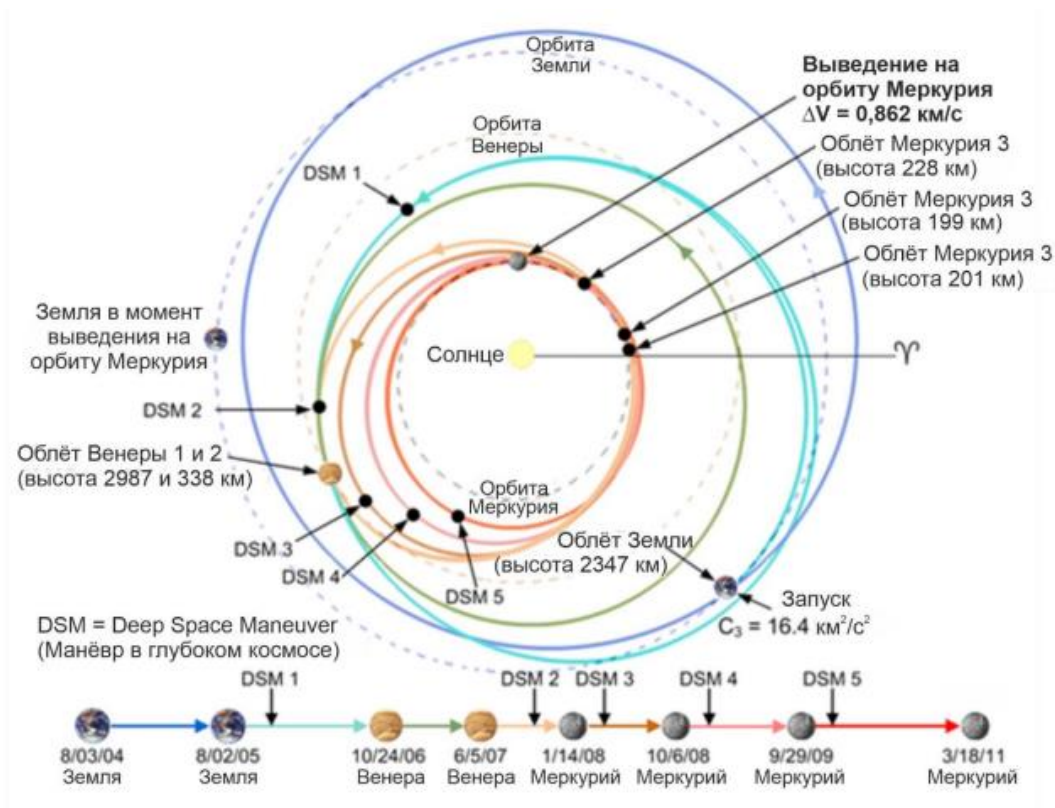


Рисунок 1.2 – Общая схема полёта АМС «Мессенджер»

1.3 «Акацуки»

На сегодняшний день последней миссией, которая была направлена для изучения Венеры и ее атмосферы, является «Акацуки». Данная автоматическая межпланетная станция была создана в Японии по заказу Японского агентства аэрокосмических исследований и являлась первой японской АМС, которая смогла выйти на орбиту планеты, отличной от Земли.

Космический аппарат был запущен 20 мая 2010 года из космического центра Танэгасима при помощи ракеты-носителя Н-ПА202 и стал первым японским зондом, вышедшим на орбиту вокруг планеты, отличной от Земли (7 декабря 2015 года).

Основной целью данной миссии является Венера, исследование трехмерного движения ее атмосферы с течением времени, а также изучение механизма суперротации (в то время как период вращения планеты составляет 243 земных дня, ее атмосфере на полный оборот требуется около 4 суток). Механизм суперротации показан на рисунке 1.3.

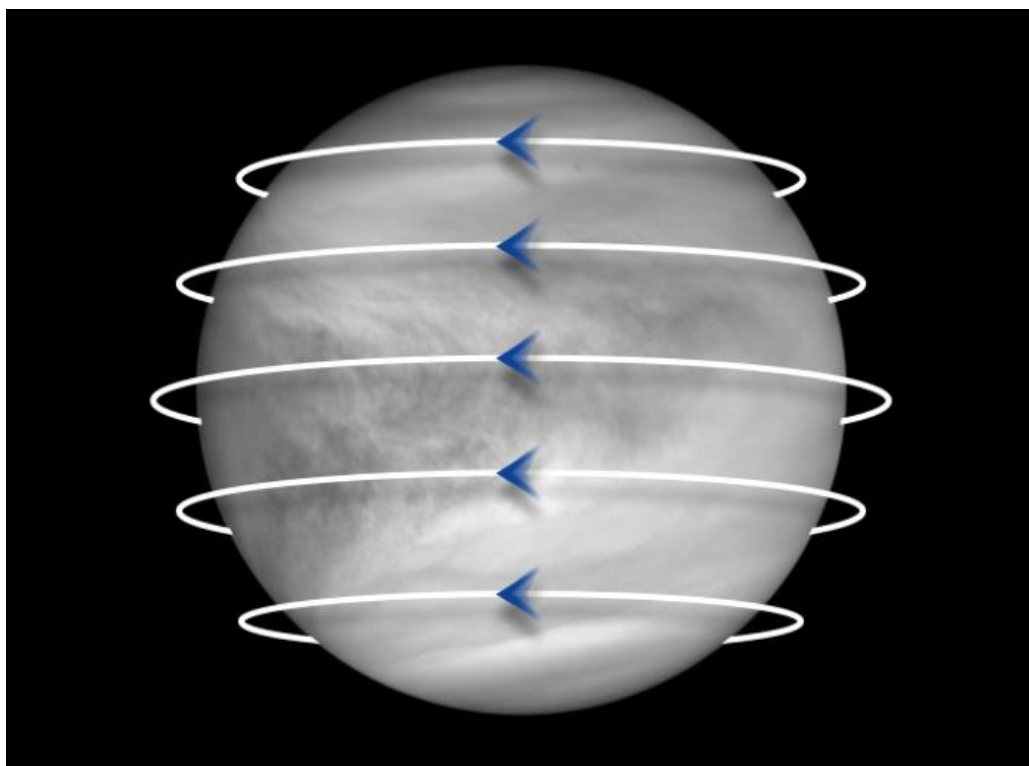


Рисунок 1.3 – Концептуальная схема механизма суперротации

Исследования, которыми занимались японские ученые, должны были помочь мировому научному сообществу разобраться в происхождении изучаемой планеты, найти конкретные доказательства для объяснения причины отличий Венеры и Земли. Также полученные сведения должны помочь в создании подробной метеорологической карты Венеры.

Основная часть космического аппарата спроектирована с размерами 1,04x1,45x1,4 м, оснащена двумя солнечными батареями. Космический аппарат «Акацуки» с периодом обращения по эллиптической орбите вокруг Венеры около 10 суток также оснащен научным оборудованием, его описание представлено в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Состав и описание целевой аппаратуры КА «Акацуки»

Название элемента аппаратуры	Цель эксперимента	Масса, кг
Ультрафиолетовый тепловизор (UVI)	Получение ультрафиолетовых изображений для последующего изучения распределения диоксида серы, связанного с образованием облаков; Измерение скорости ветра на вершинах облаков.	4,1
1 мкм камера	Наблюдение за слоем облаков вблизи поверхности Венеры, изучение распределения водяного пара и минерального состава поверхности планеты	6,7

Продолжение таблицы 1.1

2 мкм камера	Изучение циркуляции атмосферы Венеры и образования облаков	18,0
Длинноволновая инфракрасная камера	Измерение температуры на вершинах облаков	3,3
Камера молний и свечения атмосферы (ЛАС)	Наблюдение молний и свечения атмосферы	2,3
Генератор радиоизлучения	Измерение вертикального профиля температуры и паров серной кислоты	2,0

2 БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Во время проектирования космического аппарата первостепенной задачей является нахождение оптимального соотношения массы полезной нагрузки и массы топлива, исходя из целевого назначения аппарата. Для решения данной задачи необходимо провести баллистический расчёт, с помощью которого можно узнать энергетические затраты на перелёт. Расчёт перелёта к Венере проведем по методу грависфер нулевой протяжённости, а уже при переходе на околополярную суточную орбиту Венеры воспользуемся переходной орбитой Гомана.

2.1 Расчет перелета в рамках грависфер нулевой протяженности

При использовании метода грависфер нулевой протяженности необходимо учитывать следующие особенности:

- при анализе гелиоцентрической траектории перелета протяженностью грависфер планет пренебрегаем;

- при анализе планетоцентрических участков траекторий для анализа энергетических характеристик ЛА протяженность грависферы планеты считается бесконечной;

- дата старта с промежуточной орбиты ИСЗ рассматривается как дата старта на гелиоцентрическом участке перелёта.

Рассмотрим необходимые для расчета данные:

$$\mu_3 = 398600 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2} \text{ – гравитационный параметр Земли;}$$

$$R_3 = 6371 \text{ км – радиус Земли;}$$

$$R_B = 6051,8 \text{ км – радиус Венеры;}$$

$$M_3 = 5,9722 \cdot 10^{24} \text{ кг – масса Земли;}$$

$$M_B = 4,8675 \cdot 10^{24} \text{ кг – масса Венеры;}$$

$$r_{\text{орб.З}} = 149597870,7 \text{ км – радиус орбиты Земли;}$$

$$r_{\text{орб.В}} = 108209184 \text{ км – радиус орбиты Венеры;}$$

$\mu_C = 132712.4 \cdot 10^6 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ – гравитационный параметр Солнца;

$G = 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{\text{м}^3}{\text{кг} \cdot \text{с}^2}$ – гравитационная постоянная;

$\mu_B = 3,242 \cdot 10^5 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ – гравитационный параметр Венеры;

$E = 0$ – эксцентриситет круговых орбит.

Расчет начинаем с гелиоцентрической части перелета.

2.1.1 Расчет гелиоцентрического участка перелета

Согласно поставленному заданию оптимизации схемы перелета (минимизации потраченного топлива и максимизации конечной массы, а также допущений об отсутствии учета влияния других планет) схему перелета принимаем Гомановскую с дальностью перелета 180 градусов (начальная и конечная точки перелётной орбиты совпадают с апсидальными точками перелётного эллипса).

Расчет будем проводить в ППП «Mathcad». Введем значения для начальной, конечной и перелетной орбит.

Задаем уравнение орбиты:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \text{Cos } \vartheta}. \quad (2.1)$$

Вычислим большую полуось перелетной орбиты:

$$a_{\Pi} = \frac{r_{\text{орб.З}} + r_{\text{орб.В}}}{2} = 1,289 \cdot 10^8 \text{ км}. \quad (2.2)$$

Эксцентриситет перелетной орбиты:

$$e_{\pi} = \frac{r_{\text{орб.З}} - r_{\text{орб.В}}}{r_{\text{орб.З}} + r_{\text{орб.В}}} = 0,161. \quad (2.3)$$

Фокальный параметр перелетной орбиты:

$$p_{\pi} = a_{\pi} \cdot (1 - e_{\pi}^2) = 1,256 \cdot 10^8 \text{ км}. \quad (2.4)$$

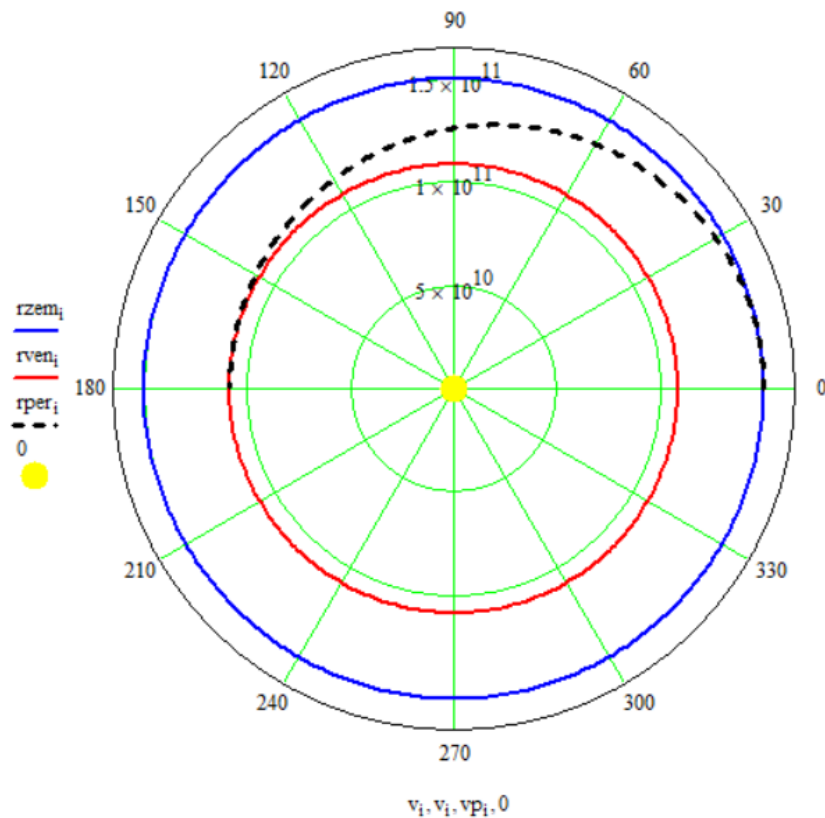


Рисунок 2.1 – Перелётная орбита в гелиоцентрической системе координат (синий цвет – начальная орбита, красный – конечная)

Вычислим орбитальные скорости Земли и Венеры относительно Солнца:

$$V_{\text{Зем}} = \sqrt{\frac{\mu_C}{r_{\text{орб.З}}}} = 29,761 \frac{\text{км}}{\text{с}}; \quad (2.5)$$

$$V_{\text{Вен}} = \sqrt{\frac{\mu_C}{r_{\text{орб.В}}}} = 34,993 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.6)$$

Вычислим скорости в начальной и конечной точках перелетного эллипса:

$$V_{\text{гом1}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_C}{r_{\text{орб.З}}} - \frac{2 \cdot \mu_C}{r_{\text{орб.З}} + r_{\text{орб.В}}}} = 27,267 \frac{\text{км}}{\text{с}}; \quad (2.7)$$

$$V_{\text{гом2}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_C}{r_{\text{орб.В}}} - \frac{2 \cdot \mu_C}{r_{\text{орб.З}} + r_{\text{орб.В}}}} = 37,697 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.8)$$

Найдем необходимый гиперболический избыток скорости на начальной точке гелиоцентрической орбиты:

$$V_{\text{изб1}} = V_{\text{гом1}} - V_{\text{зем}} = -2,493 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.9)$$

Полученное отрицательное значение показывает, что скорость выхода из грависферы Земли должна быть направлена против движения Земли по орбите вокруг Солнца.

2.1.2 Расчет геоцентрического участка перелета

Вычислим значение круговой скорости на НОО:

$$V_{\text{зем}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3 + 200}} = 7,788 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.10)$$

Вычислим необходимую скорость в начале разгона с НОО:

$$V_{\text{нач}} = \sqrt{V_{\text{изб1}}^2 \cdot \frac{2 \cdot \mu_3}{R_3 + 200}} = 11,293 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.11)$$

Вычислим необходимое приращение скорости при старте с НОО:

$$dV_1 = V_{\text{нач}} - V_{\text{зем}} = 3,505 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.12)$$

2.1.3 Расчет участка в окрестностях Венеры

Вычислим гиперболический избыток скорости на конечной точке гелиоцентрической орбиты:

$$V_{\text{изб2}} = V_{\text{гом2}} - V_{\text{Вен}} = 2,704 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.13)$$

Рассчитаем скорость, необходимую для заданной высоты вокруг Венеры:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\mu_B}{R_B + 300}} = 7,144 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.14)$$

Вычислим необходимую скорость в перицентре гиперболы на высоте 300 км от поверхности планеты:

$$V_{\pi} = \sqrt{V_{\text{изб2}}^2 \cdot \frac{2 \cdot \mu_B}{R_B + 300}} = 10,459 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.15)$$

Вычислим импульс для перехода на круговую орбиту Венеры:

$$dV_2 = V_{\text{кр}} - V_{\pi} = -3,315 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.16)$$

Вычислим суммарный импульс скорости для перелета:

$$dV_{\Sigma} = |dV_1| + |dV_2| = 6,819 \frac{\text{км}}{\text{с}}. \quad (2.17)$$

2.2 Расчет гомановского участка перелета на околополярную суточную орбиту

Так как орбитальный аппарат будет находиться на околополярной суточной орбите с высотой перигея, равной 250 км и высотой апогея, равной 66000 км, необходимо рассчитать последний участок перелета с круговой орбиты на высоте 250 км от поверхности Венеры до заданной эллиптической орбиты.

Перелет будем осуществлять по гомановской траектории.

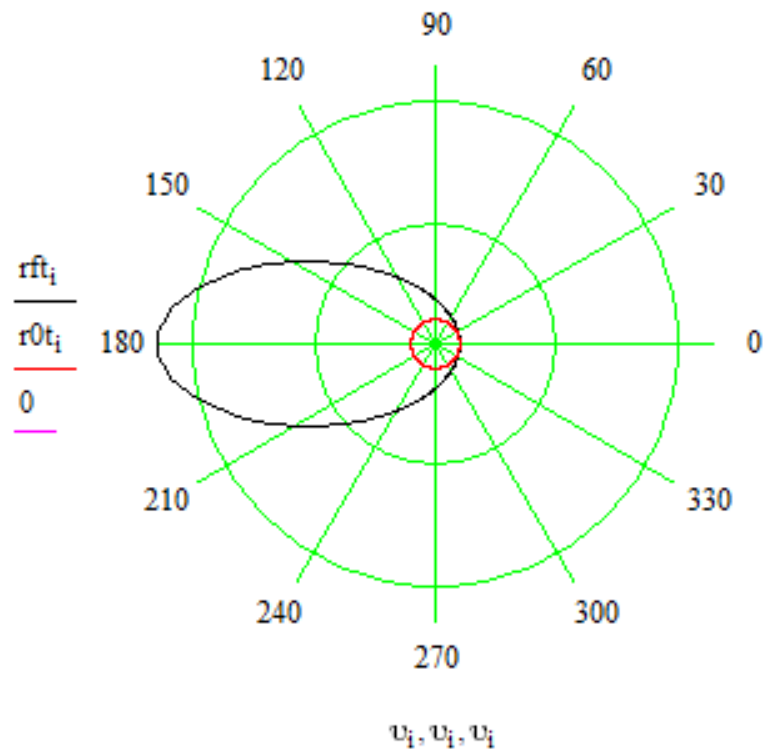


Рисунок 2.2 – Начальная и конечная орбиты для перелета по гомановской траектории (красный цвет – начальная орбита, черный – конечная)

Для проведения дальнейшего анализа энергетических затрат необходимо выбрать оптимальную (с точки зрения суммарного импульса скорости) схему двухимпульсного перелета. Так как начальная орбита является круговой с радиусом R_0 , а рабочая орбита эллиптическая с радиусом перигея $R_{\text{пк}}$ и радиусом апогея $R_{\text{ак}}$ выбор будет проводиться из двух схем:

- перелет из перигея начальной орбиты в перигей конечной орбиты;
- перелет из апогея начальной орбиты в апогей конечной орбиты.

При расчете перелета по первой схеме будем использовать следующие формулы:

значение круговой скорости на начальной орбите:

$$V_{00} = \sqrt{\frac{\mu_B}{R_0}}, \quad (2.18)$$

где R_0 – радиус начальной круговой орбиты.

Значение скорости на конечной орбите:

$$V_{\text{кон}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_B}{R_{\text{пк}}} - \frac{2 \cdot \mu_B}{R_{\text{пк}} + R_{\text{ак}}}}, \quad (2.19)$$

где $R_{\text{пк}}$ и $R_{\text{ак}}$ – радиус перигея и апогея конечной орбит соответственно.

Скорость в перигее переходного эллипса:

$$V_{\text{пер}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_B}{R_0} - \frac{2 \cdot \mu_B}{R_0 + R_{\text{пк}}}}. \quad (2.20)$$

Скорость в апогее переходного эллипса:

$$V_{\text{апер}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\text{лк}}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\text{лк}} + R_0}}. \quad (2.21)$$

Приращения скорости при первом и втором импульсах рассчитываются по следующим формулам:

$$\Delta V_{01} = V_{\text{лпер}} - V_{00}; \quad (2.22)$$

$$\Delta V_{02} = V_{\text{кон}} - V_{\text{апер}}. \quad (2.23)$$

Суммарные затраты импульсной скорости на перелет рассчитываются по следующей формуле:

$$\Delta V_{0\Sigma} = |\Delta V_{01}| + |\Delta V_{02}|. \quad (2.24)$$

При расчете перелета по второй схеме формулы 2.18, 2.22, 2.23 и 2.24 остаются неизменными, оставшиеся формулы претерпят некоторые изменения:

$$V_{\text{кон}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\alpha\kappa}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\alpha\kappa} + R_{\text{лк}}}}; \quad (2.25)$$

$$V_{\text{лпер}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_0} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_0 + R_{\alpha\kappa}}}; \quad (2.26)$$

$$V_{\text{апер}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\alpha\kappa}} - \frac{2 \cdot \mu_{\text{В}}}{R_{\alpha\kappa} + R_0}}. \quad (2.27)$$

Результаты расчетов по обеим схемам сведем в таблицу 2.1.

Таблица 2.1 – Результаты расчетов по двум схемам перелета

Схема 1 – перелет из перигея начальной орбиты в перигей конечной орбиты			
Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения
Круговая скорость на начальной орбите	V_{00}	км/с	7,144
Скорость в перигее переходного эллипса	$V_{\text{лпер}}$	км/с	7,130
Скорость в апогее переходного эллипса	$V_{\text{апер}}$	км/с	7,187
Скорость на конечной орбите	$V_{\text{кон}}$	км/с	9,727
Приращение скорости при первом импульсе	ΔV_{01}	км/с	-0,014
Приращение скорости при втором импульсе	ΔV_{02}	км/с	2,540
Суммарные затраты импульсной скорости на перелет	$\Delta V_{0\Sigma}$	км/с	2,554
Схема 2 – перелет из апогея начальной орбиты в апогей конечной орбиты			
Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения
Круговая скорость на начальной орбите	V_{00}	км/с	7,144
Скорость в перигее переходного эллипса	$V_{\text{лпер}}$	км/с	9,686
Скорость в апогее переходного эллипса	$V_{\text{апер}}$	км/с	0,854
Скорость на конечной орбите	$V_{\text{кон}}$	км/с	0,851
Приращение скорости при первом импульсе	ΔV_{01}	км/с	2,541
Приращение скорости при втором импульсе	ΔV_{02}	км/с	-0,003
Суммарные затраты импульсной скорости на перелет	$\Delta V_{0\Sigma}$	км/с	2,544

Рассмотрев результаты приведенных расчетов, можно сделать вывод, что наиболее предпочтительной и менее энергозатратной является схема перелета в апогей конечной орбиты, где приращение скорости при первом импульсе 2,541 км/с, а тормозной импульс для перехода на рабочую орбиту 0,003 км/с, таким

образом суммарные затраты импульсной скорости на перелет будут минимальны и равны 2,544 км/с.

3 РАСЧЕТ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КА

3.1 Алгоритм расчета проектных параметров в первом приближении

В первом приближении для расчета можно использовать обобщенную модель массы разрабатываемого КА:

$$M_0 = M_{\text{ПН}} + M_{\text{ЭУ}} + M_{\text{РТ}} + M_{\text{СПХ}} + M_{\text{ПЭ}} + M_{\text{К}} + M_{\text{ДУ}}, \quad (3.1)$$

где $M_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки;

$M_{\text{ЭУ}}$ – масса энергоустановки;

$M_{\text{РТ}}$ – масса рабочего тела;

$M_{\text{СПХ}}$ – масса системы подачи и хранения;

$M_{\text{ПЭ}}$ – масса преобразователя энергии;

$M_{\text{К}}$ – масса конструкции;

$M_{\text{ДУ}}$ – масса двигательной установки.

Для расчета масс компонентов рассчитываемого КА будем использовать следующие зависимости:

$$M_{\text{ЭУ}} = \alpha_{\text{Э}} \cdot N; \quad (3.2)$$

$$M_{\text{ДУ}} = \gamma_{\text{ДУ}} \cdot P; \quad (3.3)$$

$$M_{\text{К}} = \mu_{\text{К}} \cdot M_0; \quad (3.4)$$

$$M_{\text{ПЭ}} = \alpha_{\text{ПЭ}} \cdot \eta_{\text{ПЭ}} \cdot N; \quad (3.5)$$

$$M_{\text{СПХ}} = \gamma_{\text{СПХ}} \cdot M_{\text{РТ}}, \quad (3.6)$$

где $\alpha_{\text{Э}}$ – удельная масса энергоустановки, кг/кВт;

$\gamma_{\text{ДУ}}$ – удельная масса двигательной установки, кг/Н;

$\mu_{\text{К}}$ – относительная масса конструкции;

$\alpha_{\text{ПЭ}}$ – удельная масса преобразователя энергии, кг/кВт;

$\eta_{\text{ПЭ}}$ – КПД преобразователя энергии;

$\gamma_{\text{СПХ}}$ – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела;

N – мощность энергоустановки, кВт;

P – тяга двигательной установки, Н.

Для корректного расчёта мощности всей энергоустановки, а также тяги ЭРДУ воспользуемся следующими формулами:

$$N = \frac{P_{\text{С}}}{2 \cdot \eta_{\text{т}} \cdot \eta_{\text{ПЭ}}}; \quad (3.7)$$

$$P = \frac{c}{T} \cdot M_{\text{РТ}}, \quad (3.8)$$

где c – скорость истечения рабочего тела;

$\eta_{\text{т}}$ – тяговый КПД;

T – время перелета.

В первом приближении для расчёта массы рабочего тела необходимо использовать следующее соотношение:

$$M_{\text{РТ}} = M_0 \cdot (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) - M_{\text{ПН}} \cdot z_2; \quad (3.9)$$

Значения z_1 и z_2 находятся по формулам:

$$z_1 = 1 - \exp\left(-\frac{V_{\text{x1}}}{c}\right); \quad (3.10)$$

$$z_2 = 1 - \exp\left(-\frac{V_{x2}}{c}\right). \quad (3.11)$$

Используя указанные выше соотношения, выведем итоговые формулы для расчета M_0 и $M_{\text{ПН}}$:

$$M_0 = \frac{M_{\text{ПН}} \cdot \left(1 - z_2 \cdot \left(1 + \gamma_{\text{СПХ}} + \frac{c}{T} \cdot (\alpha + \gamma)\right)\right)}{1 - (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) \cdot \left(1 + \gamma_{\text{СПХ}} + \frac{c}{T} \cdot (\alpha + \gamma)\right) - \mu_{\text{К}}}; \quad (3.12)$$

$$M_{\text{ПН}} = \frac{M_0 \cdot \left(1 - (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) \cdot \left(1 + \gamma_{\text{СПХ}} + \frac{c}{T} \cdot (\alpha + \gamma)\right) - \mu_{\text{К}}\right)}{1 - z_2 \cdot \left(1 + \gamma_{\text{СПХ}} + \frac{c}{T} \cdot (\alpha + \gamma)\right)}; \quad (3.13)$$

$$\alpha + \gamma = \gamma_{\text{Д}} + \left(\alpha_{\text{Э}} + \alpha_{\text{ПЭ}} \cdot (1 - \eta_{\text{ПЭ}})\right) \cdot \frac{c}{2 \cdot \eta_{\text{Т}} \cdot \eta_{\text{ПЭ}}}. \quad (3.14)$$

3.2 Расчет проектных параметров КА с учетом реальных характеристик современных ЭРД

Для последующего уточнения рассчитанных значений различных параметров КА, рассмотренных в предыдущем пункте, будем учитывать показатели электроракетных двигателей, которые на сегодняшний день произведены либо находятся в разработке в Российской Федерации.

С учетом характеристик таких ЭРД подробно рассмотрим приведенную ниже математическую модель массы КА, а также алгоритм для расчета параметров, необходимых в первом приближении. Результаты расчета по алгоритму необходимо будет оптимизировать численно. В итоге мы должны выбрать оптимальное число двигателей, которые будут входить в состав энергоустановки.

В качестве описанной модели массы принимаем соотношения (3.1-3.6).

Определение мощности и тяги всей энергоустановки найдем по следующим формулам:

$$N = a_N \cdot N_0 \cdot n; \quad (3.15)$$

$$P = P_0 \cdot n, \quad (3.16)$$

где N_0 – потребная мощность выбранного двигателя;

P – значение тяги для одного двигателя;

n – общее число двигателей, взятое в результате оптимизации;

a_N – коэффициент, который включает в себя расход мощности на бортовые системы.

Формула для вычисления удельной массы рассматриваемой двигательной установки выглядит следующим образом:

$$\gamma_{ДУ} = \frac{P_0}{m_{дв}}, \quad (3.17)$$

где $m_{дв}$ – масса одного выбранного двигателя.

Проведя простейшие математические преобразования, изначальная формула модели массы примет следующий вид:

$$M_0 = \frac{M_{ПН} \cdot [1 - (1 + \gamma_{СПХ}) \cdot z_2]}{1 - (1 + \gamma_{СПХ}) \cdot (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) - \mu_K} + \frac{n \cdot (a_N \cdot N_0 \cdot (\alpha_{Э} + \alpha_{ПЭ} \cdot (1 - \eta_{ПЭ})) + a_P \cdot \gamma_D \cdot P_0)}{1 - (1 + \gamma_{СПХ}) \cdot (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) - \mu_K}, \quad (3.18)$$

где a_P – коэффициент резервирования.

Коэффициент a_p в формуле (3.18) необходим для включения в расчет резервных единиц двигателей для перелета, его значение принимаем равным 1,5.

При выполнении расчетов по задаче, обратной описанной выше (необходимо определить массу полезной нагрузки исходя из значения стартовой массы), итоговая формула будет выглядеть следующим образом:

$$M_{\text{ПН}} = \frac{M_0 \cdot [1 - (1 + \gamma_{\text{СПХ}}) \cdot (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) - \mu_k]}{1 - (1 + \gamma_{\text{СПХ}}) \cdot z_2} - \frac{n \cdot (a_N \cdot N_0 \cdot (\alpha_{\text{Э}} + \alpha_{\text{ПЭ}} \cdot (1 - \eta_{\text{ПЭ}})) + a_p \cdot \gamma_d \cdot P_0)}{1 - (1 + \gamma_{\text{СПХ}}) \cdot z_2}. \quad (3.19)$$

При выполнении расчетов в первом приближении итоговое время перелета будет определяться без учета пассивных участков, следовательно, для его вычисления необходимо знать только значение моторного времени:

$$T = T_M = \frac{M_T \cdot c_0}{P} = M_0 \cdot (z_1 + z_2 - z_1 \cdot z_2) - M_{\text{ПН}} \cdot z_2, \quad (3.20)$$

где c_0 – значение скорости струи выбранного плазменного двигателя.

Используя указанные выше зависимости, проведем расчет основных параметров КА с использованием ЭРДУ в первом приближении. Исходные параметры для расчета выбираем согласно статистическим данным:

$\alpha_{\text{Э}} = 10$ кг/кВт – удельная масса энергоустановки;

$\alpha_{\text{ПЭ}} = 5$ кг/кВт – удельная масса преобразователя энергии;

$\gamma_{\text{СПХ}} = 0,07$ – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела;

$\mu_k = 0,1$ – относительная масса конструкции.

Двигатель для последующего расчета будем выбирать, как говорилось выше, из тех, которые на сегодняшний день произведены либо находятся в

разработке в Российской Федерации. Основные показатели этих двигателей указаны в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Основные характеристики отечественных СПД

Название двигателя	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Состояние разработки
СПД-25	7	8-10	0,1	20	1200	лабораторная модель
СПД-35	10	12	0,2	30	2500	инженерный
СПД-50	20	12,5	0,35	35	2250	лётный
СПД-60	30	13	0,5	37	2500	лётный
СПД-70	40	14,5	0,65	44	3100	лётный
СПД-100	83	15	1,35	50	9000	лётный
СПД-1350	88	≥17,2	1,5	52	7000	лётный
СПД-140	280/170	17/28	4,5	55	8200	лётный
СПД-200	185-488	17,56-29,5	3,0-11,0	50-63	18000	инженерный
СПД-290	до 1500	15-30	5,0-30,0	65	27000	лабораторная модель
КМ-37	5,7-1,1	8,95-16,4	0,1-0,3	24-50	2000	лабораторная модель
КМ-45	10-28	12,5-15	0,2-0,45	30-45	4000	лётный
КМ-60	30-50	12,5-22	0,45-1,1			инженерный
КМ-88	50-105	20-30	1-2,5	55-64		лабораторная модель
КМ-5	80-140	16-21	1,35-2,5	50		лётный
КМ-7	200-380	17-26,5	3,5-6	55		лётный

Для решения задачи по оптимизации результатов необходимо выбрать критерий, по которому будет происходить отбор из рассчитанных вариантов. По моему мнению, основным критерием в данном случае будет являться значение относительной массы полезной нагрузки проектируемого КА.

Используя зависимости (3.1-3.20), проведем расчет параметров проектируемого КА с различными значениями времени перелета, а результаты расчетов сведем в таблицу 3.2.

Таблица 3.2 – Результаты решения задачи оптимизации для различных значений времени перелёта

$M_{\text{ПН}}$, кг	μ	Модель ЭРД	n	P , Н	N , кВт	T , сут
1347	0,269	СПД-100	99	8,217	110,93	44
1502	0,273	СПД-100	69	5,727	77,31	70
1751	0,318	СПД-140	16	4,480	61,92	89
1939	0,353	СПД-100	43	3,569	48,18	110
2093	0,381	СПД-140	10	2,800	38,70	138

Согласно результатам расчета можно сделать следующий вывод: в первом приближении при увеличении моторного времени значение относительной массы ПН будет возрастать.

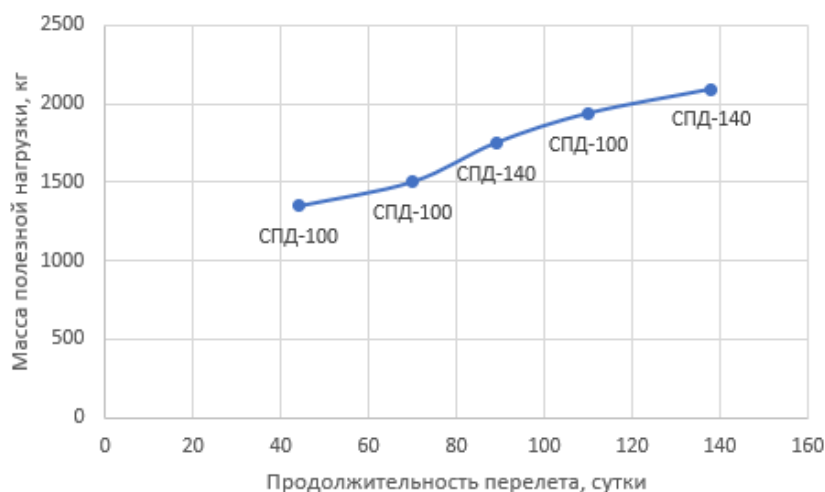


Рисунок 3.1 – Результаты решения задачи оптимизации для различных значений времени перелета

В качестве решения задачи оптимизации выберем третий вариант межорбитального полета. Перелет будет осуществляться по схеме, рассчитанной в главе 2.

Значения основных параметров КА, полученных при выборе третьего варианта, сведем в таблицу 3.3.

Таблица 3.3 – Основные проектные параметры КА

Параметр	Значение
Масса полезной нагрузки, кг	1751
Стартовая масса, кг	6000
Модель двигателя	СПД–140
Тяга одного двигателя, Н	0,28
Количество двигателей	16
Тяга ЭРДУ, Н	4,48
Мощность энергоустановки, кВт	61,92
Площадь солнечных батарей, м ²	200
Масса двигательной установки, кг	120

3.3 Проектирование солнечных батарей космического аппарата

При расчете солнечных батарей, которые будут установлены на проектируемом КА, необходимо знать значение суммарной электроэнергии, которая потребляется в процессе жизнедеятельности КА. В основном электроэнергия будет потребляться ДУ, а также бортовыми системами в течение их работы.

Также немаловажным фактором при расчете СБ является учет постепенной деградации СБ в процессе работы ($\chi_{СБ} = 2,2\%$ в год), а также некоторых потерь в электрических цепях ($\varepsilon_{СБ} = 1\%$).

Учитывая перечисленные выше факторы, расчет потребной мощности необходимо выполнять по приведенной ниже формуле:

$$N = N_{\text{ДУ}} + N_{\text{БС}} + (N_{\text{ДУ}} + N_{\text{БС}}) \cdot \frac{T_{\Sigma}}{t} \cdot \chi_{\text{СБ}} + (N_{\text{ДУ}} + N_{\text{БС}}) \cdot \varepsilon_{\text{СБ}}, \quad (3.21)$$

где $T_{\Sigma} = 400$ суток – период существования КА;

$t = 365$ – календарный год.

Подставив имеющиеся значения в формулу (3.21), получим необходимое значение потребной мощности СБ для проектируемого КА $N = 65$ кВт.

В формуле (3.21) не указан еще один немаловажный фактор, при котором может происходить значительное снижение мощности. Этим фактором является нагрев СБ. Существует несколько вариантов для уменьшения влияния перегрева, но, по моему мнению, самым эффективным является переориентация панелей солнечных батарей под углом $\beta = 60^\circ$ к Солнцу. Но при использовании такого метода мощность вырабатываемой энергии снизится, поэтому при переориентации панелей необходимо будет пропорционально увеличить площадь этих панелей солнечных батарей $S_{\text{СБ}}$, чтобы восполнить падение напряжения. Значение начального КПД полупроводниковых элементов $\eta_{\text{СЭ}}$ равно 29% согласно статистическим данным. Значит, при ориентации солнечных батарей под углом $\beta = 90^\circ$ к Солнцу, получим следующее значение площади панелей:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{ЭУ}}}{q \cdot \eta_{\text{СЭ}}} = \frac{65 \cdot 10^3}{1,3 \cdot 10^3 \cdot 0,29} = 172 \text{ м}^2, \quad (3.22)$$

где $q = 1,3 \frac{\text{кВт}}{\text{м}^2}$ – значение удельного потока энергии Солнца на орбите.

Вычислим значение площади солнечных батарей при условии, что они переориентированы под углом $\beta = 60^\circ$ к Солнцу:

$$S'_{\text{СБ}} = \frac{S_{\text{СБ}}}{\sin 60^\circ} = \frac{172}{\sin 60^\circ} = 198,6 \text{ м}^2. \quad (3.23)$$

Для удобства дальнейших расчетов и производства примем значение площади $S'_{\text{СБ}} = 200 \text{ м}^2$. Спроектированные солнечные батареи состоят из двух одинаковых панелей площадью по 100 м^2 и представляют собой гибкие складные солнечные батареи пакетного типа. Габаритные размеры одной панели $2,5 \times 40,0 \text{ м}$.

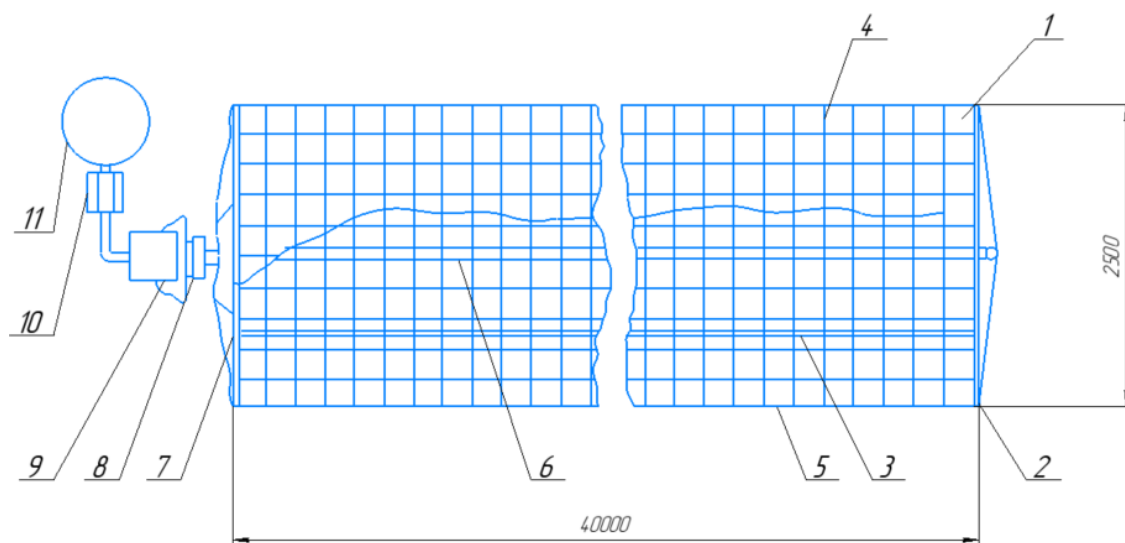


Рисунок 3.2 – Конструктивно-компоновочная схема СБ: 1 – блок СЭ;
 2 – верхняя крышка контейнера панели; 3 – направляющий трос;
 4 – поперечный ограничитель панели; 5 – боковые шины; 6 – раздвижная мачта;
 7 – контейнер панели; 8 – привод ориентации СБ по крену и тангажу; 9 –
 механизм разворота СБ из транспортного в рабочее положение;
 10 – редуктор, понижающий давление; 11 – шар-баллон высокого давления со
 сжатым газом

Панели спроектированных СБ будут упаковываться на Земле и устанавливаться на двух точках крепления. Верхняя точка крепления обеспечивается пироболтом, нижняя точка – приводом СБ.

При раскрытии СБ в положение для их эксплуатации используется следующий алгоритм:

- 1) Подача команды на раскрытие солнечных батарей после выведения КА на НОО.
- 2) Освобождение верхней точки крепления после срабатывания пироболта.
- 3) Отход панелей от стенок КА с помощью привода.
- 4) Установка панелей в рабочее положение с помощью механизма разворота. Последующее раскрытие солнечных батарей.
- 5) Полное раскрытие панелей СБ в рабочее положение и ориентация их под углом $\beta = 60^\circ$ к Солнцу.

3.4 Оценка массы конструкции

Для проведения расчета итоговой массы КА необходимо учесть, что максимальное значение стартовой массы ограничивается возможностью используемой для вывода КА ракеты-носителя. Спроектированный КА будет выводиться на НОО при помощи РН «Союз–2.1а» с космодрома «Восточный» с наклоном $i = 51,6^\circ$. Учитывая условия запуска, максимальное значение выводимой массы составляет 7400 кг. Согласно расчетам, выполненным в пункте 3.2, $M_{\text{пн}} = 1751$ кг, а значит, значение массы КА без учета полезной нагрузки не должно превышать 5649 кг.

Воспользовавшись таблицами 3.2 и 3.5 [4] и подробно изучив статистические данные, указанные в них, можно принять массу приборного отсека $M_{\text{пр}} = 283,0$ кг. В этой массе будут учитываться массы систем наведения, навигации и управления, а также системы связи.

Блок баков с рабочим телом в первом приближении объединим с приборным блоком. Согласно расчетам по формуле (3.9) $M_{\text{РТ}} = 2281$ кг, $M_{\text{СПХ}} = 183$ кг.

Полную массу приборного отсека определим по следующей формуле:

$$M_{\text{пр.б}} = M_{\text{РТ}} + M_{\text{СПХ}} + M_{\text{пр}} = 2281 + 183 + 283 = 2747 \text{ кг.} \quad (3.24)$$

В состав ферменной конструкции будут входить стержни и стандартизированное стыковочное устройство. В качестве материала для изготовления стержней примем АМгб.

Масса ферменной конструкции равна $M_{\phi} = 30$ кг. Масса стыковочного устройства $M_{\text{ст.у}} = 30$ кг.

Масса двигательной установки зависит от числа двигателей, входящих в ее состав. Согласно пункту 3.2, ее значение равно $M_{\text{д}} = 120$ кг.

Масса энергетической установки равна $M_{\text{эу}} = 620$ кг.

Для определения массы системы терморегулирования необходимо воспользоваться следующей зависимостью:

$$M_{\text{стр}} = M_{\text{эвти}} + M_{\text{рад}}, \quad (3.25)$$

где $M_{\text{стр}}$ – масса системы терморегулирования;

$M_{\text{эвти}}$ – масса экранно-вакуумной теплоизоляции;

$M_{\text{рад}}$ – масса активной СТР (радиаторы, тепловые трубы и т.д.).

Масса экранно-вакуумной теплоизоляции определяется с учетом массы конструкции, рассчитываемой по формуле (3.4). Формула для вычисления выглядит следующим образом:

$$M_{\text{эвти}} = m_{\text{ст}} \cdot M_{\text{к}} = 0,012 \cdot 700 = 8,4 \text{ кг}, \quad (3.26)$$

где $m_{\text{ст}} = 0,012..0,055$ – статистический коэффициент, принимаемый согласно статистическим данным.

Как и в случае выше, масса активной СТР определяется исходя из значения массы конструкции по формуле:

$$M_{\text{рад}} = m_{\text{ст}} \cdot M_{\text{к}} = 0,055 \cdot 700 = 38,5 \text{ кг}. \quad (3.27)$$

Значит, суммарное значение массы СТР равно:

$$M_{\text{стр}} = 8,4 + 38,5 = 46,9 \text{ кг.}$$

Полученные значения массовой сводки сведем в таблицу 3.4.

Таблица 3.4 – Укрупненная массовая сводка

№ п/п	Наименование	Масса, кг
1	Приборный блок с рабочим телом	2747,0
2	Ферменная конструкция	30,0
3	Солнечные батареи	620,0
4	Двигательная установка	120,0
5	Система терморегулирования	46,9
6	Масса преобразователя энергии	309,0
7	Неучтенная масса	376,1
8	Итоговая масса	4249,0

3.5 Расчет геометрических параметров топливных баков

Найдем основные геометрические параметры топливных баков двигательной установки проектируемого КА.

В первом приближении примем, что баки с рабочим телом являются одинаковыми, имеют форму шара, число таких баков равно 4. Рабочее тело – ксенон.

Для определения габаритных размеров баков необходимо знать значение массы рабочего тела, рассчитанное в предыдущем пункте работы.

Диаметр шар-баллона в первом приближении определяется по следующей зависимости:

$$d_6 = \sqrt[3]{\frac{6M_{\text{РТ}} \cdot \alpha_3}{\pi \cdot \rho_{\text{Xe}} \cdot n_6}}, \quad (3.28)$$

где $\alpha_3 = 1,05$ – коэффициент запаса рабочего тела;

$\rho_{\text{Xe}} = 2763 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность сжиженного ксенона;

n_6 – число шар-баллонов.

Подставив имеющиеся данные в формулу (3.25), получим:

$$d_6 = \sqrt[3]{\frac{6 \cdot 2281 \cdot 1,05}{\pi \cdot 2763 \cdot 4}} = 0,75 \text{ м.}$$

При дальнейших расчетах необходимо воспользоваться формулой, использующейся в безмоментной теории тонкостенных конструкций.

Исходные данные для расчета толщины стенки:

- материал бака – ВТ 14;
- предел прочности используемого материала $[\sigma] = 1000$ МПа;
- значение избыточного внутреннего давления $P_{\text{PT}} = 4$ МПа.

Значение толщины необходимо выразить из следующей зависимости:

$$\frac{f \cdot P_{\text{PT}} \cdot d_6}{4 \cdot \delta \cdot K_{\text{ш}}} \leq [\sigma], \quad (3.29)$$

где $f = 2$ – коэффициент безопасности;

d_6 – диаметр шар-баллона, вычисленный выше;

$K_{\text{ш}}$ – коэффициент сварного шва. Принимаем значение 0,9.

Выразим толщину стенки шар-баллона из формулы (3.29):

$$\delta = \frac{f \cdot P_{\text{PT}} \cdot d_6}{4 \cdot K_{\text{ш}} \cdot [\sigma]} = \frac{2 \cdot 4 \cdot 0,75}{4 \cdot 0,9 \cdot 1000} = 0,0016 \text{ м} = 1,6 \text{ мм.} \quad (3.30)$$

Для шар-баллонов в проектируемом в данной работе КА получим толщину стенки $\delta = 1,6$ мм. Из конструктивных и технологических соображений в первом приближении примем $\delta = 2$ мм.

4 ОПИСАНИЕ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ КА. ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ КА

При создании компоновочной схемы будущего изделия, крайне важно принимать во внимание, что его сборка будет осуществляться на Земле, следовательно на него будет действовать множество нагрузок, которые в космическом пространстве не будут учитываться. Из этого следует, что схема расположения основных агрегатов должна быть грамотно разработана с выделением основных блоков. Отдельное внимание стоит уделить тому факту, что по конструктивным соображениям блок баков и блок приборов выгодно объединить между собой, это не мешает работе систем, а наоборот повысит эффективность функционирования. На последующих этапах работы с проектом компоновочная схема уточняется и становится ключевым документом при разработке и сборке аппарата.

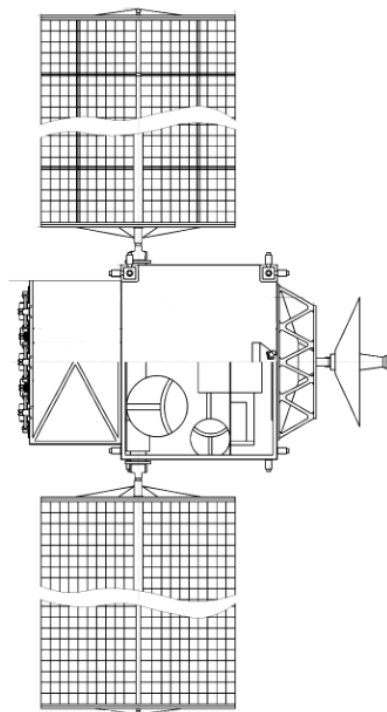


Рисунок 4.1 – Пример компоновочной схемы КА

Рассмотрим состав блоков космического аппарата:

1. Двигательный блок достаточно объёмный включает в себя 16 стационарных плазменных двигателей СПД-140. Каждый из двигателей имеет следующие характеристики (согласно таблице 3.1):

- тяга 280 мН;
- удельный импульс 17 км/с;
- КПД около 55%;
- рабочее тело – ксенон.

2. Для обеспечения электроэнергией в процессе полета применяется стандартный источник энергии в космосе – солнечные батареи, в нашем случае используются две пакетного типа. Для увеличения эффективности, были применены инновационные фотоэлектрические преобразователи, основным материалом которых является арсенид галлия, использование этого материала позволило повысить коэффициент полезного действия на 30-35%. Поэтому площадь солнечных батарей можно сократить до 200 м² без больших потерь энергии.

Важным аспектом работы солнечных батарей является их ориентация в сторону Солнца на протяжении всего полета под углом $\beta = 60^\circ$. Это позволяет уменьшить влияние перегрева СБ.

3. Блок баков включает в себя четыре шар-баллона с жидким ксеноном окруженных ферменной конструкцией. В данном блоке хранится и распределяется с помощью сложной системы подачи криогенное рабочее тело.

Ключевой задачей проектирования блока баков является обеспечение долгого хранения жидкого ксенона (не менее двух лет). Сферическая форма баков выбрана не случайно, ведь шар-баллоны предназначены для этой цели, однако, необходимо предусмотреть и дополнительные меры. В условиях космического пространства для минимизации испарения криогенного топлива часто используется экранно-вакуумная теплоизоляция, она снижает внешний тепловой поток практически до минимума, что позволяет сохранить оптимальные условия хранения ксенона.

4. В приборном блоке, размещаются все основные системы управления, которые корректируют работу всего аппарата. Данный блок играет ключевую роль в функционировании систем, он обеспечивает связь всех датчиков и целевой аппаратуры с бортовым компьютером, который в свою очередь обеспечивает связь с наземным комплексом.

5. Для обеспечения структурной целостности и жёсткости, а также для придания окончательной формы космическому аппарату используются силовые элементы – различной конфигурации пространственные фермы, отвечающие условиям надежности и функциональности. Силовые конструкции являются ответственной частью конструкции космических аппаратов, их правильное размещение и конфигурация играют решающую роль в обеспечении функциональности и безопасности КА. Монтаж элементов, таких как приводные системы, двигательные установки и антенно-фидерные комплексы, производится на эти силовые конструкции.

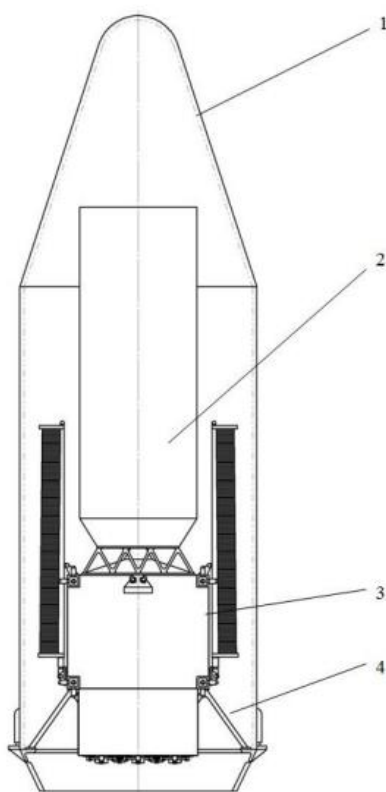


Рисунок 4.2 – Компоновка КА под обтекателем РН:

1 – обтекатель; 2 – полезная нагрузка; 3 – КА;

4 – ферма для крепления

Одним из примеров компоновки проектируемого космического аппарата под обтекателем головной части ракеты-носителя является схема, представленная на рисунке 4.2. Эта схема показывает, как размещаются различные компоненты и устройства на КА, обеспечивая оптимальное расположение их относительно обтекателя.

При выборе систем для разрабатываемых космических аппаратов необходимо учитывать множество факторов, вот ряд ключевых элементов: масса устройства, габаритные размеры, объём потребляемой энергии, аппаратное решение, степень надежности, требования к дублированию систем и затраты на проектирование и производство. Существуют и другие важные факторы, которые следует внимательно рассмотреть при подборе систем для космических аппаратов.

Длительный срок эксплуатации и высокая надежность – также являются ключевыми факторами при выборе систем. Космические аппараты должны работать в тяжелых условиях космического пространства на протяжении длительного времени, поэтому надежность и долговечность являются неотъемлемыми качествами.

Кроме того, при выборе систем следует учитывать и базовые закономерности проектирования космических аппаратов. В частности, унификацию – это один из основных принципов, которые позволяют сократить время и затраты на разработку и производство систем.

1. Наличие устройств развертывания и приведения систем в рабочее состояние может быть требованием для многих систем, например для солнечных батарей.

Конфигурация и располагаемые обводы корпуса, размеры антенн, форма сопла, системы управления и стабилизации, а также характеристики солнечных панелей и радиаторов - все эти факторы могут оказывать влияние на подбор компонентов в различных системах.

2. В процессе разработки космического аппарата важно учитывать, как изменения в характеристиках одного из компонентов могут повлиять на общие

параметры, включая массу, энергозатраты и итоговую ценность проекта. Небольшие корректировки в одной из подсистем могут иметь неожиданное воздействие на всю структуру и к конечной стоимости космического аппарата.

3. Системы навигации, управления, связи являются неотъемлемой частью функционирующего КА. Без осознания того, какие компоненты входят в эти системы и как они взаимодействуют между собой, невозможно гарантировать успешное функционирование КА. Поэтому процесс определения состава систем является неотъемлемой частью разработки и эксплуатации космических аппаратов.

4. Разработка и внедрение перспективных систем в состав космических аппаратов требует всестороннего анализа и учета различных факторов. Важнейшим таким фактором является стоимость, которая включает в себя не только затраты на разработку, но и на поставку необходимого оборудования. Также необходимо учитывать и время, которое будет затрачено на проектирование таких систем. Поэтому, при планировании включения новых систем в КА, важно провести детальный анализ возможных решений и выбрать оптимальный вариант, учитывая перечисленные выше факторы. Только так можно обеспечить эффективное функционирование и конкурентоспособность космического аппарата.

5. В оценке производительности системы ключевым аспектом является ее адаптивность к разнообразным условиям работы. Важно понимать, что системы часто унифицированы, например, одну и ту же систему можно включить в состав управляемого и автономного КА. И конечно, каждая из этих вариаций имеет свои уникальные условия эксплуатации, требования и характеристики. Анализ систем требует учитывать эти аспекты для получения достоверных результатов, чтобы в дальнейшем проектные решения были более обоснованы.

4.1 Система наведения, навигации и управления

Для обеспечения успешной и безотказной работы КА крайне важно тщательно оценивать различные параметры при выборе системы наведения. Эта задача включает в себя не только правильное определение должного уровня

автономности спутника, но и приспособление систем управления к условиям в конкретной области космоса, где проектируемый аппарат будет функционировать.

Основными особенностями функционирования этой системы описаны ниже.

1. Важным элементом функционирования разрабатываемого КА является способность точно маневрировать и поддерживать стабильное положение в процессе полета. Он должен иметь возможность совершать повороты вокруг произвольных осей при сохранении своего первоначального направления в космосе, что является ключевым для успешного проведения операций в межпланетной среде. Автоматическое обнаружение заданной траектории и её стабилизация обеспечиваются благодаря системе навигации и управления, что является важнейшим фактором для достижения поставленных задач во время активных участков перелета.

2. Способность аппарата точно определять свой вектор в пространстве представляется критически необходимой для вычисления его движения. Эта независимость становится особенно значимой в ситуациях, где функционирование без каких-либо внешних воздействий не просто желательно, но и обязательно.

3. Во время всех активных участков перелета КА требуется система наведения, которая обеспечивает его управление. Эта система играет ключевую роль в достижении точности и эффективности маневров. Она отвечает за определение и коррекцию траектории КА, управление его движением и поддержание стабильности в различных условиях.

4. В зависимости от области, где будет использоваться проектируемый КА, состав аппаратуры может несколько измениться.

Чтобы система управления могла корректно выполнять задачи по наведению и навигации в процессе всего полета КА, все основное оборудование сосредотачивается в приборном отсеке. Инерциальные измерительные устройства, астродатчики, солнечные датчики, приборы для отслеживания горизонта, и другие инструменты размещаются именно здесь. Эти элементы

критически важны для точного определения позиции и направления аппарата. А также, здесь же установлены компоненты электроники, которые управляют двигателями во время коррекции. Все это позволяет эффективно управлять движением КА и реагировать на изменения внешних условий.

4.2 Система связи и обработки информации

Важной составляющей успешной работы системы связи и обработки информации является ее способность получать и обрабатывать различные виды информации, как внутреннюю, так и внешнюю. Особое внимание уделяется сбору данных о тестовых проверках систем КА и операциях управления. При этом, система должна быть надежной и способной функционировать даже при возникновении отказа отдельных элементов. С учетом поддержания функционирования системы в случаях как одиночных, так и множественных сбоев ее компонентов, принятие решений относительно состава системы и уровня резервных возможностей является важным аспектом планирования при проектировании КА.

Изучив алгоритм определения основных характеристик для рассматриваемой системы, можно сделать следующий вывод: для обеспечения надежности и эффективности системы, необходим тщательный выбор нескольких важных параметров. К ним можно отнести мощность сигнала, его скорость распространения, а также показатели используемого оборудования и антенных подсистем. Нужно найти те варианты исполнения, при котором все эти компоненты будут работать вместе без сбоев, обеспечивая таким образом качественное взаимодействие посредством передаваемых сигналов.

В ходе разработки КА с использованием ЭРДУ предлагается установка передатчика, функционирующего в диапазоне мощности от 1,5 до 25 Вт. В процессе выбора оптимальной мощности, весьма важно брать во внимание ряд ключевых параметров, включая соотношение сигнал/шум, температурный режим работы оборудования, возможные потери сигнала при модуляции, а также ожидаемое снижение эффективности компонентов после продолжительных пребываний в условиях космоса.

Практически весь состав оборудования будет находиться в приборном отсеке.

4.3 Система энергопитания

Электроснабжение космического аппарата в процессе его эксплуатации контролируется специализированной системой, которая отвечает за генерацию и распределение электроэнергии.

Разнообразные аспекты, включая конструктивные особенности самого аппарата, длительность экспедиции в космическом пространстве, типы осуществляемых миссий и необходимый уровень надежности энергосистемы, оказывают влияние на определение требуемой мощности для поддержки функционирования КА.

Для получения энергии необходимо использовать солнечные батареи в тех условиях, когда это возможно (условия освещенности Солнцем). Однако несмотря на их преимущества, такие батареи также обладают некоторыми недостатками, которые следует учесть при разработке. Самым заметным из них является зависимость выходной мощности от равновесной температуры поверхности элементов, что может снизить эффективность работы батареи. Кроме того, солнечные батареи требуют постоянной ориентации на Солнце, эта проблема решена в пункте 3.3 изменением угла ориентации с 90° на 60° . Еще одним фактором, который нужно учитывать, является значительное аэродинамическое сопротивление, которое возникает при полете на низких высотах. Это может привести к увеличению расхода энергии и снижению дальности полета. Тем не менее, несмотря на эти ограничения, солнечные батареи продолжают оставаться одним из наиболее популярных и эффективных способов получения энергии в космическом пространстве.

Регенеративные топливные элементы и аккумуляторы являются основными компонентами системы энергопитания и хранения энергии для космических аппаратов. Они обеспечивают надежное обеспечение электроэнергией во время полета вне солнечной зоны, где солнечные батареи не могут получать достаточное количество солнечного света. Аккумуляторы

должны соответствовать ряду важных требований, таких как долговечность, небольшой вес и компактность, большая энергоемкость, а также устойчивость к экстремальным температурам и другим неблагоприятным условиям.

Разработка эффективных и надежных аккумуляторов является важной задачей для космической индустрии. Благодаря прогрессивным исследованиям и разработкам в этой области, современные аккумуляторы становятся все более продвинутыми и способными удовлетворять требованиям космических миссий.

В начале освоения космического пространства серебряно-цинковые аккумуляторы играли очень важную роль: их использовали для обеспечения работы первых спутников. Однако, несмотря на их значимость, эти аккумуляторы обладали рядом недостатков. У них была низкая удельная энергоемкость, составляющая от 1,6 до 4,0 А·ч/кг. Кроме того, они имели маленький ресурс и ограниченное число циклов перезарядки. Дополнительно, использование серебряно-цинковых аккумуляторов было сопряжено с высокими затратами.

С течением времени, космическая технология претерпела существенные изменения. С появлением новых материалов и развитием научно-технического прогресса, появилась возможность создания более эффективных и долговечных аккумуляторов.

Никель-кадмиевые аккумуляторы являются основными и наиболее эффективными источниками энергии в современной космонавтике. Их применение позволяет достичь высокой производительности и долговечности. Эти аккумуляторы способны выдерживать разрядку до 50% и имеют 25 тысяч циклов перезарядки за весь период эксплуатации. Благодаря этим характеристикам, они являются надежными и устойчивыми источниками энергии без потери производительности даже при экстремальных температурах от минус 50°C до плюс 40°C.

Также никель-кадмиевые аккумуляторы также обладают высокой удельной энергоемкостью, которая составляет 0,85 А·ч/кг. Это означает, что они способны хранить большое количество энергии в небольшом весе

Аккумуляторы на базе никель-водородной электрохимической системы набирают популярность в системах энергопитания космических аппаратов. Они относятся к традиционным типам источников питания и выделяются своими положительными характеристиками, основные из которых представлены ниже:

1) они имеют достаточно высокую удельную весовую энергию, что позволяет батареям работать длительное время без подзарядки;

2) никель-водородные аккумуляторные батареи отличаются высокой надежностью и живучестью. Это означает, что они могут прослужить долгое время, не теряя своих характеристик и не требуя замены.

Таким образом, использование НВАБ является эффективным и надежным решением для систем электропитания КА.

Таковыми накопителями оборудован космический аппарат Messenger, о котором упоминалось ранее. В той миссии никель-водородные аккумуляторы показали себя с лучшей стороны – впечатляющий ресурс при хорошей удельной энергоёмкости. Поэтому данный тип аккумуляторов и возьмем для проектируемого космического аппарата.

Необходимо учитывать тот факт, что высокие температуры могут повлиять на саморазряд АБ, а это может привести к снижению эффективности ее работы. На рисунке 4.3 представлены основные способы решения данной проблемы – крепление к корпусу или к боковым поверхностям АБ.

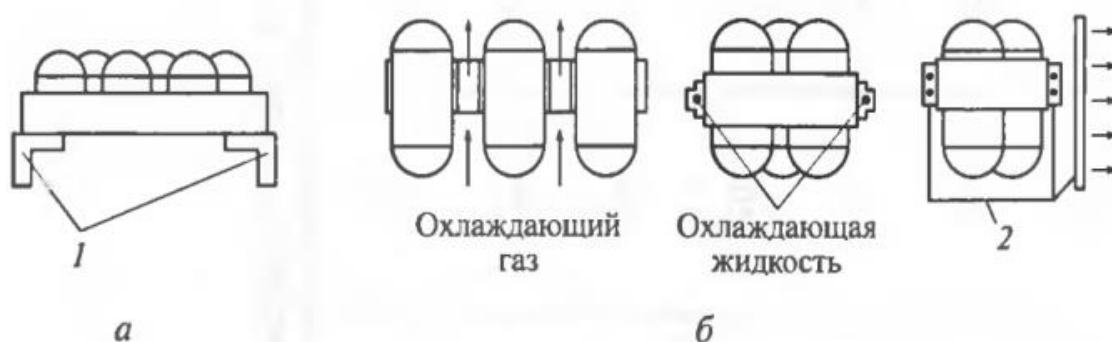


Рисунок 4.3 – Крепление НВАБ к корпусу КА и подача охлаждающего компонента к его периметру и далее на корпус КА (а), к боковым поверхностям корпуса АБ (б): 1 – корпус КА; 2 – теплопередающая труба

На сегодняшний день многие страны активно работают над разработкой новых и более эффективных типов аккумуляторов для использования в космических условиях. Россия находится на лидирующих позициях в области совершенствования НВАБ.

4.4 Система терморегулирования

Оптимальное распределение и использование внутреннего тепла на борту космического аппарата является важной задачей. Это позволяет не только обеспечить комфортное пребывание экипажа в космосе, но и поддерживать нормальное функционирование всех систем и оборудования.

Внутренний тепловой поток на борту космического аппарата обеспечивается следующими основными источниками: энергопитанием и электронной аппаратурой. Однако, при разработке системы терморегулирования, важно учитывать мощность теплового потока от топливных элементов (не более 0,65-0,7 от мощности), и от аккумуляторов (не более 0,25). Это позволит эффективно распределить и использовать тепло на борту космического аппарата.

Принцип действия СТР заключается в отводе тепловых потоков от бортовой аппаратуры и излучении избыточного тепла в космическое пространство с помощью радиаторов охлаждения.

В состав активных средств СТР, кроме РО, могут входить следующие элементы:

- термоплаты;
- теплопередающие элементы (выполненные в виде труб);
- радиаторы нагрева;
- поверхностные электронагреватели.

Различные виды насосов, теплообменников, гидрокомпенсаторов, запорочных клапанов, термодатчиков и другие элементы гидравлики также необходимы для СТР, где используются трубы с принудительной прокачкой охлаждающей жидкости или газа.

5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АППАРАТУРЫ НАБЛЮДЕНИЯ

При определении основных параметров воспользуемся методикой расчёта характеристик КА ДЗЗ, представленная в [7].

За основу возьмём оптическую схему Ричи–Кретьена с линзовым корректором. К её преимуществам можно отнести технологичность конструкции, возможность получать максимально чёткие изображения в широком диапазоне спектра и простоту в использовании и юстировке телескопа. Схема Ричи–Кретьена представлена на рисунке 5.1.

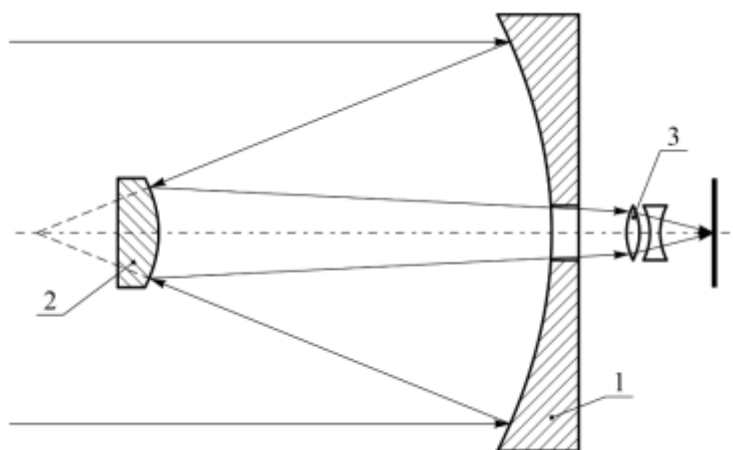


Рисунок 5.1 – Оптическая схема Ричи–Кретьена с линзовым корректором:

1 – главное зеркало, 2 – вторичное зеркало, 3 – линзовый корректор

5.1 Выбор минимальной высоты орбиты

Для определения высоты орбиты наблюдения за Венерой необходимо задать требования по линейному разрешению на местности (ЛРМ) L_3 , ширине полосы обзора $L_{обз}$ и ширине полосы захвата B .

При проектировании систем наблюдения используют зарубежное обозначение проекции пикселя GSD ($L_{п}$), поэтому необходимо привести заданное ЛРМ к GSD.

По статистике отношение эксплуатационного ЛРМ к пиксельному составляет $k_{\text{э}} = 1,3...1,5$.

$$L_{\text{П}} = \frac{L_{\text{э}}}{k_{\text{э}}}. \quad (5.1)$$

Выбор высоты орбиты КА производится с учётом выполнения требований по ширине полосы обзора. Воспользуемся рисунком 5.2 для определения минимальной высоты орбиты. Ее значение (без учета кривизны поверхности Венеры) будет зависеть от ширины полосы обзора и угла максимального отклонения от надира и определяется по следующей зависимости:

$$H_{\text{min}} = \frac{L_{\text{обз}}}{2 \cdot \tan(\gamma_{\text{max}})}. \quad (5.2)$$

Если учитывать кривизну поверхности, то формула (5.2) примет вид:

$$H_{\text{min}} = \frac{R_{\text{В}}}{\sin(\gamma)} \cdot \sin\left(\frac{L_{\text{обз}}}{2R_{\text{М}}} + \gamma\right) - R_{\text{В}}, \quad (5.3)$$

где $R_{\text{В}}$ – средний радиус Венеры, км;

γ_{max} – угол максимального отклонения от надира, по статистике 45 град.

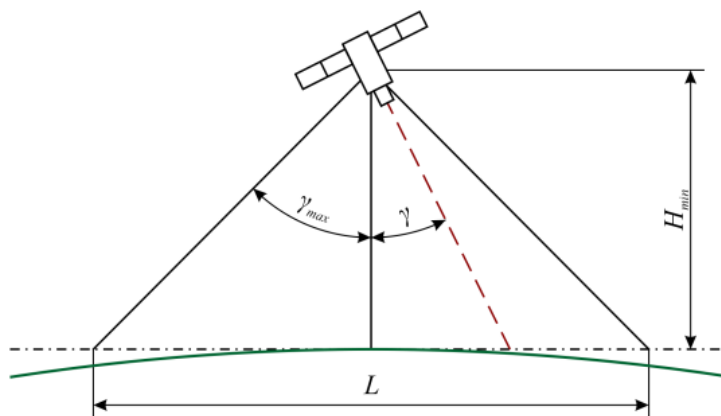


Рисунок 5.2 – Схема определения минимальной высоты орбиты

5.2 Расчёт габаритов и оценка массы оптической системы

Для оценки габаритов и массы ОЭТК нужно определить необходимый спектральный диапазон. Для обеспечения ближнего инфракрасного излучения, необходимо выбрать диапазон 0,78...1,4 мкм.

Потребное дифракционное разрешение можно вычислить при помощи формулы:

$$L_{\text{д}} = \frac{L_{\text{п}}}{K}, \quad (5.4)$$

где K – коэффициент совершенства ОС.

Потребный диаметр оптической системы определяется из выражения:

$$D_{\text{п}} = \frac{\lambda_{\text{п}} \cdot H}{2L_{\text{д}}}, \quad (5.5)$$

где $\lambda_{\text{п}}$ – среднее значение из рабочего диапазона длин волн 0,78 – 1,4 мкм.

Диаметр главного зеркала (ГЗ) также можно рассчитать по формуле:

$$D_{\text{ГЗ}} = \frac{\lambda_{\text{п}} \cdot H}{2 \cdot k_0 \cdot L_{\text{э}}}, \quad (5.6)$$

где $k_0 = 0,30 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота.

Для выбора размера пикселя $l_{\text{эл}}$ в первом приближении учитываем спектральные зоны наблюдения. Для диапазона 0,45 – 0,55 мкм размер пикселя подобран и составляет $l_{\text{эл}} = 6$ мкм. Когда речь идет о видимом диапазоне (длина волны от 0,55 до 0,8 мкм), размер пикселя увеличивается до 9 мкм. В случае, если необходимо захватить и ближний ИК диапазон, значение размера пикселя увеличивают до уровня 12 мкм. А вот для видимого, ближнего и дальнего ИК

диапазонов размер пикселя устанавливается на уровне 15 мкм. Таким образом, чтобы реализовать захват именно ближнего ИК диапазона, выбран размер пикселя $l_{\text{эл}} = 12$ мкм.

Для расчета и проектирования оптимального ОЭТК воспользуемся следующей формулой:

$$\frac{f_{\text{экв}}}{D_{\text{ГЗ}}} = (0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{\text{эл}}}{\lambda_{\text{р}}}, \quad (5.7)$$

где $f_{\text{экв}}$ – эквивалентное фокусное расстояние оптической системы, м.

Диаметр вторичного зеркала определяется по формуле:

$$D_{\text{ВЗ}} = q_3 \cdot D_{\text{ГЗ}}, \quad (5.8)$$

где q_3 – мера центрального экранирования.

При анализе влияния эффекта центрального экранирования на изображение, особое внимание уделяется мере центрального экранирования. Эта мера отражает изменение характеристик изображения в зависимости от пространственных частот. Учитывая, что эффект центрального экранирования приводит к снижению частотно-контрастных характеристик (ЧКХ) на низких и средних частотах, а также к небольшому увеличению на высоких частотах, важно учитывать в расчетах численное значение этой меры. Чем выше значение q_3 , тем сильнее влияние на ЧКХ [8], что приводит к снижению контраста мелких деталей на изображении.

Уменьшение значения q позволяет уменьшить общую длину ОС и сократить потери света, так как уменьшается диаметр ВЗ. Однако это приводит к ухудшению относительного отверстия части, связанной с ВЗ, и как следствие, она становится менее светосильной.

На практике значение q_3 берут из диапазона 0,2 – 0,3.

Расстояние от ГЗ до фокальной плоскости можно определить по формуле:

$$\Delta = [q_3 - \beta \cdot (1 - q_3) f_{\text{экв}}], \quad (5.9)$$

где β – параметр сходимости пучка после вторичного зеркала.

Схема Ричи–Кретьена является предфокальной удлиняющей, ВЗ находится перед фокусом ГЗ, а сходимость пучка уменьшена, что приводит к удлинению общего фокусного расстояния системы.

Согласно [9] значение β для таких систем лежит в диапазоне от 0 до 1. Значение подбирается из соображений оптимизации величины Δ .

Расстояние между ГЗ и ВЗ рассчитывается по формуле:

$$d = q_3 \cdot f_{\text{экв}} - \Delta. \quad (5.10)$$

Для определения фокусных расстояний ГЗ и ВЗ воспользуемся формулами:

$$f_{\text{ГЗ}} = \frac{f_{\text{экв}} \cdot q_3 - \Delta}{1 - q_3}; \quad (5.11)$$

$$f_{\text{ВЗ}} = \frac{q_3 \cdot f_{\text{экв}} \cdot (\Delta - q_3 \cdot f_{\text{экв}})}{\Delta + f_{\text{экв}} \cdot (1 - 2q_3)}. \quad (5.12)$$

Для определения радиуса кривизны зеркал, необходимо удвоить их фокусное расстояние

$$r_{\text{ГЗ}} = 2 \cdot f_{\text{ГЗ}}; \quad (5.13)$$

$$r_{\text{ВЗ}} = 2 \cdot f_{\text{ВЗ}}. \quad (5.14)$$

При расчете диаметра корпуса всего ОЭТК учитывается диаметр главного зеркала (формула 5.6). Вычисления проводят по следующей формуле:

$$D_{\text{ОЭТК}} = k_D \cdot D_{\text{ГЗ}}, \quad (5.15)$$

где k_D – коэффициент превышения корпуса ОЭТК над диаметром ГЗ.

Как и диаметр вторичного зеркала, общая длина ОЭТК зависит от меры центрального экранирования $q_{\text{Э}}$ и определяется по формуле:

$$L_{\text{ОЭТК}} = q_{\text{Э}} \cdot f_{\text{экв}}. \quad (5.16)$$

Для последующих расчетов необходимо знать значение коэффициента уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием. Коэффициент выражается следующим образом:

$$k_f = \frac{L_{\text{ОЭТК}}}{f_{\text{экв}}}. \quad (5.17)$$

Значение итоговой массы ОЭТК в первом приближении будет зависеть от параметров, рассмотренных выше в этом пункте. Конечная формула для расчета имеет вид:

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{уд}} \cdot k_D \cdot \pi \cdot \frac{\lambda_p \cdot H^2}{2 \cdot k_0 \cdot L_{\text{Э}}^2} \cdot \left(k_D \cdot \frac{\lambda_p}{4k_0} + k_f \cdot l_{\text{эл}} \right), \quad (5.18)$$

где $k_{\text{уд}} = 33 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$ – удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК

(согласно статистике).

5.3 Расчет оптико-электронного телескопического комплекса

Примем высоту для съемки $H = 700$ км. Рассчитаем ширину полосы обзора и полосы захвата для данной высоты:

$$B = 2 \cdot H \cdot \tan\left(\frac{\omega}{2}\right) = 2 \cdot 700 \cdot \tan\left(\frac{2,75^\circ}{2}\right) = 33,604 \text{ км.} \quad (5.19)$$

$$\begin{aligned} L_{\text{обз}} &= 2 \cdot R_B \cdot \left[\arcsin\left(\frac{(H + R_B) \cdot \sin(\gamma)}{R_B}\right) - \gamma \right] = \\ &2 \cdot 6051,8 \cdot \left[\arcsin\left(\frac{(700 + 6051,8) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4}\right)}{6051,8}\right) - \frac{\pi}{4} \right] = \\ &= 1496,162 \text{ км} = 1500 \text{ км.} \end{aligned} \quad (5.20)$$

Принимаем значения $B = 34$ км и $L_{\text{обз}} = 1500$ км.

При помощи формул 5.1 – 5.18 определим максимальное ЛРМ, доступное при рассчитанной массе ПН.

Рассчитаем массогабаритные характеристики оптической системы, для первой итерации примем, что ЛРМ составляет 5 м.

$$L_{\text{П}} = \frac{5}{1,4} = 3,571 \text{ м.}$$

Значение потребного дифракционного разрешения:

$$L_{\text{д}} = \frac{3,571}{2,2} = 1,623 \text{ м.}$$

Среднее значение рабочего диапазона длин волн вычислим следующим образом:

$$\lambda_p = \frac{0,78 + 1,4}{2} = 1,09 \text{ мкм.}$$

Определим диаметр главного зеркала по формуле (5.6):

$$D_{ГЗ} = \frac{1,09 \cdot 10^{-6} \cdot 700 \cdot 10^3}{2 \cdot 0,3 \cdot 5} = 0,254 \text{ м.}$$

Используя вычисленное значение диаметра главного зеркала, найдем эквивалентное фокусное расстояние оптической системы:

$$f_{\text{экв}} = 0,8086 \cdot 0,254 \cdot \frac{12 \cdot 10^{-6}}{1,09 \cdot 10^{-6}} = 2,264 \text{ м.}$$

Принимаем $q_3 = 0,25$ и $\beta = 0,3$ согласно статистическим данным. Используя принятые значения, вычислим диаметр вторичного зеркала и расстояние от главного зеркала до фокальной плоскости согласно формулам 5.8 и 5.9:

$$D_{ВЗ} = 0,25 \cdot 0,254 = 0,064 \text{ м.}$$

$$\Delta = [0,25 - 0,3 \cdot (1 - 0,25)] \cdot 2,264 = 0,057 \text{ м.}$$

Определим расстояние между ГЗ и ВЗ согласно формуле (5.10)

$$d = 0,25 \cdot 2,264 - 0,057 = 0,509 \text{ м.}$$

Вычислим значения фокусных расстояний ГЗ и ВЗ

$$f_{ГЗ} = \left| \frac{2,264 \cdot 0,25 - 0,057}{1 - 0,25} \right| = 0,679 \text{ м.}$$

$$f_{ВЗ} = \left| \frac{0,25 \cdot 2,264 \cdot (0,057 - 0,25 \cdot 2,264)}{0,057 + 2,264 \cdot (1 - 2 \cdot 0,25)} \right| = 0,243 \text{ м.}$$

С помощью вычисленных выше значений фокусных расстояний найдем радиусы кривизны зеркал:

$$r_{ГЗ} = 2 \cdot f_{ГЗ} = 2 \cdot 0,679 = 1,358 \text{ м.} \quad (5.21)$$

$$r_{ВЗ} = 2 \cdot f_{ВЗ} = 2 \cdot 0,243 = 0,485 \text{ м.} \quad (5.22)$$

Рассчитаем диаметр и общую длину ОЭТК

$$D_{\text{ОЭТК}} = 1,2 \cdot 0,254 = 0,305 \text{ м.}$$

$$L_{\text{ОЭТК}} = 0,25 \cdot 2,264 = 0,566 \text{ м.}$$

Коэффициент уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием составит

$$k_f = \frac{0,566}{2,264} = 0,25.$$

Значение предварительной массы ОЭТК в первом приближении

$$m_{\text{ОЭТК}} = 33 \cdot 1,2 \cdot \pi \cdot \frac{1,09 \cdot 10^{-6} \cdot (700 \cdot 10^3)^2}{2 \cdot 0,3 \cdot (1500 \cdot 10^3)^2} \cdot \left(1,2 \cdot \frac{1,09 \cdot 10^{-6}}{4 \cdot 0,3} + 0,25 \cdot 12 \cdot 10^{-6} \right) =$$

$$= 113,235 \text{ кг.}$$

В качестве оценки массы ОЭТК будем использовать соотношение, показывающее отношение массы КА и массы ОЭТК:

$$M_{\text{ПН}} \approx 4 \dots 6 \cdot m_{\text{ОЭТК}}; \quad (5.23)$$

$$6 \cdot m_{\text{ОЭТК}} = 6 \cdot 113,235 = 679,41 \text{ кг.} \quad (5.24)$$

Масса ПН, рассчитанная в п. 3.2, превышает значение, найденное выше. Следовательно, можно сделать вывод, что данный ОЭТК может быть установлен на данном КА.

Характеристики ОЭТК с линейным разрешением 5 м представлены в таблице 5.1

Таблица 5.1 – Характеристики ОЭТК

Параметр	Значение
Проекция пикселя $L_{\text{П}}$, м	3,751
Потребное дифракционное разрешение $L_{\text{Д}}$, м	1,623
Диаметр ГЗ $D_{\text{ГЗ}}$, м	0,254
Диаметр ВЗ $D_{\text{ВЗ}}$, м	0,064
Эквивалентное фокусное расстояние ОС $f_{\text{ЭКВ}}$, м	2,264

Расстояние от ГЗ до фокальной плоскости Δ , м	0,057
Фокусное расстояние ГЗ $f_{ГЗ}$, м	0,679
Фокусное расстояние ВЗ $f_{ВЗ}$, м	0,243
Радиус кривизны ГЗ $r_{ГЗ}$, м	1,358
Радиус кривизны ВЗ $r_{ВЗ}$, м	0,485
Диаметр ОЭТК $D_{ОЭТК}$, м	0,305
Длина ОЭТК $L_{ОЭТК}$, м	0,566
Масса ОЭТК $m_{ОЭТК}$, кг	113,235

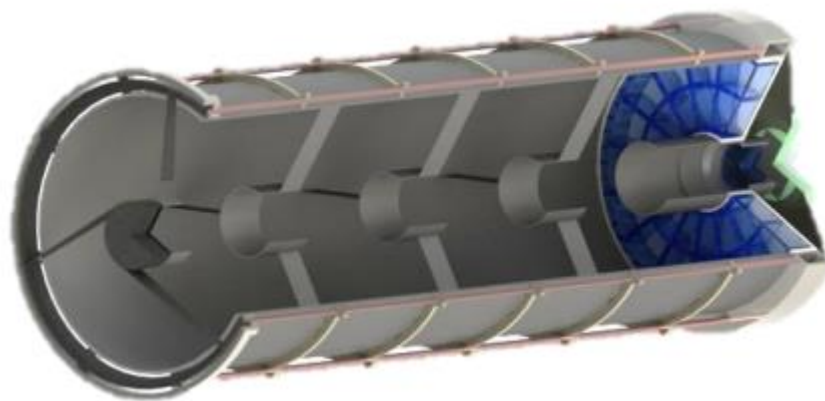


Рисунок 5.3 – 3D модель ОЭТК

6 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Неблагоприятные производственные факторы по результирующему воздействию на организм работающего человека согласно ГОСТ 12.0.003–2015 [10] подразделяют на вредные производственные факторы (к ним относятся такие факторы, которые могут привести к заболеванию, в том числе усугубить уже имеющиеся заболевания) и опасные производственные факторы (приводящие к различным травмам, в том числе смертельным).

При оценке количества опасных факторов на этапах проектирования и производства космического аппарата, рассчитанного в данной работе, на первое место выходит процесс наземной экспериментальной проверки отдельных агрегатов, систем и самого космического аппарата. Для полной оценки этих факторов необходимо провести следующие испытания:

- статические и вибрационные испытания;
- испытания на воздействие инерционных и ударных нагрузок.
- газодинамические испытания;
- испытания на воздействие акустических нагрузок;
- тепловакуумные испытания;
- вакуумно-температурные испытания;
- испытания на воздействие радиационных факторов и магнитных полей;
- испытания двигательной установки КА, которые в данном случае можно отнести к электрическим испытаниям.

По моему мнению, наиболее важными и требующими более подробного рассмотрения являются меры безопасности при работе с рабочим телом двигательного блока проектируемого КА – ксеноном, а также требования безопасности при подаче электропитания во время испытаний двигательной установки космического аппарата.

6.1 Требования безопасности при работе с ксеноном

К основным мерам обеспечения содержания ксенона в допустимых концентрациях можно отнести: контроль герметичности баллонов и оборудования, где используется газовая смесь, периодический контроль приборов и использование сигнализирующих датчиков.

Ксенон транспортируют в баллонах, которые должны быть снабжены мембранными вентилями с латунными или стальными заглушками. После наполнения баллонов ксеноном вентили или колпаки должны быть опломбированы.

Эксплуатация баллонов должна соответствовать правилам устройства и безопасной эксплуатации сосудов, работающих под давлением.

В процессе производства баллонов, предназначенных для хранения и транспортировки ксенона, их окрашивают в черный цвет, это является важной мерой безопасности, поскольку черный цвет помогает уменьшить пониженную видимость баллонов в темных условиях. Однако само окрашивание в черный цвет не будет достаточным, чтобы обеспечить идентификацию этих баллонов. Поэтому каждый имеет желтую надпись «Ксенон».

Перед транспортировкой ящики с баллонами малого объема маркируются согласно ГОСТ 14192–96 с нанесением манипуляционного знака «Боится нагрева» и знаков опасности по ГОСТ 19433–88, класс 2, подкласс 2.1 (Невоспламеняющиеся неядовитые газы).

Баллоны, наполненные ксеноном, перевозят всеми видами транспорта в соответствии с правилами перевозок опасных грузов, действующими на данном виде транспорта, и правилами устройства и безопасной эксплуатации сосудов, работающих под давлением.

Транспортировка баллонов среднего объема, наполненных ксеноном, и ящиков с наполненными баллонами малого объема, должна производиться в универсальных контейнерах по железной дороге.

Для мелких отправок по железной дороге, баллоны могут быть транспортированы в крытых вагонах в различных положениях. При отправке в

горизонтальном положении, между баллонами должны быть прокладки, чтобы предотвратить столкновение и повреждение. В другом варианте, баллоны можно расположить в вертикальном положении с соответствующим ограждением, чтобы предотвратить возможное падение во время транспортировки. Это гарантирует безопасность и целостность груза на протяжении всего пути.

В каждой области работы с ксеноном должна быть проведена и документирована оценка риска и выбора соответствующих средств индивидуальной защиты. При работе с баллонами ксенона весь персонал должен быть оборудован следующими средствами индивидуальной защиты:

- защитные перчатки от механических повреждений или холодоизолирующие перчатки (при перекачке);
- защитные очки с боковыми щитками;
- обувь с твердыми носками.

Ксенон может накапливаться в слабопрветриваемых помещениях у пола и в приямах. Его накопление в помещении может вызвать явления, обусловленные кислородной недостаточностью. В таких местах с дефицитом кислорода необходимо применять любые изолирующие противогазы или противогаз ПШ-2 и выводить шланг за пределы опасной зоны. При необходимости использовать автономный дыхательный аппарат, содержащий подключение сжатого воздуха с лицевой маской.

6.2 Требования безопасности работников при электроиспытаниях двигательной установки

В случае проведения испытаний СПД, безопасность обслуживающего персонала играет важнейшую роль. Однако, несчастные случаи, связанные с поражением электрическим током, всё ещё возможны. Для предотвращения опасности поражения электрическим током при испытаниях СПД, необходимо соблюдать требования, указанные ниже, и обеспечить безопасность персонала на всех этапах работы.

Согласно ГОСТ 12.1.019–2017 [11] опасное и вредное воздействия на людей электрического тока проявляются в виде электротравм и заболеваний.

Электробезопасность должна обеспечиваться:

- конструкцией электроустановок, с использованием которых проводятся испытания;
- организацией технологических процессов;
- техническими способами и средствами защиты;
- проведением организационных и технических мероприятий.

Требования электробезопасности к конструкции и устройству электроустановок должны быть установлены в стандартах Системы стандартов безопасности труда, а также в стандартах, технических условиях, технических регламентах.

Постоянное применение коллективных средств защиты в процессе испытаний ДУ КА – это необходимое требование для обеспечения безопасности обслуживающего персонала. Для этого применяется комплекс различных технических решений и организационных мероприятий. Одним из таких технических способов является зануление, которое используется в сочетании с автоматическим отключением электросети в экстренных ситуациях. Важной мерой безопасности является также изоляция проводников и частей испытательной установки, через которые проходит электрический ток. Дополнительной защитой является установка ограждений на определенном расстоянии, которые исключают возможность поражения токоведущими частями установки, а также установка предупреждающих знаков, звуковой и световой сигнализации.

Технические способы и средства защиты, обеспечивающие электробезопасность, должны устанавливаться с учетом:

- способа электроснабжения;
- режима нейтрали (средней точки) источника питания электроэнергией;
- вида исполнения установки (стационарная, передвижная, переносная);
- условий внешней среды;
- возможности снятия напряжения с токоведущих частей, на которых или вблизи которых должна проводиться работа;

– возможности возникновения электрической дуги в результате случайных факторов.

Важно перед началом работ определить круг ответственных лиц. Это позволит установить ясную иерархию и скоординировать действия всех участников процесса.

Однако, помимо этого, необходимо также утвердить порядок проведения работ, чтобы все процессы были структурированы и максимально эффективны. Важно не только определить сроки выполнения, начало и окончание работ, но также запланировать все необходимые перерывы для отдыха работников.

Подготовка рабочих мест также играет ключевую роль в обеспечении безопасности. Необходимо обеспечить рабочих необходимым инструментом и предметами индивидуальной защиты, чтобы они могли выполнять свои задачи безопасно и эффективно.

Однако, не стоит забывать и о подготовке самого персонала. Обучение и проведение зачетов на знание техники безопасности являются важными этапами подготовки к работе. Кроме того, медицинский контроль поможет выявить возможные проблемы со здоровьем работников и принять необходимые меры для их защиты.

Согласно Приказу Минтруда России от 15.12.2020 №903н "Об утверждении Правил по охране труда при эксплуатации электроустановок" [12] к проведению испытаний электрооборудования допускаются работники, прошедшие специальную подготовку и проверку знаний и требований, содержащихся в настоящем подразделе, комиссией, в состав которой включаются специалисты по испытаниям оборудования, имеющие группу V по электробезопасности – в электроустановках напряжением выше 1000 В и группу IV по электробезопасности – в электроустановках напряжением до 1000 В.

Обучение работников, занимающихся испытаниями электрооборудования, и специалистов проводит опытный специалист, имеющий опыт в этой области не менее одного года. Предварительное обучение продолжается в течение одного месяца.

Допуск к самостоятельной работе оформляется соответствующим распоряжением по структурному подразделению предприятия.

Работник обязан проходить:

- повторные инструктажи не реже одного раза в квартал;
- проверку знаний по охране труда – один раз в год;
- проверку знаний для работников, имеющих право подготовки рабочего места – один раз в год;
- внеплановый инструктаж, проводящийся в случае введения в действие новых или изменения ранее разработанных правил, норм, инструкций, а также при замене или модернизации оборудования;
- целевой инструктаж, который проводится при ликвидации последствий аварий, проводится непосредственно перед выполнением работ.

Главное требование к средствам индивидуальной защиты при работах с электроустановкой – такие средства должны обладать изоляционными характеристиками, которые позволят выдерживать присутствующее напряжение на протяжении длительного времени. В данном случае к СИЗ относятся:

- диэлектрические перчатки;
- инструмент с изолирующими рукоятками (изоляция по ГОСТ 11516-94);
- электроизолирующая каска;
- указатели напряжения по ГОСТ 20493-2001;
- изолирующая подставка;
- диэлектрический коврик;
- диэлектрические боты согласно ГОСТ 13385-78;
- лестницы, изготовленные из стеклопластика;
- изолирующие колпаки, покрытия и накладки;
- изолирующие штанги.

В соответствии с действующими нормативами определена периодичность проведения испытаний и проверок для СИЗ, которые указаны в таблице 6.1.

Таблица 6.1 – Периодичность проверок и испытаний СИЗ

Наименование СИЗ	Периодичность осмотра
Изолирующие штанги	Один раз в 2 года
Указатели напряжения	Один раз в год
Электроизмерительные клещи	Один раз в 2 года
Диэлектрические перчатки	Один раз 6 месяцев
Инструмент с изолирующими рукоятками	Один раз в год
Диэлектрические галоши	Один раз в год
Лестницы, изготовленные из стеклопластика	Один раз 6 месяцев
Изолирующие колпаки, покрытия и накладки	Один раз в год
Диэлектрические ковры и изолирующие подставки	Не нормируются, проводится визуальный осмотр

7 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Для анализа экономического расчета использована методика, представленная в [13].

Основным технико-экономическим показателем ракетно-космической техники является показатель «Затраты на создание» ($C_{\text{созд}}$), который включает в себя затраты на разработку ($C_{\text{разр}}$) и затраты на штатную программу серийных изделий ($C_{\text{шт.пр}}$), то есть

$$C_{\text{созд}} = C_{\text{разр}} + C_{\text{шт.пр}}. \quad (7.1)$$

С учетом того, что разрабатывается новое изделие, необходимо принять следующее условие: стоимость, которая будет рассчитана для создания опытного образца КА, основывается на затратах на разработку аналогичного изделия. В этом случае, мы примем следующее значение стоимости аналога:

$$C_{\text{оп.ан}} = 500000000 \text{ у.е.}$$

Расчет стоимости изготовления опытного образца зависит от числового коэффициента, который берется исходя из степени новизны и сложности разработки КА (в данном случае примем значение, равное 1,5), а также от данных по затратам на разработку аналога. Формула для вычисления выглядит следующим образом:

$$C_{\text{оп.обр}} = 1,5 \cdot K_{\text{инф}} \cdot C_{\text{оп.ан}} = 1,5 \cdot 1,0747 \cdot 500000000 = 806025000 \text{ у.е.}, \quad (7.2)$$

$K_{\text{инф}}$ – коэффициент инфляции в стране, уровень которой на данный в Российской Федерации составляет 7,47%.

На стоимость разработки КА влияют следующие показатели: затраты Головного сборочного завода на производство самого КА ($C_{\text{ГСЗ}}$); затраты

Головного разработчика на проектирование КА; расходы на амортизацию оборудования:

$$C_{\text{разр}} = C_{\text{ГСЗ}} + C_{\text{ГР}} + C_{\text{НК}}. \quad (7.3)$$

Для вычисления затрат ГСЗ необходимо учесть, что они напрямую связаны со стоимостью изготовления опытного образца, значение которой определено согласно формуле (7.2):

$$C_{\text{ГСЗ}} = N_{\text{ГСЗ}} \cdot C_{\text{оп.обр}} = 2 \cdot 806025000 = 1612050000 \text{ у.е.}, \quad (7.4)$$

где $N_{\text{ГСЗ}}$ – статистический коэффициент, который указывает на повышение затрат Головного сборочного завода. Помимо этого, важными факторами, влияющими на данный показатель, являются степень близости космического аппарата к аналогу, а также опыт разработчиков и изготовителей наземных комплексов и комплектующих их систем. Важно отметить, что этот коэффициент назначается с учетом всех этих факторов.

Значение $C_{\text{ГСЗ}}$ существенно влияет на итоговую стоимость затрат Головного разработчика. Значение этих затрат оценивается в 8-12% от общих затрат ГСЗ:

$$C_{\text{ГР}} = 0,1 \cdot C_{\text{ГСЗ}} = 0,1 \cdot 1612050000 = 161205000 \text{ у.е.} \quad (7.5)$$

Расходы на амортизацию оборудования и работ, которые проводятся до начала эксплуатации серийных образцов вычисляются по следующей зависимости:

$$C_{\text{НК}} = N_{\text{НК}} \cdot C_{\text{оп.обр}} = 0,25 \cdot 806025000 = 201506250 \text{ у.е.}, \quad (7.6)$$

где $N_{\text{НК}}$ – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

Вычислим итоговую стоимость разработки КА в первом приближении по формуле (7.3):

$$C_{\text{разр}} = 1612050000 + 161205000 + 201506250 = 1974761250 \text{ у.е.}$$

В первом приближении для расчета итоговой стоимости производства первого серийного образца воспользуемся данной зависимостью:

$$C_1 = K_1 \cdot C_{\text{оп.обр}} = 0,85 \cdot 806025000 = 685121250 \text{ у.е.}, \quad (7.7)$$

где K_1 – коэффициент снижения стоимости первого КА при серийном производстве [13].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения работы был проведен обзор космических аппаратов, целью которых было изучение Венеры.

Разработана баллистическая схема доставки космического аппарата до целевой суточной орбиты в рамках грависфер нулевой протяженности. Суммарный импульс при перелете до круговой орбиты около Венеры равен 6,819 км/с, импульс при перелете на конечную целевую орбиту составил 2,544 км/с.

Рассчитаны основные проектные параметры КА с использованием ЭРД. В качестве двигателя выбран СПД-140, который обеспечивает необходимые ресурс и тягу. В результате оценки массовых характеристик космического аппарата, масса полезной нагрузки составила 1751 кг при стартовой массе 6000 кг.

Описана компоновочная схема космического аппарата и его основные системы. Особенностью устройства КА является блок двигателей, он содержит 16 стационарных плазменных двигателей. Данные двигатели работают на ксеноне и имеют коэффициент полезного действия 0,55. Источником электроэнергии являются пакетные солнечные батареи общей площадью 200 м².

Были определены основные параметры аппаратуры наблюдения за атмосферой Венеры. Наблюдение за атмосферой будет проводиться в ближнем ИК диапазоне с длиной волны 0,78 – 1,4 мкм. Исходя из этого был рассчитан оптико-электронный телескопический комплекс с линейным разрешением на местности равным 5 м и массой 113,235 кг.

В ходе экономического расчета была рассчитана стоимость изготовления опытного образца космического аппарата, ее значение составляет 806025000 у.е. Стоимость изготовления первого серийного образца составляет 685121250 у.е.

В разделе безопасности жизнедеятельности рассмотрены опасные и вредные производственные факторы, а также меры безопасности при работе с рабочим телом двигательной установки – ксеноном. Описаны меры безопасности при подаче электропитания во время испытаний двигательной установки проектируемого космического аппарата.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Венера-15, Венера-16 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.lasp.space.ru/ru/activities/projects/venus15-16/> – 03.01.2024.
2. MESSENGER – MErcury Surface, Space, ENvironment, GEochemistry, and Ranging [Электронный ресурс]. URL: <https://messenger.jhuapl.edu/> – 04.01.2024.
3. Сихарулидзе, Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Учебное пособие. / – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. — 407 с.
4. Салмин, В. В. Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой и использованием информационных технологий / В. В. Салмин, А. С. Четвериков, М.Ю. Гоголев. – учеб. пособие – Самара. Изд-во Самарского ун-та, 2019. – 199 с.
5. Ким, В. П. Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы / Электронный журнал «Труды МАИ». №60 (17). 2012.
6. О возможности использования электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД140Д / В. Н. Бойкачёв, Ю. Г. Гусев, В. С. Жасан, В. П. Ким, М. Б. Мартынов, В. М. Мурашко, И. М. Нестерин, А. В. Пильников, Г. А. Попов / Космическая техника и технологии. №1 (4). 2014. – 48-59 с.
7. Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В.И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.
8. Проектирование оптических систем / Э. Бетенески, Р. Хопкинс, З. Шенон [и др]; под ред. Р. Шеннона, Дж. Вайанта; пер. с англ. И. В. Пейсахсона. – М.: Издательство Миф, 1983. – 430 с.
9. Михельсон, Н. Н. Оптика астрономических телескопов и методы её расчёта. / Н. Н. Михельсон. – М.: Физмалит, 1995. – 333 с.

10. ГОСТ 12.0.003–2015. Издания. Система стандартов по безопасности труда. Опасные и вредные производственные факторы. Классификация. – Взамен ГОСТ 12.0.003–74; введ. 2017–03–01. – Москва: Стандартинформ; М.: Изд-во стандартов, 2016. – 10 с.

11. ГОСТ 12.1.019–2017. Издания. Система стандартов безопасности труда. Электробезопасность. Общие требования и номенклатура видов защиты. – введ. 2019–01–01. – Москва: Стандартинформ; М.: Изд-во стандартов, 2018. – 16 с.

12. Об утверждении правил по охране труда при эксплуатации электроустановок [Электронный ресурс]: приказ Минтруда России от 15 декабря 2020 г. № 903н. Доступ из справ.-правовой системы «Гарант».

13. Советкин, Ю. А. Методика расчёта технико-экономических показателей разработки и создания изделий авиации и ракетно-космической техники / Ю.А.Советкин, О.Г.Зиновьева. – учеб. пособие – Самара: СГАУ, 2011. – 40 с.