

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

Факультет: Инженерно-физический

Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы

Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика

Направленность (профиль) образовательной программы – Ракетно-космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

« 15 » июня 2022 г

**БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА**

на тему: Проектная разработка тяжелого модульного пилотируемого космического аппарата для проведения транспортных операций

Исполнитель  
студент группы 817-об

АИЩ 08.06.22  
(подпись, дата)

А.И. Щербаков

Руководитель  
канд. физ. мат. наук, доцент

Козырь 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Консультант по БЖД:  
канд. тех. наук, доцент

Козырь 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль  
ассистент кафедры СИТРК

Аревков 08.06.2022  
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Благовещенск 2022

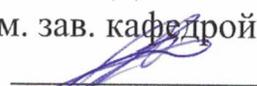
Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
(ФГБОУ ВО «АМГУ»)

Факультет: Инженерно-Физический

Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

  
В. В. Соловьев

« 26 » 11/2022 2022 г.

**ЗАДАНИЕ**

к выпускной квалификационной работе студента Щербакова Артёма Игоревича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектная разработка тяжелого модульного пилотируемого космического аппарата для проведения транспортных операций

учреждена приказом от 05.04.2022 № 679-уч

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 08.06.2022г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: масса полезного груза: 2000 кг; начальная орбита: апогей орбиты: 220 км, перигей 190 км; орбита цели: ГСО; наклонение орбиты: 51,6°; компоненты топлива: АТ и НДМГ.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): баллистический расчёт, расчёт основных проектных параметров, расчёт на прочность, описание конструкции, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения (наличие чертежей, таблиц, графиков, схем, программных продуктов, иллюстративного материала и т.п.): цели и задачи бакалаврской работы, схемы перелета КА на целевую орбиту, Компоновка КА, Общий вид КА, Конструктивно-компоновочная схема, схема членения, заключение работы.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе (с указанием относящихся к ним разделов): Насуленко К.А., БЖД Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. тех. наук.

7. Дата выдачи задания 26.05.2022г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. тех. наук.

Задание принял к исполнению (дата) 26.05.2022 *А.Козырь*

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ  
ОТСЕК ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

В данном документе описаны основные результаты проведенных исследований по разработке конструкции двигателя для космического аппарата, работающего в условиях полета на геоцентрической орбите.

В общей части дано описание конструкции двигателя, включая:

- выбор конструктивных параметров двигателя;
- баллистический расчет траектории полета аппарата с орбитальной скоростью.

Землю:

- расчет на прочность;
- разработку конструктивной компоновки системы КА.

В технической части дано описание конструкции простейшего КА. В разделе «безопасность жизнедеятельности» рассмотрены меры по обеспечению безопасности экипажа в условиях полета в космосе и в кабинах.

В экономической части дано описание стоимости разработки и производства серийного образца КА. В разделе «экономические показатели» дана минимальная стоимость пуска КА.

## РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 84 с., 8 таблиц, 6 рисунков, 22 источника.

### КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ВОЗВРАЩАЕМЫЙ АППАРАТ, АГРЕГАТНЫЙ ОТСЕК, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ПРИБОРНО-АГРЕГАТНЫЙ ОТСЕК

В данном дипломном проекте был разработан тяжёлый модульный пилотируемый космический аппарат для проведения транспортных операций и для полета на геостационарную орбиту.

В общей части дипломного проекта проведены:

- выбор оптимальных проектных параметров;
- баллистический расчет траектории перехода между орбитами и спуска на Землю;
- расчет на прочность;
- разработка конструктивно-компоновочной схемы КА.

В технологической части разработана схема членения проектируемого КА.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» рассмотрены меры по обеспечению безопасности жизнедеятельности экипажей в герметичных кабинах.

В экономической части определена минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в линейной и нелинейной постановке, минимальная стоимость пуска КА.

## СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения, сокращения .....	4
Введение.....	5
1 Баллистический расчёт .....	6
1.1 Расчет запаса характеристической скорости .....	6
1.2 Первый метод.....	6
1.3 Второй метод.....	9
1.4 Расчёт внеатмосферного участка траекторий.....	11
1.5 Расчёт параметров траектории .....	15
1.6 Расчёт системы мягкой посадки .....	19
2 Основные проектные параметры.....	22
2.1 Расчет основных проектных параметров .....	22
2.2 Массово-энергетический расчет АО.....	27
2.3 Массово-энергетический расчет ВА.....	32
3 Конструкторская часть .....	45
3.1 Конструкция возвращаемого аппарата .....	46
3.2 Конструкция приборно-агрегатного отсека.....	51
4 Расчёт на прочность .....	54
4.1 Обеспечение прочности конструкции.....	54
4.2 Нагрузки, действующие на космический аппарат .....	55
4.2.1 Расчет нагрузок, действующих на ВА .....	56
4.2.2 Расчет на прочность корпуса ВА.....	58
5 Безопасность жизнедеятельности.....	67
5.1 Методы защиты экипажей летательных аппаратов от проникающей радиации.....	67
5.2 Методы ослабления влияния на экипаж перегрузок и невесомости .....	68
5.3 Пожарная безопасность космических аппаратов .....	69
6 Экономическая часть .....	72
6.1 Расчет минимальной стоимости КА в линейной постановке.....	73
6.2 Расчет минимальной стоимости КА в нелинейной постановке.....	74

6.3 Расчет стоимости запуска КА.....	76
Заключение .....	79
Библиографический список .....	80

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АО – агрегатный отсек;
- АТ – азотный тетроксид;
- БО – бытовой отсек;
- ВА – возвращаемый аппарат;
- ДУ – двигательная установка;
- ДПО – двигатели причаливания и ориентации;
- КА – космический аппарат;
- ЛА – летательный аппарат;
- МКС – международная космическая станция;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- ОДУ – объединенная двигательная установка;
- ОС – орбитальная станция;
- ПДК – предельно – допустимая концентрация;
- РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива;
- РКН – ракета космического назначения;
- САС – система аварийного спасения;
- СБ – солнечные батареи;
- СВ – средства связи;
- СИОС – система исполнительных органов спуска;
- СМ – служебный модуль;
- СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности;
- СТР – система терморегулирования;
- СУ – система управления;
- СЭП – система энергопитания;
- ТЗП – теплозащитное покрытие.

## ВВЕДЕНИЕ

Ракетно-космическая промышленность - одна из самых инновационных и перспективных отраслей современной России. Ракетно-космическая отрасль имеет огромный производственный потенциал, а также неплохую научную базу на будущее. Как и прежде главной задачей ученых и инженеров является создание, введение высоких технологий и передовой техники.

Одной из таких задач является проектная разработка тяжелого модульного пилотируемого космического аппарата для проведения транспортных операций. На сегодняшний день данная тема имеет актуальный характер. Поскольку транспортная космическая система является главным этапом в развитии предоставления услуг в области транспортировки полезной нагрузки в космосе. Внедрение транспортных пилотируемых космических аппаратов высокого класса позволит уменьшить стоимость доставки полезной нагрузки, а также упростит доставку грузов.

Процесс создания космических аппаратов довольно трудоемкий процесс, который обязан включать в себя такие этапы как, проектирование, конструирование и производство. Задачи производства ракетной техники и космической техники имеют много общего между собой: детали создаются на одинаковом оборудовании, используются схожие способы соединения деталей и способы сборки изделия в целом. Задачи конструирования ракетной и космической техники также схожи. Проектирование ракетной и космической техники имеет различия по многим аспектам, среди которых: различные способы движения проектируемых объектов; различная внешняя окружающая среда; различные источники энергии; различные алгоритмы поведения и др. Соответственно, процесс проектирования космической техники, выделяется в отдельную область со своей методологией от области проектирования ракет.

# 1 БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ

## 1.1 Расчет запаса характеристической скорости

Выведение и движение КА в космическом пространстве можно представить его схемой полета:

- полет КА по опорной орбите и первый запуск двигателя;
- полет КА по переходной орбите и второй запуск двигателя;
- полет КА по геопереходной орбите и третий запуск двигателя;
- сближение КА с объектом-целью;
- причаливание и стыковка КА с объектом-целью;
- совместный полет КА с объектом-целью;
- расстыковка КА от объекта-цели и его одиночный полет;
- выдача тормозного импульса и переход КА на траекторию спуска;
- отделение ВА от КА на высоте порядка 100 км;
- вход ВА в плотные слои атмосферы и планирующий спуск;
- выход на глиссаду и посадка ВА на аэродроме.

Суммарное потребное импульсное приращение скорости, сообщаемое КА при каждом включении его двигательной установки рассчитаем двумя методами.

## 1.2 Первый метод

Согласно первому методу, первый импульс является трансверсальным и лежит в плоскости начальной орбиты. Вторым импульсом прикладывается в момент достижения апогея. Первый импульс выбирают таким образом, чтобы апогей переходной орбиты касался конечной орбиты, как представлено на рисунке 1.1.

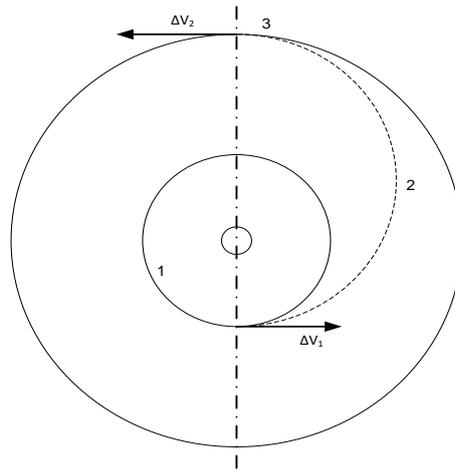


Рисунок 1.1 – Первый метод перевода КА

1 – орбита ожидания; 2 – переходная орбита; 3 – орбита цели.

Приращение скорости при первом импульсе определяется по следующей формуле:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\pi h}}} \left[ \sqrt{\frac{2R_{ak}}{R_{\pi h} + R_{ak}}} - \sqrt{\frac{2R_{ah}}{R_{\pi h} + R_{ah}}} \right], \quad (1.1)$$

где  $\mu = 398600$  [км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>] – гравитационная постоянная Земли;

$$R_{\pi h} = R + H_{\pi h}, \quad (1.2)$$

$R_{\pi h} = 6371 + 190 = 6561$  [км] – радиус перигея опорной орбиты выведения;

$$R_{ah} = R + H_{ah}, \quad (1.3)$$

$R_{ah} = 6371 + 220 = 6591$  [км] – радиус апогея опорной орбиты выведения;

$R_{\pi k} = R_{ah}$  – радиус перигея переходной орбиты;

$$R_{ak} = R + H_{ak}, \quad (1.4)$$

$R_{ak} = 6371 + 1000 = 7371$  [км] – радиус апогея переходной орбиты;

$R_{\pi m} = R_{ak}$  – радиус перигея геопереходной орбиты;

$$R_{am} = R + H_{am}, \quad (1.5)$$

$R_{am} = 6371 + 32000 = 38371$  [км] - радиус апогея геопереходной орбиты;

$R_{\pi z} = R_{am}$  – радиус перигея целевой орбиты;

$$R_{az} = R + H_{az}, \quad (1.6)$$

$R_{az} = 6371 + 36000 = 42371$  [км] – радиус апогея целевой орбиты;

$R = 6371$  [км] – радиус Земли.

По формуле (1.1) определяется приращение скорости при первом импульсе:

$$\Delta V_{1'} = \sqrt{\frac{398600}{6561}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{6561 + 7371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 6591}{6561 + 6591}} \right] \approx 0,21 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{1''} = \sqrt{\frac{398600}{6591}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{6591 + 38371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{6591 + 7371}} \right] \approx 2,17 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{1'''} = \sqrt{\frac{398600}{7371}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 42371}{7371 + 42371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{7371 + 38371}} \right] \approx 0,073 \text{ [км/с].}$$

Трансверсальная составляющая приращения скорости при втором импульсе определяется по следующей формуле:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{ak}}} \left[ \sqrt{\frac{2R_{\pi k}}{R_{\pi k} + R_{ak}}} - \sqrt{\frac{2R_{\pi h}}{R_{\pi h} + R_{ak}}} \right], \quad (1.7)$$

По формуле (1.7) определяется трансверсальная составляющая приращения скорости при втором импульсе:

$$\Delta V_{2'} = \sqrt{\frac{398600}{7371}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 6591}{6591 + 7371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 6561}{6561 + 7371}} \right] \approx 0,015 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{2''} = \sqrt{\frac{398600}{38371}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{7371 + 38371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 6591}{6591 + 38371}} \right] \approx 0,087 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{2'''} = \sqrt{\frac{398600}{42371}} \left[ \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{38371 + 42371}} - \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{7371 + 42371}} \right] \approx 1,322 \text{ [км/с].}$$

Суммарные энергетические затраты, необходимые для перехода:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3, \quad (1.8)$$

$$\Delta V_{\Sigma} = 0,21 + 0,015 + 2,17 + 0,087 + 0,073 + 1,322 = 3,877 \text{ [км/с].}$$

### 1.3 Второй метод

Согласно второму методу, первый импульс переводит КА на переходную орбиту и поворачивает переходную орбиту. Второй импульс тоже поворачивает плоскость орбиты и увеличивает скорость КА до конечной круговой скорости, как представлено на рисунке 1.2.

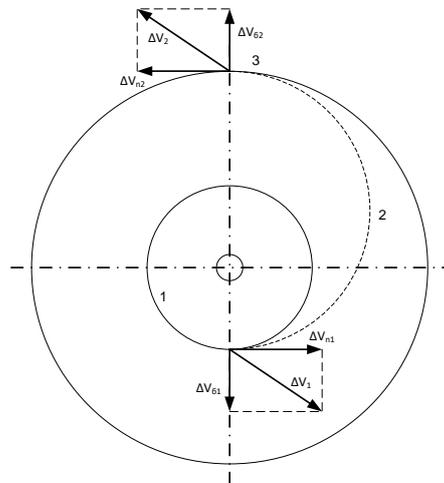


Рисунок 1.2 – Второй метод перевода КА

Приращение скорости при первом импульсе определяется по следующей формуле:

$$\Delta V_1 = \sqrt{(\Delta V_{n1})^2 + (\Delta V_{a1})^2}, \quad (1.9)$$

где  $\Delta V_{n1}$  определяется по следующей формуле:

$$\Delta V_{n1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{ah}}} \cdot \left( \sqrt{\frac{2R_{ak}}{R_{ah} + R_{ak}} - 1} \right), \quad (1.10)$$

$\Delta V_{a1}$  – боковая составляющая скорости, определяемая по следующей формуле:

$$\Delta V_{a1} = \left( \sqrt{\frac{2R_{ak} \cdot \mu}{(R_{ah} + R_{ak}) \cdot R_{ah}} - 1} \right) \cdot \sin a, \quad (1.11)$$

$a = 51,6^\circ$  – угол наклона орбиты.

По формуле (1.11) определяется боковая составляющая скорости:

$$\Delta V_{a1} = \left( \frac{2 \cdot 7371 \cdot 398600}{(6591 + 7371) \cdot 6591} \right) \cdot \sin 51,6^\circ = 5,789 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{a2} = \left( \frac{2 \cdot 38371 \cdot 398600}{(7371 + 38371) \cdot 7371} \right) \cdot \sin 45^\circ = 6,186 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{a3} = \left( \frac{2 \cdot 42371 \cdot 398600}{(38371 + 42371) \cdot 38371} \right) \cdot \sin 5,6^\circ = 0,29 \text{ [км/с].}$$

По формуле (1.10) определяется  $\Delta V_{n1}$ :

$$\Delta V_{n1} = \sqrt{\frac{398600}{6591}} \cdot \left( \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{6591 + 7371} - 1} \right) = 0,214 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{n2} = \sqrt{\frac{398600}{7371}} \cdot \left( \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{7371 + 38371}} - 1 \right) = 2,17 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{n3} = \sqrt{\frac{398600}{38371}} \cdot \left( \sqrt{\frac{2 \cdot 42371}{38371 + 42371}} - 1 \right) = 0,079 \text{ [км/с].}$$

По формуле (1.9) определяется приращение скорости при первом импульсе:

$$\Delta V_{1'} = \sqrt{(0,214)^2 + (5,789)^2} = 5,793 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{1''} = \sqrt{(2,17)^2 + (6,186)^2} = 6,555 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{1'''} = \sqrt{(0,079)^2 + (0,29)^2} = 0,301 \text{ [км/с].}$$

Второй импульс лежит в плоскости переходной орбиты и является трансверсальным. Он определяется в соответствии со следующей формулой:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{ak}}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{2R_{ah}}{R_{ah} + R_{ak}}} \right), \quad (1.12)$$

Второй импульс определяется по формуле (1.12):

$$\Delta V_{2'} = \sqrt{\frac{398600}{7371}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 6591}{6591 + 7371}} \right) = 0,206 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{2''} = \sqrt{\frac{398600}{38371}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 7371}{7371 + 38371}} \right) = 1,385 \text{ [км/с];}$$

$$\Delta V_{2'''} = \sqrt{\frac{398600}{42371}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{38371 + 42371}} \right) = 0,077 \text{ [км/с].}$$

Суммарный импульс скорости, необходимый для перехода вторым методом по формуле (1.8):

$$\Delta V = 5,793 + 0,206 + 6,555 + 1,385 + 0,301 + 0,077 = 14,317 \text{ [км/с]}$$

#### 1.4 Расчёт внеатмосферного участка траекторий

Определим необходимый запас характеристической скорости перехода КА с околоземной орбиты на траекторию спуска.

Схематически спуск КА с орбиты ИСЗ показан на рисунке 1.4, отражающем широко применяемый на практике одноимпульсный сход с орбиты.

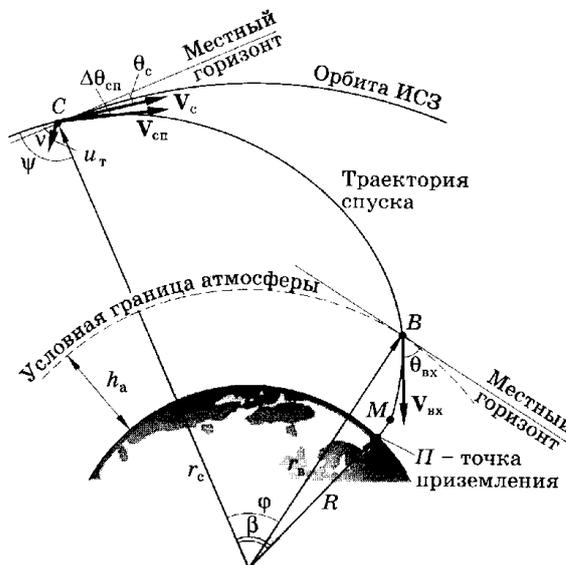


Рисунок 1.3 – Схема спуска КА с орбиты ИСЗ

Для энергетически оптимального схода с орбиты тормозной импульс целесообразно прикладывать в апогее начальной орбиты.

С учетом влияния ограничений на максимальную перегрузку ВА при торможении в атмосфере  $n_x \leq n_{дон} = 2,5$  и влияния удельных тепловых потоков выберем значение угла входа в атмосферу равным  $\theta_{BX} = -2,0^\circ$ .

Определяется значение скорости  $V_c$  в точке C:

$$V_c = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_\pi}{r_\pi + r_a}}, \quad (1.19)$$

$$V_c = \sqrt{\frac{398600}{6591}} \sqrt{\frac{2 \cdot 38371}{38371 + 6591}} \approx 10,164 \text{ [км/с]}.$$

Высоту условной границы атмосферы примем равной  $h_a = 100$  км.

Определим относительный параметр  $\bar{\eta}$  и  $\bar{r}$ :

$$\bar{\eta} = \frac{\eta}{V_c^2} = 2\mu \left( \frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_C} \right) / V_c^2, \quad (1.20)$$

$$\bar{\eta} = \frac{\eta}{V_c^2} = 2 \cdot 398600 \left( \frac{1}{6471} - \frac{1}{6591} \right) / 10,164^2 \approx 0,0154 \text{ [км]},$$

$$\bar{r} = \frac{r_C}{r_B} = \frac{6591}{6471} = 1,0185, \quad (1.21)$$

где

$$r_C = R + H_{an}, \quad (1.22)$$

$r_C = 6371 + 220 = 6591$  [км] – радиус апогея начальной орбиты;

$$r_B = R + h_a, \quad (1.23)$$

$r_B = 6371 + 100 = 6471$  [км] – радиус условной границы атмосферы;

Так как  $\bar{\eta} = 0,035592$  лежит в диапазоне  $0 > \bar{\eta} > 0,25$ , то вычислим следующие константы:

$$C_1 = 0,5 - \sqrt{0,25 - \bar{\eta}} = 0,5 - \sqrt{0,25 - 0,0154} \approx 0,0156,$$

$$C_1 = 0,5 + \sqrt{0,25 - \bar{\eta}} = 0,5 + \sqrt{0,25 - 0,0154} \approx 0,984.$$

Из уравнения угла входа в атмосферу:

$$\theta_{BX} = \arccos \frac{\bar{r}(1 - \bar{u}_T)}{(1 - \bar{u}_T)^2 + \bar{\eta}}. \quad (1.24)$$

Выразим относительный параметр  $\bar{u}_T$  и получим уравнение:

$$\bar{u}_T = \left( \frac{\bar{r}}{\cos \theta_{BX}} - 2 \right) \bar{u}_T + (1 + \bar{\eta}) - \frac{\bar{r}}{\cos \theta_{BX}} = 0, \quad (1.25)$$

решая уравнение, получим:

$$\bar{u}_T^2 - 0,98160\bar{u}_T + 0,0172 = 0$$

$$\bar{u}_T = 0,017847$$

Тогда величина тормозной скорости:

$$u_T = V_C \bar{u}_T, \quad (1.26)$$

Так как  $\bar{u}_T = 0,017847$  удовлетворяет условию  $\bar{u}_T < C_1$ , то  $\psi = 0$  - угол, характеризующий положение вектора  $u_T$ .

Определим скорость входа КА в атмосферу:

$$V_{BX} = V_C \sqrt{(1 - \bar{u}_T)^2 + \bar{\eta}}, \quad (1.27)$$

$$V_{BX} = 10,164 \sqrt{(1 - 0,017847)^2 + 0,0154} = 8,445 \text{ [км/с]}$$

Импульс торможения составляет:

$$\Delta V_{\text{торм}} = u_T = 0,18139 \text{ [км/с]}$$

Таблица 1.1 – Результаты расчетов

Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения	
			1 метод	2 метод
Приращение скорости при первом импульсе	$\Delta V_1$	км/с	0,213	5,793
			2,171	6,555
			0,073	0,301

Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения	
			1 метод	2 метод
Приращение скорости при втором импульсе	$\Delta V_2$	км/с	0,015	0,206
			0,087	1,385
			1,322	0,077
Радиус орбиты выведения	$r_h$	км	6591	
Радиус переходной орбиты	$r_k$	км	7371	
Радиус геопереходной орбиты	$r_m$	км	38371	
Радиус орбиты цели (станции)	$r_z$	км	42371	
Радиус условной границы атмосферы	$r_B$	км	6471	
Тормозной импульс	$\Delta V_{\text{торм}}$	км/с	0,181	
Скорость входа ВА в атмосферу	$V_{\text{ВХ}}$	км/с	8,445	
Угол входа ВА в атмосферу	$\theta_{\text{ВХ}}$	град	-2	

### 1.5 Расчёт параметров траектории

Пассивно движется КА после его перевода на траекторию, которая проходит через плотные слои атмосферы. Таким образом, будем считать, что из

всех возможных сил на КА действуют только сила притяжения Земли и аэродинамическая сила.

В скоростной системе координат все вышеуказанное можно представить следующим образом:

$$\begin{cases} m \cdot v' = -C_{xa} \cdot S_m \cdot \rho \cdot v^2 / 2 - m \cdot g \cdot \sin \theta, \\ m \cdot v \cdot \theta' = -C_{ya} \cdot S_m \cdot \rho \cdot v^2 / 2 - (m \cdot v^2 / (R_3 + h)) \cdot \cos \theta - m \cdot g \cdot \cos \theta, \\ h' = v \cdot \sin \theta, \\ L' = v \cdot R_3 \cdot \cos \theta / (R_3 + h). \end{cases} \quad (1.28)$$

где  $v', \theta', h', L'$  – производные по времени соответственно скорости, угла наклона скорости к местному горизонту, высоты и проекции дальности полета на Землю.

Для решения системы уравнений применяется метод Рунге-Кутты:

$$y' = f(x, y);$$

$$\Delta y = (k_1 + 2 \cdot k_2 + 2 \cdot k_3 + k_4) / 6. \quad (1.29)$$

$$\begin{cases} k_1^i = h_{\text{инт}} \cdot f(x_i, y_i), \\ k_2^i = h_{\text{инт}} \cdot f(x_i + h_{\text{инт}}/2, y_i + k_1^i/2), \\ k_3^i = h_{\text{инт}} \cdot f(x_i + h_{\text{инт}}/2, y_i + k_2^i/2), \\ k_4^i = h_{\text{инт}} \cdot f(x_i + h_{\text{инт}}, y_i + k_3^i). \end{cases} \quad (1.30)$$

$$\begin{cases} x_{i+1} = x_i + h_{\text{инт}}, \\ y_{i+1} = y_i + \Delta y. \end{cases} \quad (1.31)$$

где  $h_{\text{инт}}$  – шаг интегрирования.

Площадь миделя ВА определяется:

$$S_M = S_{M1} \cdot \cos \alpha + S_{M2} \cdot \sin \alpha , \quad (1.32)$$

где  $S_{M1}, S_{M2}$  – площади миделя поперечного и продольного сечения соответственно;

$$\alpha = \begin{cases} 30^\circ, & h \geq 55000 \\ 217,32^\circ \cdot (h/10^5)^{3,3386}, & 55000 \geq h \geq 13000 \\ 90^\circ, & h \leq 13000 \end{cases} \quad (1.33)$$

$\alpha$  - угол атаки;

Метод Рунге-Кутты позволяет получить значение перегрузок меньше допустимых  $n_x \leq n_{дон} = 2,5$ .

$$n_x = \frac{C_x S_M V^2}{2G} , \quad (1.34)$$

где  $m \approx 7500$  [кг] – значение массы ВА в дальнейших расчетах будет уточняться.

Ускорение свободного падения на данной высоте  $h$  равно:

$$g_h = \frac{g_0 R_3}{g_0 + h} , \quad (1.35)$$

где  $g_0 = 9,814$  [м/с<sup>2</sup>] – ускорение свободного падения на уровне моря.

Значения коэффициентов лобового сопротивления  $C_{xa}$  и подъемной силы  $C_{ya}$  взяты из расчета аэродинамических характеристик ВА. Плотность  $\rho$ , динамическая вязкость  $\mu$  и скорость звука  $\alpha$  в атмосфере взяты из таблицы стандартной атмосферы.

Число Рейнольдса:

$$\text{Re} = \frac{a \cdot M \cdot \rho \cdot L_{\text{бок}}}{\mu}, \quad (1.36)$$

где  $L_{\text{бок}} = 6,1$  [м] – длина боковой поверхности КА;

$M$  - число Маха.

Скоростной напор:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.37)$$

Нагрев ВА определяется следующими уравнениями:

– удельный тепловой поток при ламинарном режиме:

$$q^0 = 2 \cdot 10^{-7} \cdot \rho \cdot v^3, \quad (1.38)$$

– удельный тепловой поток при турбулентном режиме:

$$q^0 = 12,1 \cdot 10^{-7} (v^2 \cdot \rho)^{0,8} \cdot v^2, \quad (1.39)$$

– температура поверхности ВА:

$$T_w = T_0 + \left( \frac{q}{(\xi \cdot \delta)} \right)^{0,25}, \quad (1.40)$$

где  $\xi = 0,98$  – эффективная степень черноты газа;

$\delta = 5,67 \cdot 10^{-8}$  [Вт/м<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>] – константа излучения;

$T_0$  – начальная температура ТЗП;

$T_w = 1923$  [К] – температура разрушения материала.

При контроле температуры должно выполняться условие:

$$T_w < T_w^{MAX}, \quad (1.41)$$

где  $T_w^{MAX} = 1923$  [К] – максимальная температура поверхности, которую выдержит ТЗП до её разрушения.

### 1.6 Расчёт системы мягкой посадки

На спускаемом аппарате будет использоваться парашютно – реактивная система мягкой посадки, который предполагает первоначальное торможение на парашютах, а непосредственно перед приземлением включаются двигатели мягкой посадки. На высоте  $\approx 13000$  [м], когда СА имеет скорость  $V_k \approx 120 - 130$  [м/с], начинает работать парашютная система: сначала выбрасывается небольшой вытяжной парашют, который извлекает тормозной парашют сравнительно небольшого размера. СА на тормозном парашюте снижается около 15 с, затем срабатывает основной парашют с большой площадью купола.

Принимаем параметры парашютной системы в соответствии с баллистическим расчетом:

– скорость приземления СА  $V_{np} = 13,95$  [м/с];

– скорость КА в момент полного раскрытия тормозного парашюта  $V_T = 129,97$  [м/с];

– плотность воздуха на уровне моря  $\rho_0 = 1,225$  [кг/м<sup>3</sup>];

– скорость КА в момент полного раскрытия основного парашюта  $V_O = 54,438$  [м/с].

Определяется раскройная площадь тормозного парашюта:

$$F_T = \frac{2g_0 m}{\rho_T C_T V_T^2}, \quad (1.42)$$

$$F_T = \frac{2 \cdot 9,814 \cdot 9500}{0,260 \cdot 0,4 \cdot 129,64^2} \approx 100 \text{ [м}^2\text{];}$$

где  $C_m = 0,3 \dots 0,4$  – коэффициент сопротивления купола;

$\rho_m = 0,260$  [кг/м<sup>3</sup>] – плотность воздуха на высоте полного раскрытия тормозного парашюта.

Раскройная площадь основного парашюта:

$$F_T = \frac{2g_0 m}{\rho_0 C_0 V_{от}^2}, \quad (1.43)$$

$$F_T = \frac{2 \cdot 9,814 \cdot 9500}{1,225 \cdot 0,75 \cdot 13,95^2} \approx 1000 [\text{м}^2];$$

где  $C_o = 0,75 \dots 0,8$  – коэффициент сопротивления купола;

Секундный массовый расход топлива выражается из уравнения:

$$m_{\text{потм}} \cdot We = \frac{P}{\cos \gamma}, \quad (1.44)$$

где  $We$  – скорость истечения пороховых газов;

$\gamma = 5^\circ$  – угол наклона вектора скорости тяги РДТТ к продольной оси СА;

$P$  – тяга РДТТ.

Тягу РДТТ находим по формуле:

$$P = m_{BA}^{\Pi} \cdot g \cdot n_x, \quad (1.45)$$

где  $m_{BA}^{\Pi}$  – масса СА при посадке;

$g$  – ускорение свободного падения у Земли;

$n_x = 3,5$  – осевая перегрузка при раскрытии тормозного парашюта СА.

$$P = 9500 \cdot 9,814 \cdot 3,5 = 326182,5 \text{ [Н]},$$

$$m_{\text{потм}} = \frac{326182,5}{9500 \cdot \cos 5^\circ} = 34,441 \text{ [кг]}.$$

Время работы РДТТ определяется по формуле:

$$t = \frac{V_{KP}}{2g \cdot (n_x - 1)}, \quad (1.46)$$

где  $V_{KP}=29,354$  [м/с]– критическая скорость приземления.

Следовательно, время работы РДТТ:

$$t = \frac{29,354}{2 \cdot 9,814 \cdot (3,5 - 1)} = 0,5 \text{ [с]}.$$

## 2 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

### 2.1 Расчет основных проектных параметров

В качестве основных проектных параметров КА примем следующие технические характеристики (берутся на основе аналогичной модели КА Клипер):

- масса полезного груза  $m_{пн} = 2000$  кг;
- срок активного существования КА  $T_{c.a.c} = 10$  суток;
- количество членов экипажа  $N_{эк} = 6$  человек;
- состав ОДУ для СМ: 1 маршевый двигатель и 16 ДПО;
- состав ОДУ для ВА: 12 ПТДУ и 10 двигателей СИОС для ВА;
- тяга двигателей СМ:  $P_M = 60$  кгс одного маршевого и  $P_D = 25$  кгс одного ДПО;
- тяга двигателей ВА:  $P = 50$  кгс одного двигателя СИОС;
- секундно-массовый расход компонентов  $\dot{m} = 3,0844$  кг/с;
- компоненты: горючее – НДМГ, окислитель – АТ.

1) Запас характеристической скорости маршевых ДУ АО:

$$\Delta V_{\Sigma CM(МДУ)} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_{ym} + \Delta V_{ТОРМ}, \quad (2.1)$$

$$\Delta V_{\Sigma CM(МДУ)} = 18637 + 60 + 181,39 = 18878,39 \text{ [м/с]},$$

где  $\Delta v_{ym} \approx 60$  м/с – импульс, сообщаемый маршевыми двигателями для утилизаций служебного модуля.

2) Запас характеристической скорости ДПО СМ:

$$\Delta v_{\Sigma CM(ДПО)} = \Delta v_{СИОС} = 10, \quad (2.2)$$

где  $\Delta v_{СИО} = 10$  м/с – импульс, сообщаемый двигателями причаливания и ориентации.

3) Суммарная тяга ОДУ СМ:

$$P_{\Sigma KA} = 8P_M + \sum P_{дi} \cos \varphi_i = 460 + 16 \cdot 25 = 880 \approx 8636,320 \text{ [Н]}, \quad (2.3)$$

где  $\varphi_i$  – угол установки двигателей ориентации, коррекции и т. д.

4) Суммарная тяга ОДУ ВА:

$$P_{\Sigma BA} = \sum P_{Ci} \cos \varphi_i = 50 \cdot 10 \cdot 9,81 = 4907 \text{ [Н]}, \quad (2.4)$$

5) Начальная тяговооруженность КА:

$$n_{0KA} = \frac{P_{\Sigma KA}}{m_{0KA} g_0} = \frac{8636,320}{16500 \cdot 9,814} \approx 0,054, \quad (2.5)$$

6) Удельный импульс ОДУ КА:

$$J_{y\partial 1} = \frac{P_{\Sigma KA}}{\dot{m}} = \frac{8636,320}{3,0844} \approx 2800 \text{ [м/с]}, \quad (2.6)$$

7) Удельный импульс ОДУ ВА:

$$J_{y\partial 2} = J_{y\partial ДУ(СИОС)}, \quad (2.7)$$

$$J_{y\partial ДУ(СИОС)} = \frac{P_{\Sigma ВА(СИОС)}}{\dot{m}} = \frac{4907}{3,0844} \approx 2652,432 \text{ [м/с]}, \quad (2.8)$$

8) Время работы ОДУ КА при выполнении маневров:

Принимаем наиболее оптимальные значения тяговооруженности:

$$n_{01КА} = 0,21, n_{02КА} = 0,2, n_{03КА} = 0,2, n_{04КА} = 0,2, n_{05КА} = 0,2, n_{06КА} = 0,2, \\ n_{0торКА} = 0,2, n_{0ымКА} = 0,2.$$

где  $n_{01КА}$  – тяговооруженность первого маневра,

$n_{02КА}$  – тяговооруженность второго маневра,

$n_{03КА}$  – тяговооруженность третьего маневра,

$n_{04КА}$  – тяговооруженность четвертого маневра,

$n_{04КА}$  – тяговооруженность пятого маневра,

$n_{06КА}$  – тяговооруженность шестого маневра,

$n_{0торКА}$  – тяговооруженность при выполнении тормозного маневра,

$n_{0ымКА}$  – тяговооруженность при импульсе для утилизаций служебного

модуля.

Время работы ДУ при выполнении  $j$ -го маневра:

$$t_{gj} = \frac{\left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_j}{J_{y\partial}}\right) \right] J_{y\partial}}{g_0 n_{0,jКА}}, \quad (2.9)$$

где  $g_0 = 9,814$  – ускорение свободного падения,  $m/c^2$

Время работы ДУ при выполнении первого импульса:

$$t_{g1} = \frac{\left[ 1 - \exp\left(-\frac{761,2}{2800}\right) \right] 2800}{9,814 \cdot 0,21} \approx 1257,64 [c];$$

Время работы ДУ при выполнении второго импульса:

$$t_{g2} = \frac{\left[ 1 - \exp\left(-\frac{7751,3}{2800}\right) \right] 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 3803,26 [c];$$

Время работы ДУ при выполнении третьего импульса:

$$t_{g3} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{1300}{2800}\right)\right] 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 1507,188 \text{ [с];}$$

Время работы ДУ при выполнении четвертого импульса:

$$t_{g4} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{4279,2}{2800}\right)\right] 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 1154,032 \text{ [с];}$$

Время работы ДУ при выполнении пятого импульса:

$$t_{g5} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{268,4}{2800}\right)\right] 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 148,255 \text{ [с];}$$

Время работы ДУ при выполнении шестого импульса:

$$t_{g6} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{4278,1}{2800}\right)\right] 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 1816,422 \text{ [с];}$$

Время работы ДУ при выполнении тормозного импульса:

$$t_{g7} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{181,39}{2800}\right)\right] \cdot 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 136,578 \text{ [с];}$$

Время работы ДУ при импульсе для утилизаций служебного модуля:

$$t_{g8} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{60}{2800}\right)\right] \cdot 2800}{9,814 \cdot 0,2} \approx 45,142 \text{ [с].}$$

Суммарное время работы ОДУ КА:

$$t_{\Sigma KA} = \sum_i t_{gi}, \tag{2.10}$$

$$t_{\Sigma KA} = 1257,64 + 3803,26 + 1507,188 + 1154,032 + 148,255 + 1816,422 + 136,578 + 45,142 = 9868,517 \text{ [с].}$$

9) Потери скорости на гравитацию:

$$\Delta V_{\text{грав}i} = 0,0189 \frac{\mu}{r_{\pi}^3} \Delta V_i t_{gi}^2, \quad (2.11)$$

Результаты расчёта потерь скорости на гравитацию представлены в таблице 2.1

10) Суммарное значение приращения характеристической скорости определяется по формуле:

$$\Delta V_{\Sigma KA} = \Delta V_{AO} + \sum_{i=1}^3 \Delta V_{\text{грав}i} - \Delta V_{\text{грав}5}, \quad (2.12)$$

$$\Delta V_{\Sigma KA} = 18878,39 + 316,779 + 2109,145 + 55,552 + +0,76 + 7,867 + +1,398 - 0,089 - 0,00322 \approx 20736,241 \text{ [м/с]}$$

Результаты расчетов сведем в таблицу 1.1.

Таблица 2.1 – Результаты расчетов основных проектных параметров

Наименование параметра	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Потери скорости на гравитацию при первом импульсе	$\Delta V_{\text{грав}1}$	м/с	316,779
	$\Delta V_{\text{грав}3}$	м/с	55,552
	$\Delta V_{\text{грав}5}$	м/с	7,867
Потери скорости на гравитацию при втором импульсе	$\Delta V_{\text{грав}2}$	м/с	2109,145
	$\Delta V_{\text{грав}4}$	м/с	0,76
	$\Delta V_{\text{грав}6}$	м/с	1,398
Потери скорости на гравитацию при тормозном импульсе	$\Delta V_{\text{грав}7}$	м/с	0,089
Потери скорости на гравитацию при импульсе для утилизаций СМ	$\Delta V_{\text{грав}8}$	м/с	0,0032
Суммарное время работы ОДУ КА	$t_{\Sigma KA}$	с	9868,517

Наименование параметра	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Суммарное значение приращения характеристической скорости	$\Delta V_{\Sigma KA}$	м/с	20736,241

## 2.2 Массово-энергетический расчет АО

Агрегатный отсек состоит из разгонно-тормозного и корректирующего ракетного блока и панелей солнечных батарей:

$$m_{0AO} = m_{0PB} + m_{CB}. \quad (2.13)$$

Определим начальную массу разгонно-тормозного и корректирующего ракетного блока.

Определим относительную конечную массу КА:

$$\mu_{K.KA} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma KA}}{J_{y01}}\right). \quad (2.14)$$

$$\mu_{K.KA} = \exp\left(-\frac{20736,241}{2800}\right) \approx 0,0012.$$

Масса рабочего запаса топлива:

$$m_{T.P} = (1 - \mu_{K.KA}) \cdot m_{0KA}. \quad (2.15)$$

$$m_{T.P} = (1 - 0,0012) \cdot 16500 = 16480,2 \text{ [кг]}.$$

Определим массу топлива  $m_{T.B}$ , расходуемую перед запуском ДУ:

$$m_{T.P} = k(0,8 \div 1,0) \frac{P_{\Sigma KA}}{J_{y\partial 1}}, \quad (2.16)$$

$$m_{T.P} = 5 \cdot 1 \frac{8636,320}{2800} \approx 15,422 \text{ [кг]},$$

где  $k = 5$  – количество включений ДУ.

Масса остатков топлива в баках:

$$m_{OCT} = m_{ГАР.3} + m_{HE3}, \quad (2.17)$$

где  $m_{ГАР.3}$  – масса гарантированных остатков топлива;

Масса гарантированных остатков топлива:

$$m_{ГАР.3} = k(0,8 \div 1,0) \frac{P_{\Sigma KA}}{J_{y\partial 1}} = 15 \frac{8636,320}{2800} \approx 46,266 \text{ [кг]} \quad (2.18)$$

Масса незабора топлива:

$$m_{HE3} = (2 \div 5) \frac{P_{\Sigma KA}}{J_{y\partial 1}} = 5 \frac{8636,320}{2800} \approx 15,422 \text{ [кг]}, \quad (2.19)$$

Тогда согласно (2.17) получим:

$$m_{OCT} = 46,266 + 15,422 = 61,688 \text{ [кг]}.$$

Масса заправляемого топлива:

$$m_T = m_{T.P} + m_{T.B} + m_{OCT}, \quad (2.20)$$

$$m_T = 16480,2 + 15,422 + 61,688 = 16557,31 \text{ [кг]}.$$

Масса окислителя:

$$m_{OK} = \frac{k_m}{1+k_m} m_T = \frac{2,8}{1+2,8} 16557,31 \approx 12200,123 \text{ [кг]}, \quad (2.21)$$

где  $k_m = 2,8$  – коэффициент соотношения компонентов.

Масса горючего:

$$m_T = \frac{1}{1+k_m} m_T = \frac{1}{1+2,8} 16557,31 \approx 4357,187 \text{ [кг]}, \quad (2.22)$$

Масса сухого топливного отсека:

$$m' = 80,5 \frac{m_T}{\rho_{T.CP}} + 20 = 80,5 \frac{16557,31}{1185} + 20 \approx 1144,78 \text{ [кг]}, \quad (2.23)$$

где  $\rho_{T.CP} = 1185$  – средняя плотность компонентов топлива, [кг/м<sup>3</sup>].

Масса топливного отсека:

$$m_{T.O} = m'_{T.O} + m_{OCT} = 1144,78 + 61,688 = 1206,468 \text{ [кг]}, \quad (2.24)$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{T.O} = \frac{m_{T.O}}{m_T} = \frac{1206,48}{16557,31} \approx 0,073, \quad (2.25)$$

Масса двигательной установки:

$$m_{ДУ} = k_1 m_{ДВ} + m_{РАМ} + k_2 m_{ОРИЕН} + m_{ПР.ДУ}, \quad (2.26)$$

где  $k_1$  – число маршевых двигателей,  $k_1 = 8$ ;

$m_{ДВ}$  – масса одного маршевого двигателя, кг;

$m_{РАМ}$  – масса рамы ДУ, кг;

$k_2$  – число двигателей ориентации,  $k_2 = 16$  ;

$m_{ОРИЕН}$  – масса одного двигателя ориентации, кг;

$m_{ПР.ДУ}$  – масса прочих неучтенных элементов, кг.

Масса одного маршевого двигателя:

$$m_{ДВ} = 0,8P_M^{0,5} = 0,8 \cdot 588,840^{0,5} = 19,413 \text{ [кг]}. \quad (2.27)$$

Масса рамы ДУ:

$$m_{РАМ} = 0,1k_1m_{ДВ} = 0,1 \cdot 8 \cdot 19,413 = 15,530 \text{ [кг]}. \quad (2.28)$$

Масса одного двигателя ориентации:

$$m_{ОРИЕН} = 0,8P_0^{0,5} = 0,8 \cdot 245,35^{0,5} = 12,531 \text{ [кг]}. \quad (2.29)$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{ПР.ДУ} = 0,08(k_1 + k_2)m_{ДВ} = 0,08 \cdot (8 + 16) \cdot 19,413 = 37,273 \text{ [кг]}. \quad (2.30)$$

Тогда согласно (2.26):

$$m_{ДУ} = 8 \cdot 19,413 + 15,530 + 16 \cdot 12,531 + 37,273 = 408,603 \text{ [кг]}.$$

Относительная масса ДУ:

$$\gamma_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}g_0}{P_{\Sigma КА}} = \frac{408,603 \cdot 9,814}{8636,320} = 0,464, \quad (2.31)$$

Зададимся относительной массой прочих неучтенных систем и агрегатов  $\mu_{\text{ПР}} = 0,1$ , тогда относительная масса полезного груза:

$$\mu_{\text{ПР}} = \mu_{\text{К}}(1 + a_{\text{Т.О}}) - (\gamma_{\text{ДВ}} n_{0\text{КА}} + a_{\text{Т.О}} + \mu_{\text{ПР}}), \quad (2.32)$$

$$\mu_{\text{ПР}} = 0,0012(1 + 0,073) - (0,464 \cdot 0,054 + 0,073 + 0,1) = 0,101$$

Тогда масса разгонно–тормозного и корректирующего ракетного блока:

$$m_{0\text{РБ}} = (1 - \mu_{\text{ПР}})m_0 = (1 - 0,101) \cdot 16500 = 14833,5 [\text{кг}], \quad (2.33)$$

Масса прочих неучтенных агрегатов и систем:

$$m_{\text{ПР}} = m_{0\text{РБ}} - (m_{\text{Т}} + m_{\text{Т.О}} - m_{\text{ОСТ}} + m_{\text{ДВ}}), \quad (2.34)$$

$$\begin{aligned} m_{\text{ПР}} &= 14833,5 - (16557,31 + 1206,486 - 61,68 + 408,603) = \\ &= 3277,219 [\text{кг}] \end{aligned}$$

Определим массу солнечных батарей исходя из условия, что их мощность будет составлять  $W = 3,2$  [кВт]:

$$m_{\text{СБ}} = \frac{0,9W}{\varphi} (T_{\text{с.а.с}} + 1)^{1,15}, \quad (2.35)$$

$$m_{\text{СБ}} = \frac{0,9 \cdot 3,2}{0,165} (10 + 1)^{1,15} \approx 275,118 [\text{кг}].$$

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

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

Масса АО в соответствии с (2.13):

$$m_{0\text{АО}} = 18833,5 + 275,118 = 19108,619 [\text{кг}].$$

Результаты расчетов сведем в таблицу 2.2

Таблица 2.2 – Массовая сводка агрегатного отсека

Наименование параметра	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Масса рабочего запаса топлива	$m_{Т.Р}$	кг	16480,2
Масса заправляемого топлива	$m_{Т}$	кг	16557,31
Масса окислителя	$m_{ОК}$	кг	12200,123
Масса горючего	$m_{Г}$	кг	4357,187
Масса топливного отсека	$m_{Т.О}$	кг	1206,468
Масса сухого топливного отсека	$m'_{Т.О}$	кг	1144,78
Масса ДУ	$m_{ДУ}$	кг	408,603
Масса прочих неучтенных агрегатов и систем	$m_{ПР}$	кг	3277,219
Масса разгонно-тормозного и корректирующего ракетного блока	$m_{ОРБ}$	кг	18833,5
Масса солнечных батарей	$m_{СБ}$	кг	275,118
Масса АО	$m_{ОАО}$	кг	19108,618

### 2.3 Массово-энергетический расчет ВА

В общем случае масса возвращаемого аппарата определяется как:

$$m_{0ВА} = m_{ПН} + m_{КОНСТ} + m_{Т.О} + m_{Т.НЕЗ} + m_{Т.ГАР} + m_{С.П} + m_{Т.З} + m_{ДУ} + m_{Т.Р} + m_{СОЖ.ВА} = m_{СЭП.ВА} + m_{СУ} + m_{СБ} + m_{СТР.ВА}, \quad (2.36)$$

где  $m_{0ВА}$  – начальная масса ВА, кг;

$m_{ПН}$  – масса полезной нагрузки, кг;

$m_{КОНСТ}$  – масса конструкции, кг;

$m_{Т.О}$  – масса топливного отсека, кг;

$m_{Т.НЕЗ}$  – масса незабора топлива, кг;

$m_{Т.ГАР}$  – гарантированный запас топлива, кг;

$m_{С.П}$  – масса средств посадки, кг;

$m_{Т.З}$  – масса теплозащитного покрытия, кг;

$m_{ДУ}$  – масса ДУ, кг;

$m_{Т.Р}$  – масса рабочего запаса топлива, кг;

$m_{СОЖ.ВА}$  – масса системы обеспечения жизнедеятельности ВА, кг;

$m_{СЭП.ВА}$  – масса системы энергопитания ВА, кг;

$m_{СУ}$  – масса системы управления, кг;

$m_{СВ}$  – масса средств связи, кг;

$m_{СТР.ВА}$  – масса системы терморегулирования ВА, кг.

Выражение (2.36) можно представить в виде:

$$m_{0ВА} = \frac{m_{ПН} + m_{ДУ} + m_{СОЖ.ВА} + m_{СЭП.ВА} + m_{СТР.ВА}}{1 - (\mu'_{КОНСТР} + \mu_{Т.З} + \mu_{Т.Р} + \mu_{С.В} + \mu_{СУ})}, \quad (2.37)$$

где  $\mu'_{КОНСТР} = \frac{m_{КОНСТР} + m_{Т.О} + m_{Т.НЕЗ} + m_{Т.ГАР} + m_{С.П}}{m_{0ВА}}$  – относительная масса всей

конструкции;

$\mu_{Т.З}$  – относительная масса теплозащитного покрытия;

$\mu_{Т.Р}$  – относительная масса рабочего запаса топлива;

$\mu_{С.В}$  – относительная масса средств связи;

$\mu_{СУ}$  – относительная масса системы управления.

Относительная масса рабочего запаса топлива:

$$\mu_{Т.Р} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma ВА}}{J_{y\partial 2}}\right) = 1 - \exp\left(-\frac{10}{2652,432}\right) \approx 0,0038, \quad (2.38)$$

Масса двигательной установки:

$$m_{ДУ} = km_{ДВ} + m_{РАМ} + m_{ПР.ДУ}, \quad (2.39)$$

где  $k$  – число двигателей,  $k = 10$ ;

$m_{ДВ}$  – масса одного двигателя СИОС, кг;

$m_{РАМ}$  – масса рамы ДУ, кг;

$m_{ПР.ДУ}$  – масса прочих неучтенных элементов, кг.

Масса одного двигателя СИОС:

$$m_{ДВ} = 0,8P_M^{0,5} = 0,8 \cdot 490,5 = 17,718 \text{ [кг]}.$$

Масса рамы ДУ:

$$m_{РАМ} = 0,1km_{ДВ} = 0,1 \cdot 10 \cdot 17,718 = 17,718 \text{ [кг]}.$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{ПР.ДУ} = 0,08km_{ДВ} = 0,08 \cdot 10 \cdot 17,718 = 14,174 \text{ [кг]}.$$

Следовательно, по формуле (2.36):

$$m_{ДУ} = 10 \cdot 17,718 + 17,718 + 14,174 = 209,072 \text{ [кг]}.$$

Масса полезной нагрузки:

$$m_{П.Н} = m_{ЭК}N_{ЭК} + m_{СК}N_{ЭК} + m_{ГРУЗ}, \quad (2.40)$$

где  $m_{ЭК} = 80$  – масса одного члена экипажа, кг;

$m_{ГРУЗ} = 2000$  – масса груза доставляемого на орбиту, кг;

$m_{СК} = 11$  – масса одного скафандра.

Следовательно, согласно формуле (2.37):

$$m_{П.Н} = 80 \cdot 6 + 2000 = 2480 \text{ [кг]}.$$

Масса системы терморегулирования ВА:

$$m_{СТР.ВА} = k \cdot 115(10^{-3}W + 0,25N_{ЭК}), \quad (2.41)$$

где  $k = 0,8$  – коэффициент, характеризующий массу СТР находящуюся в ВА.

$$m_{СТР.ВА} = 0,8 \cdot 115(10^{-3} \cdot 2,5 \cdot 10^3 + 0,25 \cdot 6) = 368 \text{ [кг]}$$

где  $W = 2,5 \cdot 10^3$  [Вт] – мощность СЭП.

Масса системы обеспечения жизнедеятельности:

$$m_{СОЖ.ВА} = k(50 + 5T_{С.А.С})N_{ЭК} + (m_{КИС} + m_{СК})N_{ЭК}, \quad (2.42)$$

где  $k = 0,8$  - коэффициент, характеризующий массу СОЖ находящуюся в ВА;

$m_{КИС} = 1,2$  – масса суточного запаса кислорода на одного человека, кг;

$m_{СК} = 11$  – масса скафандра, кг.

Следовательно, масса системы жизнеобеспечения:

$$m_{СОЖ.ВА} = 0,8(50 + 5 \cdot 10)6 + (1,2 + 11)6 = 673,2 \text{ [кг]}$$

Масса системы энергопитания ВА:

$$m_{СЭП.ВА} = m_{СИСТ.ПИТ.ВА}(1 + k(0,4 \div 0,5)), \quad (2.43)$$

где  $k = 0,8$  – коэффициент, характеризующий массу элементов СЭП находящуюся в ВА.

Масса системы питания:

$$m_{СИСТ.ПИТ.ВА} = m_{АККУМ} + m_{КОНТР}, \quad (2.44)$$

где  $m_{АККУМ}$  – масса буферных аккумуляторов, кг;

$m_{КОНТР}$  – масса системы контроля работы СЭП, кг.

Масса буферных аккумуляторов:

$$m_{АККУМ} = 20,0E(1 + 3,0T_{С.А.С}^{0,5}), \quad (2.45)$$

где  $E = 0,8$  – расчетная емкость никель-кадмиевых аккумуляторов, кВт/ч.

$$m_{АККУМ} = 20,0 \cdot 0,8(1 + 3,0 \cdot 10^{0,5}) = 167,79 \text{ [кг]}$$

Масса системы контроля работы СЭП:

$$m_{КОН} = 30 \cdot (10^{-3} \cdot W + 1)^{0,5} = 30 \cdot (10^{-3} \cdot 2,5 \cdot 10^3 + 1)^{0,5} = 56,125 \text{ [кг]}, \quad (2.46)$$

Тогда, согласно (2.44):

$$m_{СИСТ.ПИТ.ВА} = 167,79 + 56,125 = 223,915 \text{ [кг]}.$$

В итоге, масса системы энергопитания ВА по формуле (2.43):

$$m_{СЭП.ВА} = 223,915(1 + 0,8 \cdot 0,4) = 295,568 \text{ [кг]}$$

Относительные массы оставшихся элементов:

$$\mu'_{КОНСТР} = 0,4;$$

$$\mu_{Т.З} = 0,11;$$

$$\mu_{С.В} = 0,005;$$

$$\mu_{СУ} = 0,1.$$

Относительная масса парашютно-реактивной системы приземления СА определяется по формуле:

$$\mu_{ПРС} = \mu_{ПС} + \mu_{САК} + \mu_{СМ}, \quad (2.47)$$

где  $\mu_{ПС}$  – относительная масса парашютной системы ВА;

$\mu_{САК}$  – относительная масса системы амортизации и кресел космонавтов СА;

$\mu_{СМ}$  – относительная масса системы мягкой посадки СА.

Принимается, что относительная масса ПРС ВА

$$\mu_{ПРС} = 0,066 + 0,011 + 0,003 = 0,08.$$

Начальная масса возвращаемого аппарата из выражения (2.34):

$$m_{0BA} = \frac{2480 + 209,072 + 673,2 + 295,568 + 368}{1 - (0,4 + 0,11 + 0,005 + 0,1 + 0,0038 + 0,01)} = 9996,228 \text{ [кг]}.$$

По полученной массе возвращаемого аппарата, уточняются массы систем.

Масса рабочего запаса топлива:

$$m_{T,P} = \mu_T m_{0BA} = 0,0038 \cdot 10845,474 = 37,986 \text{ [кг]}.$$

Определим массу топлива  $m_{T,B}$ , расходуемую перед запуском ДУ:

$$m_{T,B} = (0,8 \div 1,0) \frac{P_{\Sigma BA}}{J_{y\partial 2}}, \quad (2.48)$$

$$m_{T,B} = 0,9 \frac{4907}{2652,432} = 1,665 \text{ [кг]}$$

Масса остатков топлива в баках:

$$m_{OCT} = m_{ГАР.3} + m_{HEЗ}, \quad (2.49)$$

где  $m_{ГАР.3} = (2 \div 5) \frac{P_{\Sigma BA}}{J_{y\partial 2}} = 2 \frac{4907}{2652,432} = 3,7$  - масса гарантированных остатков

топлива, кг;

$$m_{HEЗ} = (2 \div 5) \frac{P_{\Sigma BA}}{J_{y\partial 2}} - \text{масса незабора топлива,}$$

$$m_{HEЗ} = 2 \frac{4907}{2652,432} = 3,7 \text{ [кг]} - \text{масса незабора топлива,}$$

Тогда согласно (2.49) получим:

$$m_{OCT} = 3,7 + 3,7 = 7,4 \text{ [кг]}$$

Масса заправляемого топлива:

$$m_T = m_{T,P} + m_{T,B} + m_{OCT}, \quad (2.50)$$

$$m_T = 37,986 + 7,4 = 45,385 \text{ [кг]},$$

Масса сухого топливного отсека:

$$m'_{T.O} = 80,5 \frac{m_T}{\rho_{T.CP}} + 20, \quad (2.51)$$

где  $\rho_{T.CP} = 1448 \text{ [кг/м}^3\text{]}$  – средняя плотность компонентов топлива.

Следовательно:

$$m'_{T.O} = 80,5 \frac{45,385}{1448} + 20 = 22,605 \text{ [кг]},$$

Масса топливного отсека:

$$m_{T.O} = m'_{T.O} + m_{OCT}, \quad (2.52)$$

$$m_{T.O} = 22,605 + 7,4 = 30,005 \text{ [кг]},$$

Масса теплозащитного покрытия:

$$m_{T.3} = \mu_{T.3} m_{OBA}, \quad (2.53)$$

$$m_{T.3} = 0,11 \cdot 9996,288 = 1099,585 \text{ [кг]},$$

Масса средств связи:

$$m_{C.B} = \mu_{C.B} m_{OBA}, \quad (2.54)$$

$$m_{C.B} = 0,005 \cdot 9996,288 = 49,981 \text{ [кг]},$$

Масса системы управления:

$$m_{CY} = \mu_{CY} m_{OBA}, \quad (2.55)$$

$$m_{cy} = 0,1 \cdot 9996,288 = 999,629 \text{ [кг]},$$

Масса системы посадки:

$$m_{cn} = m_{нар} + m_{амор.кр} + m_{дмт} + m_{бал} + m_{пр.сн}, \quad (2.56)$$

где  $m_{нар}$  – масса парашютной системы;

$m_{амор.кр}$  – масса амортизации кресел;

$m_{дмт}$  – масса двигателей мягкой посадки;

$m_{бал}$  – масса баллонной системы посадки;

$m_{пр.сн}$  – масса прочих элементов.

Принимаем параметры парашютной системы в соответствии с баллистическим расчетом: скорость приземления СА  $v_{пр} = 13,95 \text{ [м/с]}$ ;

Раскройная площадь купола тормозного парашюта:

$$F_T \approx 100 \text{ [м}^2\text{]}.$$

$$m_{BAк1} = m_{оBA} - m_{кр}, \quad (2.57)$$

где  $m_{кр} = 15 \text{ [кг]}$  – масса крышки люка парашютного контейнера.

Определим массу ВА после сброса крышек люка ПУ:

$$m_{BAк1} = 999,6 - 15 = 9981 \text{ [кг]}.$$

Максимальная перегрузка на купол в момент раскрытия тормозного парашюта:

$$R_{max.m} = 20 \cdot m_{BAк1} \cdot \Delta_m \cdot v_m / (\Delta_{сб.м} \cdot v_{сб.м}), \quad (2.58)$$

где  $\Delta_m = \rho_m / \rho_o = 0,2125$  – относительная плотность воздуха на высоте полного раскрытия тормозного парашюта;

$\Delta_{сб.м} = \rho_{сб.м} / \rho_o = 0,2245$  – относительная плотность воздуха на высоте сброса тормозного парашюта;

$\rho_{сб.м} = 0,275$  [кг/м<sup>3</sup>] – плотность воздуха на высоте сброса тормозного парашюта;

$v_{сб.м} = 59,119$  [м/с] – скорость КА в момент сброса тормозного парашюта.

$$R_{max.м} = 20 \cdot 9981 \cdot 0,2125 \cdot 129,75 / (0,275 \cdot 59,119) = 339108,742 \text{ [кг]}.$$

Масса парашюта из шелка:

$$m_m = 470 \cdot F_m + 0,4 \cdot R_{max.м} \cdot F_m^{0,5} \cdot 10^{-4}, \quad (2.59)$$

$$m_m = 470 \cdot 100 + 0,4 \cdot 3391108,742 \cdot 100^{0,5} \cdot 10^{-4} = 140,343 \text{ [кг]}.$$

Раскройная площадь купола основного парашюта:  $F_o = 1000$  [м<sup>2</sup>],

Определим массу ВА после раскрытия парашюта:

$$m_{BAк2} = m_{BAк1} + m_m, \quad (2.60)$$

$$m_{BAк2} = 9981 - 140,343 = 9840,66 \text{ [кг]}.$$

Максимальная перегрузка на купол в момент раскрытия основного парашюта:

$$R_{max.o} = 20 \cdot m_{BAк2} \cdot (K \cdot v_o^2 + F_{o1}^{0,5}) / (K \cdot v_{np}^2 / \Delta_o) + 2 \cdot F_{o1}^{0,5}, \quad (2.61)$$

где  $K = 0,01$  – эмпирический коэффициент;

$\Delta_o = \rho_{об} / \rho_o = 0,225$  [кг/м<sup>3</sup>] – относительная плотность воздуха на высоте полного раскрытия основного парашюта.

$$R_{max.o} = 20 \cdot 9840,66 \cdot (0,01 \cdot 60,27^2 + 1000^{0,5}) / (0,01 \cdot (13,95^2 / 0,225) + 2 \cdot 1000^{0,5}) = 88218,14 \text{ [кг]},$$

Масса основного парашюта:

$$m_o = (470 \cdot F_{o1} + 0,4 \cdot R_{max.o} \cdot F_{o1}^{0,5}) \cdot 10^{-4}, \quad (2.62)$$

$$m_o = (470 \cdot 1000 + 0,4 \cdot 88218,14 \cdot 1000^{0,5}) \cdot 10^{-4} = 158,6 \text{ [кг]}.$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{np.nap} = 0,02 \cdot (m_m + m_o), \quad (2.63)$$

$$m_{np.nap} = 0,02 \cdot (140,343 + 158,6) = 5,979 \text{ [кг]}.$$

Тогда масса парашютной системы:

$$m_{nap} = m_m + m_o + m_{np.nap}, \quad (2.64)$$

$$m_{nap} = 140,343 + 158,6 + 5,979 = 304,923 \text{ [кг]}.$$

Масса амортизации кресел:

$$m_{амор.кр} = 0,2 \cdot m_{nap}, \quad (2.65)$$

$$m_{амор.кр} = 0,2 \cdot 304,923 = 60,984 \text{ [кг]}.$$

Масса двигателей мягкой посадки:

$$m_{дмп} = N_{дмп} \cdot m_{дмп}, \quad (2.66)$$

где  $N_{дмп} = 12$  – количество двигателей мягкой посадки;

$m_{дмп} = 42,344$  [кг] – масса одного ДМП,

$$m_{дмп} = 12 \cdot 42,344 = 508,128 \text{ [кг]}.$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{np.cn} = 0,1 \cdot m_{\text{дмн}}, \quad (2.67)$$

$$m_{np.cn} = 0,1 \cdot 508,128 = 50,813 \text{ [кг]}.$$

Тогда получим:

$$m_{cn} = m_{нар} + m_{амор.кр} + m_{\text{дмн}} + m_{бал} + m_{np.cn}, \quad (2.68)$$

$$m_{cn} = 304,923 + 60,984 + 508,128 + 50,813 = 924,848 \text{ [кг]}.$$

Определим массу конструкции ВА:

$$m_{кон} = \mu'_{кон} \cdot m_{оВА} - m_{то} - m_{cn}, \quad (2.69)$$

$$m_{кон} = 0,4 \cdot 9996 - 30,005 - 924,848 = 3043,547 \text{ [кг]}.$$

Примем массу балансировочного щитка:

$$m_{щит} = 0,02 \cdot m_{кон}, \quad (2.70)$$

$$m_{щит} = 0,02 \cdot 3043,547 = 60,871 \text{ [кг]}.$$

Масса корпуса ВА:

$$m_{\phi} = m_{кон} - m_{щит}, \quad (2.71)$$

$$m_{\phi} = 3043,547 - 60,871 = 2982,676 \text{ [кг]}.$$

Результаты расчетов сведем в Таблицу 2.3.

Таблица 2.3 – Массовая сводка возвращаемого аппарата

Наименование параметра	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Масса рабочего запаса топлива	$m_{Т.Р}$	кг	37,986
Масса заправляемого топлива	$m_{Т}$	кг	45,385
Масса топливного отсека	$m_{Т.О}$	кг	30,005
Масса ДУ	$m_{ДУ}$	кг	209,072
Масса полезной нагрузки	$m_{П.Н}$	кг	2480
Масса системы терморегулирования	$m_{СТР.ВА}$	кг	368
Масса системы обеспечения жизнедеятельности	$m_{СОЖ.ВА}$	кг	673,200
Масса системы энергопитания	$m_{СЭП.ВА}$	кг	295,568
Масса теплозащитного покрытия	$m_{Т.З}$	кг	1099,585
Масса средств связи	$m_{С.В}$	кг	49,981
Масса системы управления	$m_{СУ}$	кг	999,629
Масса парашютно-реактивной системы ВА	$\sum M_{ПРС}$	кг	924,848
Масса конструкции ВА	$m_{КОНСТР}$	кг	3043,547
Масса ВА	$m_{0ВА}$	кг	9996

Вывод: в данном разделе дипломного проекта определены основные проектные параметры тяжелого модульного пилотируемого КА для проведения

транспортных операций с экипажем до 6 человек. Также был произведен массово-энергетический расчет ПАО и ВА и расчет объемно-геометрических параметров ВА и ПАО. В результате были определены массы ПАО и ВА:  $m_{АО} = 19108,618$  [кг],  $m_{ВА} = 9996$  [кг].

### 3 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

Основным назначением спроектированного тяжелого модульного пилотируемого КА является обеспечение доставки и возвращения на Землю экипажей космической станции, а так же полезных грузов. Так же, разрабатываемый космический аппарат, может использоваться в качестве основного средства доставки экипажей, так и в качестве “дежурного” корабля-спасателя.

В процессе полета КА выполняет следующие функции:

– доставка на станцию экипажа численностью до 6 человек и полезных грузов (научно-технической аппаратуры, личных вещей космонавтов, ремонтного оборудования для станции и т.п.);

– постоянное дежурство корабля на станции в период ее пилотируемого полета в готовности к срочному спуску экипажа основной экспедиции на Землю, в случае опасной ситуации на станции, заболевания или травмы космонавта и т.п. (функция корабля-спасателя);

– плановый спуск экипажа;

– доставка на Землю полезных грузов относительно небольшой массы и объема (результатов работы экспедиции, личных вещей, и др.);

– удаление отходов со станции в бытовом отсеке, сгорающем в атмосфере при спуске.

Аппарат состоит из двух отсеков: возвращаемого аппарата (ВА), в котором размещается экипаж при выведении аппарата на орбиту и спуске, и приборно-агрегатного отсека.

Снаружи отсека установлены телекамеры внешнего обзора, антенны системы радиосвязи и телевидения.

Стыковочный механизм с люком находится в передней части возвращаемого аппарата. Процесс стыковки осуществляется СС штырь-конус, в котором приемный конус во взаимодействии со штангой нужен для амортизации

соударений, компенсации промахов и последующего выравнивания. СС штырь–конус имеет следующие технические характеристики: усилие стягивания – 1500±250 кг, ход штанги – 445 мм, время – 7 минут; усилие, развиваемое замками, – (16...20)·104 Н за 5 мин.; усилие, развиваемое пружинами толкателями – 3000 Н.

### **3.1 Конструкция возвращаемого аппарата**

Возвращаемый аппарат (кабина космонавтов) предназначен для размещения экипажа при выведении аппарата на орбиту, при маневрировании на орбите и спуске на Землю. Корпус возвращаемого аппарата герметичен. Корпус возвращаемого аппарата выполнен из алюминиевого литиевого сплава В-1469Т1, слой специального ТЗП предохраняет его от аэродинамического нагрева при спуске на Землю, внутри возвращаемый аппарат покрыт теплоизоляцией в сочетании с декоративной обшивкой. На нем установлена система управления спуском с реактивным двигателем малых тяг.

Возвращаемый аппарат состоит из колоколообразного корпуса и днища, соединяемых между собой по герметичному плоскому фланцевому стыку. Колоколообразный корпус выполнен в виде пологой конической оболочки. Днище СА имеет сферическую форму.

Снаружи отсека установлены телекамеры внешнего обзора, антенны системы радиосвязи и телевидения.

Обечайка корпуса возвращаемого аппарата – трехслойная, с сотовым наполнителем, выполненным из алюминиевой фольги. Нижнее днище состоит из шпангоута и оболочки, соединяемых по кольцевому шву. В свою очередь, колоколообразный корпус расчленен на коническую оболочку и на шпангоут, соединяемые друг с другом с помощью кольцевых швов. Гладкая коническая обечайка изготавливается гибкой с последующей сваркой по прямолинейному шву.

Нижнее днище является наиболее теплонапряженным местом возвращаемого аппарата. Днище сварено из листового проката В-1469Т1. В корпус днища вварены восемь фланцев двигателей мягкой посадки.

Толщина ТЗП увеличивается от верхнего силового шпангоута к нижнему днищу и максимальна на поверхности нижнего днища. Теплоизоляционное покрытие крепится к нижнему днищу на пироболтах для его сброса при посадке.

Внутри ВА расположены:

– бортовой комплекс управления, представляющий собой централизованно-распределенную структуру с информационным и математическим обеспечением, включающую в себя: бортовые вычислительные средства; систему управления движением и навигации; систему управления бортовой аппаратуры; систему бортовых измерений; средства отображения информации для экипажа;

– система электроснабжения, включающая в себя: электрохимический генератор, включающий три батареи топливных элементов; систему контроля и бортовую кабельную сеть;

– средства жизнеобеспечения, включающие в себя: средства подачи газовой смеси; средства обеспечения газового состава; средства водообеспечения; средства обеспечения питанием; санитарно-гигиеническое оборудование; комплект индивидуального защитного снаряжения; средства медицинского обеспечения;

– система обеспечения теплового режима, которая поддерживает тепловой режим корабля при его подготовке на техническом и стартовом комплексах, на участках орбитального полета, спуска и посадки.

Система обеспечения жизнедеятельности включает в себя систему кондиционирования (СК) и спасательные скафандры.

Большая часть системы кондиционирования смонтирована в виде отдельного блока, помещенная под сиденьями космонавтов. В состав системы кондиционирования входят вентиляторы для продува кабины и скафандра, системы удаления углекислого газа и воды, регуляторы давления кислорода и различные распределительные клапаны. Дополнительный запас кислорода хранится в газообразном виде в двух баллонах, он рассчитан на 120 мин, т. е. на время, необходимое для совершения одного витка, входа в плотные слои

атмосферы и посадки. В случае повреждения системы подачи основного запаса кислорода, происходит автоматическое переключение на подачу кислорода из баллонов.

Перед стартом скафандры космонавта продуваются чистым кислородом. Оборудование системы жизнеобеспечения на корабле размещено в отсеке экипажа.

Для очистки искусственной атмосферы применяется специальный блок. В нем находятся гидроокись лития и фильтры из активированного угля. Гидроокись лития поглощает углекислый газ, фильтры из активированного угля – запахи. Для поглощения влаги служат устройства типа фитилей. Очищенный кислород охлаждается в теплообменнике и с добавлением свежего кислорода из бака снова используется для дыхания. Потребляемая мощность спасательного скафандра (СК)  $P_{ск}=15$  Вт.

Массовые характеристики СК приведены в массово-энергетическом расчете.

Спасательный скафандр используется экипажем в случае разгерметизации возвращаемого аппарата при проведении динамических операций:

- на участке выведения КА на орбиту;
- на участке спуска в атмосфере Земли.

Питьевая вода хранится в бачке, установленном в отсеке экипажа. Перед стартом бачок заливается доверху, а затем по мере расходования пополняется водой, конденсируемой из паров, содержащихся в искусственной атмосфере.

В случае нарушения герметичности скафандра космонавта система должна в течение 5 мин обеспечивать номинальное давление и номинальный расход кислорода в скафандре.

Кресла космонавтов, сделанные точно по конфигурации тела космонавта. Кресла удобны и помогают легко переносить перегрузки. В специальном контейнере размещена парашютная система. На корпусе установлены реактивные двигатели системы управления спуском и двигатели мягкой посадки, а также имеются четыре иллюминатора. Один из них находится рядом с пультом.

В возвращаемом аппарате установлены восемь серебряно-цинковых аккумуляторных батарей. Для устранения переходных процессов в других системах, подрыв пиропатронов осуществляется от трех дополнительных серебряно–цинковых батарей.

Система посадки – система парашютная, состоящая из комплекса парашютов и пороховых двигателей. Парашюты обеспечивают торможение возвращаемого аппарата и его снижение с вертикальной скоростью около 10 м/с, а пороховые двигатели мягкой посадки тормозят аппарат непосредственно перед касанием с поверхностью Земли, смягчая удар в момент посадки.

Парашютная система возвращаемого аппарата состоит из основной парашютной системы (ОПС) и запасной парашютной системы (ЗПС), размещаемых в двух контейнерах. ОПС – двухкаскадная, при этом основной парашют, когда он зафиксирован, выполняет роль тормозного парашюта. ОПС вводится в действие на высоте  $9 \pm 1,8$  км, а запасной – на высоте 6 км.

Далее срабатывают парашютная система и пороховые двигатели мягкой посадки.

Система реактивного управления применяется для ориентации во время работы тормозной силовой установки и для стабилизации и управления в процессе полета в плотных слоях атмосферы. Обеспечение ориентации КА в момент включения тормозной силовой установки является самой сложной задачей после вывода КА на орбиту. Для обеспечения максимально возможной надежности работы применяется полностью продублированная система реактивного управления.

В секции системы реактивного управления находятся баки с перекисью водорода и баллоны со сжатым газом, регуляторы давления и клапаны.

Система программного управления или бортовая система управления (БСУ) – это часть электрооборудования КА, которая управляет работой различных электромеханических и пиротехнических устройств в заданной последовательности, например разделение возвращаемого аппарата и КА, раскрытие парашюта и начало работы системы посадки.

Системе преобразования постоянного тока отдается высокое предпочтение, поскольку она больше отвечает требованиям, предъявляемым к весу и габаритам. На проектируемом КА система электропитания обеспечивает аппаратуру КА постоянным током с номинальным напряжением 27В. Для системы кондиционирования и системы управления движением используется переменный ток частотой  $f = 400$  Гц и напряжением  $U = 115$  В, поскольку в состав этих систем входят электрические двигатели переменного тока. Для удовлетворения этих требований на КА установлены преобразователи постоянного тока. На возвращаемом аппарате установлены три преобразователя: один для питания системы управления движением возвращаемого аппарата, второй – для питания подсистемы обеспечения теплового режима, а третий – резервный, на случай выхода из строя рабочих.

Для обеспечения двухсторонней радиотелефонной связи, передачи телеметрической информации и приема команд на аппарате установлено соответствующее радиооборудование, работающее в различных диапазонах. В телеметрической системе аппарата использованы два устройства: одно для записи информации от датчиков, размещенных в скафандрах космонавтов; второе – для записи параметров систем аппарата.

Командная радиолиния служит для передачи на борт КА команд с центра управления полётом и выдачи на Землю квитанции о приеме, а также для обеспечения траекторных измерений.

Командно-вычислительное устройство служит для выработки навигационных и управляющих сигналов на основании данных, полученных с измерительных средств.

Система обеспечения теплового режима КА предназначена для поддержания рабочей температуры во всех отсеках КА на протяжении всего полета. Для КА разработана изолированная система обеспечения теплового режима с промежуточным теплоносителем. Теплоноситель охлаждается жидким кислородом предназначенными для дыхания, а также в водяном испарителе. Компоновка системы обеспечения теплового режима контейнерная (кабина

экипажа). Практически все оборудование, размещенное в отсеке, охлаждается за счет протока теплоносителя в каналах монтажных плат приборов (локальное охлаждение). В кабине экипажа организовано как локальное, так и общее регулирование температуры.

В период предстартовых проверок тепло из КА отводится через наземный теплообменник. В период запуска и на начальном участке полета, когда радиатор сильно нагрет и служит источником подвода тепла в КА, теплоноситель охлаждается в основном за счет протока через змеевик водяного испарителя.

Теплоносителем служит силиконовый эфир МСЗ-198, имеющий  $T_{зам} = -112^{\circ}\text{C}$ . Наружное покрытие радиатора состоит из окиси цинка, связанной силикатом кальция. Минимальная температура радиатора  $T_{min} = -73^{\circ}\text{C}$ . Радиатор изготовлен из магниевого сплава толщиной 0,8 мм. Такая конструкция обеспечивает двойную защиту гидросистемы от микрометеоритных пробоев, а также предохраняет жидкость от закипания во время вывода КА на орбиту.

В систему обеспечения теплового режима входит также пассивный элемент теплозащиты – экранно–вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ). ЭВТИ охватывает нижнее днище КА. ЭВТИ выполнена десятислойной из алюминиевой фольги с прокладками из стекловолокна. Рабочая температура  $T_{раб} \leq 450^{\circ}\text{C}$ .

### **3.2 Конструкция приборно-агрегатного отсека**

Приборно-агрегатный отсек предназначен для размещения основной бортовой аппаратуры, работающей в орбитальном полете, и двигательной установок корабля. Часть отсека герметична, внутри нее поддерживаются условия, необходимые для нормального функционирования аппаратуры. Здесь сосредоточены агрегаты системы терморегулирования, энергопитания, аппаратура связи и телеметрии, приборы системы ориентации и управления движением со счетно-решающим устройством. Этот отсек состоит из переходной, приборной и агрегатной секций, изготовленных из алюминиевого литиевого сплава.

Шпангоуты отсека, коническая юбка и рама крепления камер сгорания, подвергаемая незначительным пластическим деформациям, будут изготавливаться из нагартованного материала В-1469Т1, а сферические сегменты, фланцы люков и гермоплат, заметно упрочняемых в процессе вытяжки из отожженных листов.

Приборный отсек состоит из трех деталей: верхнего днища, технологического подкладного кольца и нижнего днища.

Верхнее эллиптическое днище состоит из шести лепестков сотовой конструкции, гермоплат коммуникаций, фланца и люка обслуживания. Лепестки сварены между собой и приварены к верхнему шпангоуту встык. Фланец также приварен встык. Крышка люка крепится к фланцу болтами через прокладку из белой вакуумной резины. Нижнее эллиптическое днище сварено из шести лепестков сотовой конструкции. Лепестки сварены между собой и приварены к нижнему шпангоуту встык.

Верхний шпангоут служит для соединения цилиндрической обечайки и верхнего днища, а также для крепления ПАО к обечайке СА сварным стыковым соединением. Нижний шпангоут служит для соединения цилиндрической обечайки с нижним днищем. Сварное соединение с обечайкой и со сферическим днищем – встык. Как в верхнем, так и в нижнем шпангоуте имеются резьбовые отверстия для транспортировочных рым-болтов.

В переходной секции установлены десять двигателей причаливания и ориентации, топливные баки, система подачи топлива в камеры сгорания.

Топливные баки имеют цилиндрическую форму. В местах сопряжения днищ с внешней обечайкой ставятся транспортно – стыковочные шпангоуты, так как при работе на прочность под внутренним давлением подкрепляющие ребра эффективно участвуют в работе всей конструкции.

Агрегатная секция выполнена в форме цилиндрической оболочки, переходящей в коническую, снаружи секции установлены большой радио-излучатель системы терморегулирования, четыре двигателя причаливания и ориентации.

Внутри секции размещена сближающее-корректирующая двигательная установка, состоящая из основного реактивного двигателя, топливных баков, системы подачи топлива. Здесь же установлены узлы крепления антенн радиосвязи, радиотелеметрии, размещены ионные датчики системы ориентации и электрохимические батареи системы единого электропитания корабля.

Две солнечные батареи присоединены с обеих сторон ПАО и подключены к аккумуляторам на этапе подъема солнечные батареи сложены вдоль корпуса.

Система управления движением с использованием бортового цифрового вычислительного комплекса позволяет реализовать все необходимые режимы управления движением, как с участием экипажа, так и автоматически. Система ориентации и управления движением работает как в ручном режиме, так и в автоматическом.

В систему управления введены высокоточные датчики угловой скорости, гироскоп, датчики ориентации, интегратор ускорений, датчики угловых скоростей. В контуре ручного управления установлены: оптический визир-ориентир, с улучшенными светотехническими характеристиками, блистер с иллюминатором на бытовом отсеке, лазерный дальномер и прицел для ручного управления сближением, а также приборы-преобразователи и коммутационно-логические приборы.

Для ручного управления КА используются пульт космонавтов с информационно-сигнальными приборами, два командно-сигнальных устройства и две ручки управления.

## 4 РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ

### 4.1 Обеспечение прочности конструкции

Задача расчета на прочность конструкции космического аппарата - обеспечить надежность работы конструкции при минимальном ее весе. Формулировка условий достаточной надежности зависит от принимаемых критериев при оценке прочности и методов определения расчетных предельных состояний конструкций.

При расчете прочности необходимо учитывать особенности и условия эксплуатации и изготовления реальной конструкции, поведения конструкции, находящейся под нагрузкой, характер разрушения ее в целом и отдельных элементов, необходимо также знать все особенности материала влияющие на конструктивную прочность, а также другие факторы.

Конструкция работоспособна с точки зрения прочности, если во всех заданных условиях эксплуатации она удовлетворяет принятым при проектировании нормам прочности. Весь комплекс работ направленных на обеспечение прочности, можно разбить на следующие основные этапы:

- анализ режимов эксплуатации;
- выбор коэффициентов безопасности;
- проектирование конструкции;
- выбор материалов;
- расчет на прочность;
- производственно-технологическая и конструкторская отработка;
- экспериментальная отработка и проверка прочности; обеспечение прочности в серийном производстве.

Все эти этапы взаимосвязаны и не могут рассматриваться изолированно друг от друга. Работы в соответствии с этим ведутся с разной интенсивностью в процессе всей отработки изделия. При изменении условий эксплуатации или при изменении конструкции пересматриваются расчетные случаи, корректируются нагрузки и расчеты прочности, определяются требуемые для обеспечения прочности изменения

конструкции. При необходимости проводятся дополнительные экспериментальные проверки.

#### **4.2 Нагрузки, действующие на космический аппарат**

Создание конструкции КА, обладающей при минимальной массе достаточной прочностью и жесткостью, существенно зависит от правильности учета действующих на нее нагрузок.

Эти нагрузки являются результатом взаимодействия КА с окружающей средой и полем тяготения Земли и планет, а также результатом действия на конструкцию КА силы тяги ДУ. В полете основной нагрузкой определяющей КСС является тяга ДУ. Массовые силы действуют по всему объему конструкции КА и пропорциональны распределению массы по длине конструкции. К массовым силам относятся силы тяжести, которые действуют на каждую частичку массы.

Для определения нагрузок в различные моменты времени вес КА целесообразно представить в виде составляющих: вес сухой конструкции и вес топлива. Это возможно, так как массовые силы от агрегатов приложены в точках крепления агрегата к корпусу, массовые силы элементов несущей конструкции распределяются по длине в соответствии с законом распределения массы. При действии продольных перегрузок массовые силы от топлива воспринимаются днища баков и передаются на корпус в местах крепления днищ.

Определим распределение внешних нагрузок и изгибающего момента по длине корпуса.

Исходные данные:

– полетный вес СА  $m_{0BA} = 9996$  [кг];

– максимальная перегрузка  $n_x = 12$ ;

– радиусы элементов конструкции:

$R_1 = 0,9$  [м] – радиус меньшего основания усеченного конуса;

$R_2 = 2,2$  [м] – радиус большого основания усеченного конуса;

$R_3 = 2,1$  [м] – радиус цилиндра;

– длина образующих конусов:

$$L_1 = 3,5 \text{ [м];}$$

- длина цилиндра:

$$L_2 = 6 \text{ [м];}$$

При расчете сделаем следующие допущения:

– конструкция корпуса представляет из себя набор идеальных тел вращения (двух усеченных конусов, полусферы и цилиндра);

– плотность распределения масс равномерна по всей длине ВА.

Примем коэффициент безопасности  $f = 2,0$

#### 4.2.1 Расчет нагрузок, действующих на ВА

В качестве расчетных случаев нагружения выберем ситуацию срабатывания САС (максимальная продольная перегрузка) и момент спуска в атмосфере, когда поперечная перегрузка максимальная. Для расчета прочностных параметров необходимо рассмотреть критические сечения, показанные на рисунке 3.1: 1-1, 2-2 и 3-3.

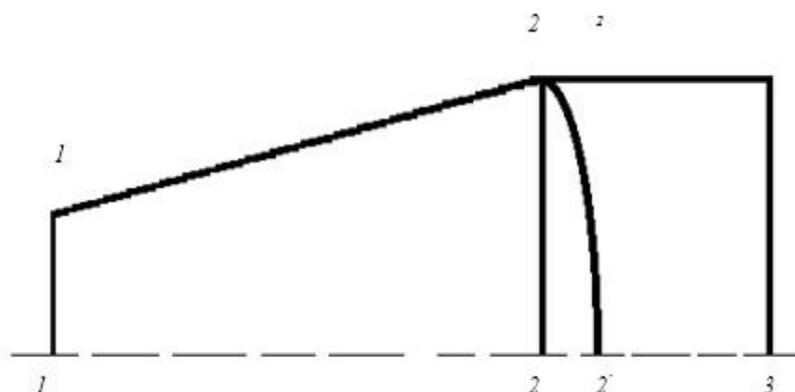


Рисунок 4.1 – Критические сечения корпуса

Рассмотрим первый случай – срабатывание САС. Продольная перегрузка в этом случае составляет  $n_x = 12$ . Тогда на корпус ВА действует инерционная нагрузка  $q_x$  и сосредоточенная сила  $N_p$  (в сечении 3-3), переданная корпусом.

Сосредоточенная сила  $N_p$  равна:

$$N_p = n_x \cdot m_{0BA} \cdot g_0, \quad (4.1)$$

$$N_p = 12 \cdot 16500 \cdot 9,814 = 1,943 \cdot 10^6 \text{ [Н]}$$

Инерционная нагрузка  $q_x$  определяется:

$$q_x = n_x \cdot g_0 \cdot \frac{dm}{dx}, \quad (4.2)$$

где  $\frac{dm}{dx}$  – производная массы ВА по длине корпуса.

Тогда инерционная сила, действующая в некотором сечении с координатой  $X$ , будет определяться:

$$N_m = \int_0^X q_x dx, \quad (4.3)$$

Продольная сила, действующая в сечении 3-3 корпуса будет определяться:

$$N_x = N_m - N_p = 1,943 \cdot 10^6 - 1,943 \cdot 10^6 = 0$$

Во всех прочих сечениях продольная сила  $N_x = N_m$ .

Рассмотрим второй случай – спуск в атмосфере, когда поперечная перегрузка максимальная. Поперечная перегрузка в этом случае составляет  $n_y = 3,176$ . Тогда на корпус ВА действует инерционная нагрузка  $m_y$  и аэродинамическая поперечная нагрузка  $dy / dx$ .

Инерционная нагрузка  $m_y$  определяется по следующей формуле:

$$m_y = n_y \cdot g_0 \cdot \frac{dm}{dx}, \quad (4.4)$$

Суммарная поперечная нагрузка  $q_y$  определяется:

$$q_y = \frac{dy}{dx} - m_y, \quad (4.5)$$

Тогда поперечная сила  $Q_y$ , действующая в некотором сечении с координатой  $X$ , будет определяться как:

$$Q_y = \int_0^X q_y dx, \quad (4.6)$$

Изгибающий момент  $M_z$ , действующий на корпус в некотором сечении с координатой  $X$ , определим по формуле:

$$M_z = \int_0^X Q_y dx, \quad (4.7)$$

Кроме того, в сечении 4-4 на корпус действует сосредоточенный момент от рулей управления  $M_{зуп} = 248,22 \cdot 10^3$  [Н·м].

Результаты расчетов сведем в таблицу 4.1

Таблица 4.1 – Силы, действующие на КА

Сечение	1-1	2-2	3-3
Продольная сила $N_x$ , кН	$N_1$	$N_2$	$N_3$
	44,212	602,355	1413,216
Поперечная сила $Q_y$ , кН	$Q_1$	$Q_2$	$Q_3$
	0	135,515	0
Изгибающий момент $M_z \cdot 10^3$ , Н·м	$M_1$	$M_2$	$M_3$
	0	117,220	0
Радиус $R_i$ , м	0,9	2,2	2

#### 4.2.2 Расчет на прочность корпуса ВА

Корпус ВА представляет собой коническую обечайку, подкрепленных поперечными ребрами жесткости как это показано на рисунке 4.2. Материал стенки – алюминиево-литиевые сплавы В-1461 и В1469Т1.

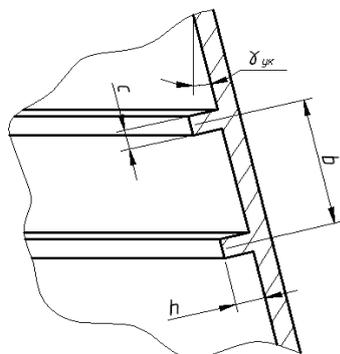


Рисунок 4.2 – Подкрепление стенок конической обечайки поперечными ребрами жесткости

Основными материалами для корпуса ВА и ПАО выбирается алюминиево-литиевые сплавы В-1461Т1 и В-1469Т1, параметры которых представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Параметры алюминиево-литиевых сплавов

Показатель	Материалы стенок (алюминиево-литиевые сплавы)	
	В-1461Т1	В-1469Т1
Модуль Юнга, Е, ГПа	79,5	80
Предел текучести, $\sigma_T$ , МПа	500	550
Предел упругости, $\sigma_B$ , МПа	550	590

Произведем расчет параметров стенки, отвечающей условию прочности при расчетных случаях нагружения.

Примем следующие значения безразмерных коэффициентов:

$$k = 0,49;$$

$$k_{\phi} = 0,32;$$

$\psi = 3$  – коэффициент эффективности подкрепления;

$\varphi_2 = 0,2 \dots 1,0 = 0,3$  – коэффициент подкрепления оболочки в кольцевом направлении;

$$\varphi' = 0,2 \dots 0,6 = 0,4.$$

1) Рассмотрим цилиндрическую обечайку со стороны сечения 3-3.

Толщина стенки определяется:

$$\delta = \sqrt{\frac{fN_i}{2\pi kE\sqrt{1+0,16\varphi_2(\psi-1)}}} \quad (4.8)$$

$$\delta = \sqrt{\frac{2 \cdot 1413,216 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \sqrt{1+0,16 \cdot 0,3 \cdot (3-1)}}} = 3,311 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}.$$

Принимаем толщину стенки  $\delta_{31} = 3$  мм.

Тогда напряжение, возникающее от действия продольной силы равно:

$$\sigma = \frac{fN_i}{2\pi R\delta}, \quad (4.9)$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 1413,216 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 2 \cdot 3 \cdot 10^{-3}} = 69,195 \cdot 10^6 \text{ [Па]}.$$

$\sigma_{31} < \sigma_T$  ( $\sigma_T = 550 \cdot 10^6$  [Па] – предел текучести В-1469Т1), т.е. условие прочности выполняется.

Найдем шаг и ширину кольцевых ребер:

$$b = \frac{1}{1 - \frac{\varphi_2}{2\pi}} \left( 2,37\delta \sqrt{\frac{RE\delta}{fN}} \right), \quad (4.10)$$

$$b = \frac{1}{1 - \frac{0,3}{2\pi}} \left( 2,37 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{2 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 3 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 1413,216 \cdot 10^3}} \right) = 0,107 \text{ [м]},$$

$$c = \frac{\varphi_2 b}{2\pi} \quad (4.11)$$

$$c = \frac{0,3 \cdot 0,107}{2 \cdot 3,14} = 4,902 \cdot 10^{-3} \approx 5 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}.$$

Проверим прочность конструкции при действии перерезывающей силы и изгибающего момента.

Критическая перерезывающая сила, воспринимаемая конструкцией без потери устойчивости:

$$Q_{кр} = \pi k_2 E \delta^2 \left[ 1 + \beta \varphi_2 (\psi - 1)^2 \right], \quad (4.12)$$

где  $k_2 = 0,11 \dots 0,12$  – коэффициент устойчивости,

$$\beta = \frac{0,285}{\sqrt{\varphi_2}} + \frac{1,15}{\sqrt{\psi}} - 0,47 = \frac{0,285}{\sqrt{0,3}} + \frac{1,15}{\sqrt{3}} - 0,47 = 0,714$$

Тогда:

$$Q_{кр} = 3,14 \cdot 0,12 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot (3 \cdot 10^{-3})^2 \left[ 1 + 0,714 \cdot 0,3(3-1)^2 \right] = 461,754 \cdot 10^3 \text{ [Н]}.$$

$Q_3 < Q_{кр}$ , т.е. условие прочности выполняется.

Критический изгибающий момент, воспринимаемый конструкцией без потери устойчивости:

$$M_{кр} = 1,62 \pi k E \frac{\delta^2}{R} \sqrt[4]{\frac{R \delta}{l^2}}, \quad (4.13)$$

$$M_{кр} = 1,62 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \frac{(3 \cdot 10^{-3})^2}{2} \sqrt[4]{\frac{2 \cdot 3 \cdot 10^{-3}}{2,6}} = 145,159 \cdot 10^3 [\text{Н} \cdot \text{м}].$$

$M_3 < M_{кр}$ , т.е. условие прочности выполняется.

2) Рассмотрим цилиндрическую обечайку со стороны сечения 2-2.

Толщина стенки определяется:

$$\delta = \sqrt{\frac{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \sqrt{1 + 0,16 \cdot 0,3 \cdot (3-1)}}} = 2,162 \cdot 10^{-3} [\text{м}].$$

По технологическим причинам принимаем  $\delta_{32} = \delta_{31} = 3 [\text{мм}]$ .

Тогда напряжение, возникающее от действия продольной силы равно:

$$\sigma = \frac{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 2,2 \cdot 3 \cdot 10^{-3}} = 29,066 \cdot 10^6 [\text{Па}].$$

Т.к.  $\sigma_{32} < \sigma_T$ , т.е. условие прочности выполняется.

Найдем расстояние между ребрами жесткости:

$$b = \frac{1}{1 - \frac{0,3}{2\pi}} \left( 2,37 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{2 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 3 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}} \right) = 0,165 [\text{м}].$$

По технологическим причинам принимаем  $b_{32} = b_{31} = 100 [\text{мм}]$  (22 ребер жесткости).

Проверим прочность конструкции при действии перерезывающей силы и изгибающего момента.

Критическая перерезывающая сила, воспринимаемая конструкцией без потери устойчивости:

$$Q_{кр} = 3,14 \cdot 0,11 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot (3 \cdot 10^{-3})^2 [1 + 0,714 \cdot 0,3(3-1)^2] = 461,764 \cdot 10^3 [\text{Н}].$$

$Q_3 < Q_{кр32}$ , т.е. условие прочности выполняется.

Критический изгибающий момент, воспринимаемый конструкцией без потери устойчивости:

$$M_{кр} = 1,62 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \frac{(3 \cdot 10^{-3})^2}{2} \sqrt[4]{\frac{2 \cdot 3 \cdot 10^{-3}}{2,6}} = 145,159 \cdot 10^3 [\text{Н} \cdot \text{м}].$$

$M_2 < M_{кр3}$ , т.е. условие прочности выполняется.

3) Рассмотрим коническую обечайку со стороны сечения 2-2.

Толщина стенки определяется:

$$\delta = \sqrt{\frac{fN_i}{2\pi k E \cos^2 \gamma_{ук} \sqrt{1 + 0,16\varphi_2(\psi - 1)}}}, \quad (4.14)$$

где  $\gamma_{ук} = 20^\circ$  – угол конусности усеченного конуса.

$$\delta = \sqrt{\frac{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot \cos^2 20 \cdot \sqrt{1 + 0,16 \cdot 0,3 \cdot (3 - 1)}}} = 2,7 \cdot 10^{-3} [\text{м}].$$

По технологическим причинам принимаем  $\delta_{22} = 3$  мм.

Тогда напряжение, возникающее от действия продольной силы равно:

$$\sigma = \frac{fN_i}{2\pi R_2 \delta \cos \gamma_{ук}}, \quad (4.15)$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 2,2 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos 20} = 37,912 \cdot 10^6$$

$\sigma_{21} < \sigma_T$ , т.е. условие прочности выполняется.

Найдем расстояние между ребрами жесткости:

$$b = \frac{1}{1 - \frac{\varphi_2}{2\pi}} \left( 2,37\delta \sqrt{\frac{RE\delta \cos \gamma_{ук}}{fN}} \right) \quad (4.16)$$

$$b = \frac{1}{1 - \frac{0,3}{2\pi}} \left( 2,37 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{2,2 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 2,3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos 20}{2 \cdot 602,355 \cdot 10^3}} \right) = 0,133 [\text{м}].$$

Принимаем  $b_{21} = 130$  (27 ребер жесткости).

Проверим прочность конструкции при действии перерезывающей силы и изгибающего момента.

Критическая перерезывающая сила, воспринимаемая конструкцией без потери устойчивости:

$$Q_{кр} = 3,14 \cdot 0,11 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot (2,3 \cdot 10^{-3})^2 \left[ 1 + 0,714 \cdot 0,3(3-1)^2 \right] = 271,414 \cdot 10^3 \text{ [Н]}.$$

$Q_2 < Q_{кр21}$ , т.е. условие прочности выполняется.

Критический изгибающий момент, воспринимаемый конструкцией без потери устойчивости:

$$M_{кр} = 2\pi \left( \frac{b}{l} \right) ER^{1,5} \delta^{2,25} (1 + \beta\varphi(\psi - 1)), \quad (4.17)$$

$$\begin{aligned} M_{кр} &= 2 \cdot 3,14 \cdot \left( \frac{0,130}{3,5} \right) \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 2,2^{1,5} \cdot (3 \cdot 10^{-3})^{2,25} \cdot (1 + 0,714 \cdot 0,3 \cdot (3-1)) = \\ &= 120,762 \cdot 10^3 \text{ [Н} \cdot \text{м]}. \end{aligned}$$

$M_2 < M_{кр21}$ , т.е. условие прочности выполняется.

4) Рассмотрим коническую обечайку со стороны сечения 1-1.

Толщина стенки определяется:

$$\delta = \sqrt{\frac{2 \cdot 44,212 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot \cos^2 20 \cdot \sqrt{1 + 0,16 \cdot 0,3 \cdot (3-1)}}} = 0,576 \cdot 10^{-4}$$

По технологическим причинам принимаем  $\delta_{11} = \delta_{22} = 3 \text{ [мм]}$ .

Тогда напряжение, возникающее от действия продольной силы равно:

$$\sigma = \frac{2 \cdot 44,212 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,9 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos 20} = 7 \cdot 10^6 \text{ [Па]}.$$

$\sigma_{22} < \sigma_T$ , т.е. условие прочности выполняется.

Найдем расстояние между ребрами жесткости:

$$b = \frac{1}{1 - \frac{0,3}{2\pi}} \left( 2,37 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{0,9 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 2,3 \cdot 10^{-3} \cdot \cos 20}{2 \cdot 44,212 \cdot 10^3}} \right) = 0,249 \text{ [м]}.$$

По технологическим причинам принимаем  $b_{22} = b_{21} = 130 \text{ [мм]}$  (27 ребер жесткости).

Проверим прочность конструкции при действии перерезывающей силы и изгибающего момента.

Критическая перерезывающая сила, воспринимаемая конструкцией без потери устойчивости:

$$Q_{кр} = 3,14 \cdot 0,11 \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot (3 \cdot 10^{-3})^2 \left[ 1 + 0,714 \cdot 0,3(3-1)^2 \right] = 271,415 \cdot 10^3 \text{ [Н]}.$$

$Q_2 < Q_{кр22}$ , т.е. условие прочности выполняется. Критический изгибающий момент, воспринимаемый конструкцией без потери устойчивости:

$$M_{кр} = 1,62 \cdot 3,14 \cdot 0,49 \cdot 80 \cdot 10^9 \frac{(3 \cdot 10^{-3})^2}{0,9} \sqrt[4]{\frac{0,9 \cdot 2,3 \cdot 10^{-3}}{3,5^2}} = 130,810 \cdot 10^3 \text{ [Н·м]}.$$

$M_2 < M_{кр22}$ , т.е. условие прочности выполняется.

Ширина ребра жесткости определяется:

$$c = \frac{0,3 \cdot 0,13}{2 \cdot 3,14} = 6,210 \cdot 10^{-3} \approx 6 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}.$$

7) Найдем толщину исходного листа.

$$\delta_{11} = \delta_{12} = \delta_{21} = \delta_{22} = \delta_{31} = \delta_{32} = \delta$$

Высота ребра жесткости определяется:

$$h = 2,5 \cdot \delta = 2,5 \cdot 3 \cdot 10^{-3} = 7,5 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}. \quad (4.18)$$

Принимаем  $h = 7,5 \text{ [мм]}$ .

Толщина исходного листа тогда:

$$\delta_{исх} = \delta + h = 3 \cdot 10^{-3} + 7,5 \cdot 10^{-3} = 10,5 \cdot 10^{-3} \text{ [м]}.$$

Результаты расчетов сведем в таблицы 4.3 и 4.4.

Таблица 4.3 – Силы, действующие на ВА.

Сечение	1 кон. обечайка		Цилиндр. обечайка	
	1-1←	→2-2	2-2←	→3-3
Напряжение $\sigma_x$ МПа:	7	37,912	29,066	69,195
– действующее				
– критическое	550	550	550	550
Поперечная сила $Q_y$ , кН:	271,414	271,414	461,764	461,764
– критическая				
– действующая	0	135,515	135,515	0
Изгибающий момент $M_z$ , $10^3$ Н·м:	130,810	120,762	145,159	145,159
– критический				
– действующий	0	117,220	117,220	0

Таблица 4.4 – Параметры элементов корпуса

Название параметра	Обозначение	1 коническая обечайка	Цилиндрическая обечайка
Толщина стенки, мм	$\delta_i$	3	3
Расстояние между ребрами, мм	$b_i$	130	100
Ширина ребра жесткости, мм	$c_i$	6	5
Высота ребра жесткости, мм	$h$	7,5	7,5
Толщина исходного листа, мм	$\delta_{исх}$	10,5	10,5

## 5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

### 5.1 Методы защиты экипажей летательных аппаратов от проникающей радиации

Согласно ГОСТу Р 56515-2015 «Аппараты космические и системы бортовые служебные космических аппаратов. Общие требования по защищенности и стойкости к воздействию электрофизических и радиационных факторов». Были разработаны следующие методы защиты КА от проникающей радиации.

Для надежной защиты человека от проникающей радиации требуется создание специальной системы радиационной безопасности. Эта система представляет собой совокупность физико-технических, медико-гигиенических средств и мероприятий, направленных на обеспечение безопасных условий жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов. Радиационная безопасность обеспечивается применением:

- противорадиационной активной и пассивной защиты, снижающей интенсивность радиации до безопасного для человека уровня;
- медико-гигиенических мероприятий, в частности применением фармакохимических препаратов, понижающих чувствительность организма к действию проникающей радиации;
- системы дозиметрического контроля, измеряющей уровень радиации во время полета;
- наземной службы радиационной безопасности по оценке радиационной обстановки на трассе полета [23].

Из-за жестких массогабаритных требований, предъявляемых к летательным аппаратам, создать общую защиту от радиации, снижающую радиационное воздействие до уровня допустимых доз, принятых для наземных условий, практически невозможно. Поэтому решение проблемы защиты экипажей воздушных судов обеспечивается за счет комплексного применения

средств общей защиты обитаемых отсеков, радиационных укрытий, средств местной защиты человека и фармакохимических профилактических средств.

Основной задачей радиационной защиты является ослабление энергии частиц проникающей радиации до того, как они достигнут точки облучения. Можно отметить два пути ослабления мощности дозы облучения: активный способ защиты и пассивный способ защиты.

Методы активной противорадиационной защиты основаны на использовании электростатического и магнитного полей для отклонения заряженных частиц проникающей радиации от поверхности, практическая реализация электростатического метода защиты летательного аппарата связана с большими трудностями в связи с необходимостью поддержания и восстановления заряд защитных сфер вокруг самолета.

Способы пассивной противорадиационной защиты основаны на применении специальных экранов из защитных материалов. При выборе материала экрана исходят в основном из его способности снижать энергию проникающего излучения того или иного вида.

Для обеспечения радиационной безопасности предлагается создавать защитные экраны, состоящие из нескольких слоев, например использовать легкое вещество снаружи и тяжелое вещество внутри. Внешнее вещество будет поглощать заряженные ядерные частицы и нейтроны и в то же время не будет способствовать генерации тормозного излучения. Внутреннее вещество поглотит поток электронов и поток электромагнитного излучения, в том числе тормозного. Рассматриваемый материал защиты отличается сравнительной простотой конструкции и высокой надежностью, но имеет большой вес и способен возбуждать вторичное излучение.

## **5.2 Методы ослабления влияния на экипаж перегрузок и невесомости**

Во время вывода космического корабля на орбиту и его возвращения на Землю космонавты подвергаются воздействию перегрузок, вызванных ускорениями различной величины, направленности и продолжительности. В

свободном же космическом орбитальном полете ускорения отсутствуют и наступает невесомость.

Для ослабления влияния на экипаж перегрузок и невесомости в первую очередь имеет значение специальная наземная: подготовка, в результате которой повышается общая устойчивость организма к действию этих факторов полета.

Для предотвращения травм космонавтов при переходе из гравитации в невесомость и наоборот необходимо фиксировать тело в кресле. Для обеспечения физической нагрузки на опорно-двигательный аппарат в условиях невесомости может использоваться система резиновых стержней в одежде космонавта. При длительных полетах рассматривается вопрос о создании искусственной гравитации на космическом корабле, так как невесомость оказывает неблагоприятное влияние на состояние и работоспособность человека. Создание искусственной гравитации возможно за счет центробежных сил, возникающих при вращении космического корабля.

### **5.3 Пожарная безопасность космических аппаратов**

Согласно статье «Пожарная безопасность космических аппаратов». Были разработаны методы и способы борьбы с возникающим пожаром на борту космического аппарата.

Серьезный пожар на орбитальном космическом корабле – событие маловероятное, но исключать его нельзя. К реальным случаям относятся пожары из-за аварийных и тепловых перегрузок, различных утечек, повреждений, ошибок в энергетических экспериментах.

Эксплуатационный период космического корабля включает в себя несколько этапов: подготовка корабля на стартовой позиции, активный участок выведения на орбиту, орбитальный перелет, а также спуск. Во время каждого из них должна обеспечиваться пожарная безопасность с соответствующей надежностью при соблюдении требований экономии массы и экологии.

Выбор мер по предупреждению и тушению пожара зависит от конкретных условий эксплуатации изделия, а также необходимости выполнения конкретных требований, к которым в случае космических аппаратов относятся

требования по ограничению массы оборудования и экологичности средств пожарной безопасности.

Общая стратегия пожарной безопасности космических аппаратов основана на предупреждении и немедленном реагировании на малейшие признаки возгорания.

Требования ограничения массы оборудования и экологии средств обеспечения пожарной безопасности обуславливают выбор мероприятий по предотвращению пожара и его тушению на КЛА.

На старте и при выведении космического корабля на околопланетную орбиту решением задачи по обеспечению пожаробезопасности является установление концентрации кислорода ниже предела горения наиболее горючих из использованных материалов.

После выведения корабля на орбиту пожарная безопасность обеспечивается с помощью централизованной системы пожарообнаружения и оповещения о пожаре, называемой «Сигнал-ВМ».

Ликвидация возгораний в гермоотсеках производится за счет явления самозатухания в отсутствие естественной конвекции в условиях невесомости, при этом автоматически отключается межмодульная вентиляция и электропитание систем, имеющих в составе вентиляторы.

Также пожарную безопасность в российском сегменте МКС обеспечивают пенные огнетушители: ручные и переносные. В остальных сегментах МКС используются углекислотные огнетушители.

Для защиты органов дыхания и зрения экипажа используется изолирующий космический противогаз.

Статистика «космических» возгораний и анализ опыта борьбы с ними подтверждают эффективность принципов и мер по обеспечению пожарной безопасности космических аппаратов.

Вывод: в данном разделе дипломного проекта рассмотрены меры обеспечения жизнедеятельности экипажа в герметичных кабинах, методы защиты экипажей летательных аппаратов от проникающей радиации, методы

ослабления влияния на экипаж перегрузок и невесомости, а также была рассмотрена пожарная безопасность на борту КА.

## 6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

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

Исходные данные для расчёта указаны в таблице 8.1.

Таблица 6.1- Массовые характеристики КА

Параметры	Обозначения	Значение
Стартовая масса КА, кг	$m_0$	16500
Относительная конечная масса	$\mu_k$	0,978
Масса окислителя, кг	$m_{OK}$	12200,123
Масса горючего, кг	$m_{Г}$	4357,187
Средняя плотность топлива, кг/м <sup>3</sup>	$\rho_m$	1185
Масса топливного отсека, кг	$m_{Т.О.}$	1206,468
Масса системы управления, кг	$m_{СУ}$	999,629
Масса двигательной установки, кг	$m_{ДУ}$	408,603
Масса прочих неучтенных элементов, кг	$m_{ПР}$	3277,219
Масса полезного груза, кг	$m_{ПГ}$	2000
Нагрузка на мидель	$P_m$	1613
Тяга двигательной установки, Н	$P$	8636,320

## 6.1 Расчет минимальной стоимости КА в линейной постановке

Стоимость изготовления серийного образца можно рассчитать по удельной стоимости отдельных частей прототипов, при отсутствии информации о величине партии ЛА, выполняющей заданную программу полетов.

В общем случае стоимость изготовления КА определится по формуле:

$$C = \sum_{i=1}^n \bar{C}_i \cdot B_{ni} , \quad (6.1)$$

где  $\bar{C}_i$  - удельная стоимость  $i$ -ой конструктивной части;

$B_{ni}$  – величина конструктивной части базового параметра.

Стоимость изготовления КА представляют в виде суммы стоимостей отдельных систем и агрегатов:

$$C_{\Sigma} = \Sigma(C_{ТО} + C_{ДУ} + C_{СУ} + C_{ПР}) , \quad (6.2)$$

где  $C_{ТО}$  - удельная стоимость изготовления 1кг топливного отсека;

$C_{ДУ}$  - удельная стоимость изготовления 1кг ДУ;

$C_{СУ}$  - удельная стоимость изготовления 1кг системы управления;

$C_{ПР}$  - удельная стоимость изготовления 1кг прочих систем КА.

Принимая за базу массу каждой конструктивной части, уравнение (6.2) запишем в следующем виде:

$$C_{\Sigma} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{ТО} \cdot m_{roi} + C_{ДУ} \cdot m_{ДУi} + C_{СУ} \cdot m_{СУi} + C_{пр} \cdot m_{пр})}{m_{nr}} , \quad (6.3)$$

Коэффициенты  $C_i$  для различных КА в зависимости конструкции находятся в диапазонах:

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

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

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

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

Стоимость изготовления серийного образца КА в линейной постановке составляет:

$$C_{\Sigma} = \frac{30 \cdot 1206,468 + 600 \cdot 408,603 + 5000 \cdot 999,629 + 2000 \cdot 3277,219}{2000} = 5916,969 \text{ [y.e.]}$$

$$C_{\Sigma} = 177509,083 \text{ [руб]}$$

## 6.2 Расчет минимальной стоимости КА в нелинейной постановке

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

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_{Ki} + C_{ДУi} + C_{СУi} + C_{ППi}), \quad (6.4)$$

где  $C_{Ki}$  – стоимость изготовления корпуса КА;

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

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

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

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

$$C_{Ki} = 0,33 \cdot m_{TO_i}^{0,332} \cdot \mu_{Ki}^{-1,5935} \cdot m_{Ti}^{0,2362} \left( \frac{m_{Ti}}{\rho_{Ti}} \cdot \frac{P_m}{m_{O_i}} \right)^{0,1079} \cdot L_{DO_i}^{0,1616}, \quad (6.5)$$

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

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

$m_{Ti}$  – масса заправки, кг;

$\rho_{Ti}$  – средняя плотность топлива, кг/м<sup>3</sup>;

$P_m$  – нагрузка на мидель, кг/м<sup>2</sup>;

$m_{O_i}$  – стартовая масса КА, кг;

$L_{DO_i}$  – длина двигательного отсека КА, м.

Длина двигательного отсека в первом приближении определяется как:

$$L_{DO_i} = (1 \div 1,8) + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot P_i, \quad (6.6)$$

$$L_{DO_i} = 1,1 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 8636,320 = 1,107 \text{ [м]},$$

где  $P_i$  – пустотная тяга двигателя КА, Н.

Подставляя все значения в формулу (6.5) получим:

$$C_{Ki} = 0,33 \cdot 1206,468^{0,332} \cdot 0,978^{-1,5935} \cdot 16557,31^{0,2362} \cdot \left( \frac{16557,31}{1185} \cdot \frac{1613}{16500} \right)^{0,1079} \cdot 1,107^{0,1616} = 37592,868 \text{ [ед.]}$$

Стоимость двигательной установки КА:

$$C_{DVi} = 4,7 \cdot (P_i \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (P_i \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (P_i \cdot 10^{-4})^{-0,229}, \quad (6.7)$$

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

$P_i$  – тяга двигателей, Н.

$$C_{ДVi} = 4,7 \cdot (8636,320 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (8636,320 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (8636,20 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 52742,561[\text{ед.}]$$

Стоимость системы управления КА:

$$C_{CVi} = 8,5 \cdot (m_{CVi} \cdot 10^{-3})^{0,786}, \quad (6.8)$$

$$C_{CVi} = 8,5 \cdot (999,629 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 8,497 [\text{млн.ед.}],$$

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

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

Стоимость прочих элементов и систем КА:

$$C_{ПП} = (2 \div 10) \cdot m_{ППi}, \quad (6.9)$$

$$C_{ПП} = 6 \cdot 3277,219 = 19663,314 [\text{тыс.ед.}],$$

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

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

Подставляя полученные значения в формулу (6.4) получим:

$$W_5 = \sum_{i=1}^1 (37,592 \cdot 10^3 + 52,742 \cdot 10^3 + 8497 \cdot 10^3 + 19663,314 \cdot 10^3) = 28250648,87 [\text{y.e.}]$$

$$W_5 = 847519466[\text{руб}]$$

### 6.3 Расчет стоимости запуска КА

Стоимость запуска КА при заданном объеме партии ЛА, выполняющих заданную программу транспортировки, записывается в виде:

$$C_{зан} = \frac{C_{разр}}{N_n} + \frac{C_{н.к}}{N_n} + C_{эксн} + C_{изг} + C_m, \quad (6.10)$$

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

$C_{н.к}$  – стоимость наземного пускового и наземных измерительных комплексов;

$C_{эксн}$  – стоимость обеспечения запуска;

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

$C_m$  – стоимость топлива;

$N_n$  – объем партии КА.

Для упрощения расчетов близких по проектно-конструкторским характеристикам КА можно считать, что расходы на создание наземного комплекса и эксплуатацию КА постоянны, тогда:

$$C_{зан} = \frac{C_{разр}}{N_n} + C_{изг} + C_m, \quad (6.11)$$

Стоимость разработки КА складывается из:

$$C_{разр} = \sum (C_{\kappa}^p + C_{ДУ}^p + C_{СУ}^p + C_{пр}^p), \quad (6.12)$$

где  $C_{\kappa}^p$ ,  $C_{ДУ}^p$ ,  $C_{СУ}^p$ ,  $C_{пр}^p$  – стоимость разработки конструкции, двигательной установки, системы управления, прочих элементов и систем ТКС соответственно.

Представленная математическая модель является сложной для анализа экономической эффективности, поскольку расходы на разработку в большей степени зависят от условий проектирования, от уровня развития технологии проектирования и многих других факторов.

Стоимость запуска КА можно определить, рассматривая его как полезный груз с массой, равной стартовой массе  $m_{0КА} = 16500$  кг. Тогда стоимость запуска определится по простой формуле:

$$C_{зап} = C_{уд} \cdot m_{КГЧ} , \quad (6.13)$$

где  $C_{уд}$  – удельная стоимость вывода 1 кг полезного груза на околоземную орбиту;

$m_{КГЧ}$  – масса космической головной части.

Удельная стоимость запуска 1 кг РН «Союз» равна:

$$C_{уд} = \frac{35 \cdot 10^6}{8200} = 4268,293$$

Тогда, согласно формуле (6.11), получим:

$$C_{зап} = 4268,293 \cdot 16500 = 70723834,5 \text{ [y.e.]}$$

$$C_{зап} = 2121715035 \text{ [руб]}$$

В экономической части дипломного проекта был произведен расчет стоимости изготовления КА в линейной и нелинейной постановке.

Определены следующие экономические характеристики проектируемого КА:

- минимальная стоимость изготовления КА в линейной постановке, будет составлять 177509,083 рублей;
- минимальная стоимость изготовления КА в нелинейной постановке, будет составлять 847519466 рублей. А стоимость запуска КА будет составлять 2121715035 рублей.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном дипломном проекте, целью которого была разработка тяжелого модульного пилотируемого космического аппарата для проведения транспортных операций, для полета на геостационарную орбиту, было решено следующее:

- выбраны оптимальные проектные параметры;
  - проведен баллистический расчет траектории перехода между орбитами и спуска на Землю;
  - проведена подробная технологическая и конструктивная проработка проектируемого космического аппарата.
  - разработан технологический процесс сборки солнечных батарей КА.
  - рассмотрены меры по обеспечению безопасности жизнедеятельности экипажа в герметичных кабинах.
  - определена минимальная стоимость изготовления серийного образца КА в линейной и нелинейной постановке, минимальная стоимость запуска КА.
- Спроектированный КА полностью удовлетворяет предъявленным к нему требованиям.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов/ Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.: ил.
2. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.
3. Одинцов В. А., Анучкин В. М. Маневрирование в космосе. – М.: Воениздат, 1974. – 152 с.: ил.
4. Механика космического полета в элементарном изложении. Левантовский В. И. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука, 1974. – 488 с.: ил.
5. Космические аппараты / Под общ. ред. К. П. Феоктистова. – М.: Воениздат, 1983. – 319 с.: ил.
6. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.: ил.
7. Горяйнов В. А., Карасев В. К., Колесников В. Д., Трасковский В. Д. Численные методы решения дифференциальных уравнений в примерах и задачах: Учебное пособие. – М.: МАИ, 1986. – 84 с.: ил.
8. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для студентов вузов/ О. М. Алифанов, А. Н. Андреев, В. Н. Гущин и др.; Под ред. О. М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.: ил.
9. Ярошевский В. А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. – М.: Наука, 1988. – 336 с.: ил.
10. Полежаев Ю. В., Шишков А. А. Газодинамические испытания тепловой защиты: Справочник. – М.: Промедэк, 1992.
11. Панкратов Б. М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. – М.: Машиностроение, 1988. – 304 с.: ил.

12. Хохулин В. С., Чумаков В. А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. – М.: МАИ, 2000. – 72 с.: ил.
13. Панкратов Б. М. Спускаемые аппараты. – М.: Машиностроение, 1984. – 232 с.: ил.
14. Толяренко Н. В. Основы проектирования орбитальных станций: Учебное пособие. – М.: МАИ, 1994. – 64 с.: ил.
15. Егер С. М. и др. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.: ил.
16. Стригунов В. М. Расчет самолета на прочность (конспект лекций). Часть 1. Нагрузки на самолет и расчет крыльев. – М.: МАИ, 1973. – 330 с.: ил.
17. Горшков А. Г., Костров В. И. Сопротивление материалов и прочность элементов конструкции: Учебное пособие к расчетным и курсовым работам по сопротивлению материалов. – М.: МАИ, 1994. – 80 с.: ил.
18. Александров А. В. Сопротивление материалов: Учебник для вузов/ А. В. Александров, В. Д. Потапов, Б. П. Державин; Под ред. А. В. Александрова, 4-е изд. испр. – М.: Высшая школа, 2004. – 560 с.: ил.
19. Глаголев А. Н., Гольдинов М. Я., Григоренко С. М. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 480 с.: ил.
20. Елагин С. И., Лебедев А. А., Мартюшов В. Ф., Осолов А. И. Процессы нанесения тепловой защиты и обеспечение чистоты при производстве ЛА: Учебное пособие. – М.: МАИ, 1983. – 72 с.: ил.
21. Зотов Б. И., Курдюмов В. И. Безопасность жизнедеятельности на производстве. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: КолосС, 2003. – 432 с.:ил.
22. Безопасность жизнедеятельности: Учебник для вузов/ С. В. Белов, А. В. Ильницкая, А. Ф. Козьяков и др.; Под общ. ред. С. В. Белова. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 2001. – 485 с.: ил.