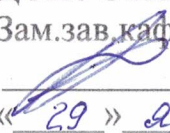


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

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

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев
« 29 » января 2024г

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания для солнечной батареи автоматической межпланетной станции по исследованию Марса.

Исполнитель
студент группы 8111-ос



(подпись, дата)

К. Е. Астраханова

Руководитель
доцент, канд. тех. наук



(подпись, дата)

В. В. Соловьев

Консультант
по БЖД
доцент, канд. тех. наук



(подпись, дата)

А. В. Козырь

Нормоконтроль
старш. препод. каф. СиТРК



(подпись, дата)

М. А. Аревков

Рецензент



(подпись, дата)

С. А. Сутягин

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

«30» декабря 2023 г.

ЗАДАНИЕ

к выпускной квалификационной работе студента Астрахановой Кристины Евгеньевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания для солнечной батареи автоматической межпланетной станции по исследованию Марса

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы 02.02.2024 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Начальная орбита – круговая орбита Земли (высота $H = 200$ км, наклонение $i = 51,6^\circ$), орбита цели – круговая орбита Марса (высота $H = 400$ км, наклонение $i = 90^\circ$).

4. Содержание выпускной квалификационной работы: баллистический расчет и расчет основных проектных параметров, выбор состава целевой аппаратуры и служебных систем, проектирование и описание конструкции КА, расчет системы обезвешивания и проектирование стенда раскрытия с системой обезвешивания солнечной батареи, безопасность и экологичность производства, экономическая часть.

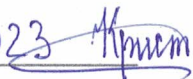
5. Перечень материалов приложения: титульный лист, цели и задачи, схема выведения АМС, блок-схема «Баллистическое обеспечение перелета Земля – Марс», 3Д модель АМС, 3Д модель КГЧ, схема технологического членения,

основные проекции АМС, схема расчета системы обезвешивания, проверка параметров системы обезвешивания, стенд раскрытия с системой обезвешивания, заключение.

6. Консультант по БЖД: Козырь А. В., доцент, канд. тех. наук

7. Дата выдачи задания 30.12.2023 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Соловьев В. В., доцент, канд. тех. наук

Задание принял к исполнению (дата): 30.12.2023 

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 98 с., 42 рисунка, 22 таблицы, 19 источников.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СИСТЕМА ОБЕЗВЕШИВАНИЯ, ТРАЕКТОРИЯ, СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ, МОМЕНТ, СИСТЕМА ЭНЕРГОПИТАНИЯ

Марс является наиболее перспективным небесным телом для поиска следов жизни и возможной колонизации в будущем. Для того чтобы снизить риски неудачных посадок, необходимо сначала выйти на орбиту. Выход на орбиту позволит продемонстрировать и отработать процедуры необходимые для всех последующих посадочных миссий на Марс. В работе представлена проектная разработка автоматической межпланетной станции для исследования Марса.

Цель работы: разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания для солнечной батареи автоматической межпланетной станции, решающей спектр задач, связанных с освоением Марса.

Задачи:

- выполнить баллистический расчет и рассчитать основные проектные параметры;
- выбрать состав целевой аппаратуры и служебных систем;
- спроектировать и обосновать компоновку и конструкцию КА;
- рассчитать систему обезвешивания СБ КА при наземных испытаниях и спроектировать стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ;
- описать основные меры безопасности при проведении испытаний;
- экономически обосновать изготовление КА и стоимость пуска.

СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ	7
ВВЕДЕНИЕ	9
1 ОСОБЕННОСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ	11
1.1 Траектории перелета с Земли на Марс	12
1.1.1 Основные параметры гомановской траектории перелета с Земли на Марс	13
2 БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ	18
2.1 Схема перелета АМС	18
2.2 Описание программы SUNPL.EXE	19
2.3 Анализ исходных данных	19
2.4 Анализ межпланетного перелета	20
3 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ	28
3.1 Расчет массы АМС	29
3.2 Расчет массы топлива АМС	31
3.2.1 Расчет массы топлива для СК	31
3.2.2 Расчет массы топлива для СОиС	33
3.2.3 Расчет массы газа для наддува	34
3.3 Расчет объемно-геометрических параметров	36
3.3.1 Расчет объемно-геометрических параметров баков окислителя и горючего	36
3.3.2 Расчет объемно-геометрических параметров баллонов с газом наддува	37
3.3.3 Расчет объемно-геометрических параметров приборного отсека	38
4 СОСТАВ АМС	40
4.1 Целевая аппаратура КА	40
4.2 Бортовые системы КА	43
4.2.1 Комплексная двигательная установка	43
4.2.2 Система электропитания	45

4.2.3 Система обеспечения теплового режима	53
4.2.4 Система ориентации и стабилизации	53
4.2.5 Бортовой радиокомплекс	54
4.2.6 Командно-телеметрическая система	55
4.2.7 Бортовой вычислительный комплекс	55
4.3 Массовая сводка АМС	56
4.4 Конструкция АМС	58
5 СТЕНД РАСКРЫТИЯ С СИСТЕМОЙ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ	65
5.1 Расчет системы обезвешивания СБ	65
5.2 Разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания СБ	76
6 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА	84
6.1 Правила безопасной работы на ПЭВМ	84
6.2 Основные требования безопасности при работе с компрессорами сжатого воздуха	86
6.3 Пожарная безопасность	88
7 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	90
7.1 Минимальная стоимость изготовления АМС	90
7.2 Минимальная стоимость пуска АМС	91
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	95
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	97

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АБ – аккумуляторные батареи;
- АМС – автоматическая межпланетная станция;
- АТ – азотный тетраоксид;
- АФС – антенно-фидерная система;
- БА – бортовая аппаратура;
- БАКУ – блок автоматики, контроля и управления;
- БВК – бортовой вычислительный комплекс;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- ВРЛ – вторичная радиолокация;
- ГПО – геостационарная орбита;
- ДМТ – двигатель малой тяги;
- ДУ – двигательная установка;
- КА – космический аппарат;
- КДУ – комплексная двигательная установка;
- КИС – командно-измерительная система;
- КТДУ – корректирующая тормозная двигательная установка;
- КТС – командно-телеметрическая система;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- НИК – наземно-измерительный комплекс;
- НИР – научно-исследовательская работа;
- НОО – низкая околоземная орбита;
- ПО – приборный отсек;
- ППУ – приемно-передающее устройство;
- ПЭВМ – персональная электронно-вычислительная машина;
- РБ – разгонный блок;
- РД – ракетный двигатель;
- РКТ – ракетно-космическая техника;
- РН – ракета-носитель;

СБ – солнечные батареи;
СК – система координат;
СО – система обезвешивания;
СОиС – система ориентации и стабилизации;
СК – система коррекции;
ССО – солнечно-синхронная орбита;
СОТР – система обеспечения теплового режима;
СУ – система управления;
СЭП – система электропитания;
ТМИ – телеметрическая информация.

ВВЕДЕНИЕ

Одна из задач Федеральной космической программы России – исследование Марса.

С момента запуска первого марсохода Марс-1А в 1960 году Советским Союзом и Россией было проведено 19 попыток зондирования Марса, из которых три были успешными (в 1971 году Марс-2 и Марс-3, а также в 2016 году TGO (КА разработки специалистами России и Европейского космического агентства) относящиеся к орбитальным аппаратам. Таким образом, успешность миссий по исследованию Марса составляет всего 15%. Даже добавив две частично успешных миссии (1974 год Марс-5 и Марс-6) процент успеха составляет всего 25%. Высокий процент провалов дал даже возможность мировой космонавтики шутить о том, что «Марс не принадлежит России».

Как мы видим, посадка на Марс сложна. Судьба практически всех посадочных аппаратов не благополучна: они разбивались, теряли связь с Землей. Для того чтобы снизить риски неудачных посадок, необходимо сначала выйти на орбиту. Выход на орбиту позволит сперва продемонстрировать и отработать процедуры необходимые для всех последующих посадочных миссий на Марс. Подобный подход уже использовался при планировании других миссий. Например, Apollo 8 и Apollo 9 также выходили на орбиту для проверки, прежде чем NASA предприняло саму посадку.

Марс является наиболее перспективным небесным телом для поиска следов жизни и возможной колонизации в будущем. Выход на орбиту АМС позволит проделать научные эксперименты. Главной загадкой Марса является метан, он один из главных признаков жизни. Ученых смущает поведение марсианского метана, его содержание довольно резко колеблется в зависимости от места, и от времени года. Поэтому одной из научных задач проектируемой АМС является исследование состава атмосферы и наблюдение за климатом планеты с орбиты.

Цель работы: разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания солнечной батареи для автоматической межпланетной станции, решающей спектр задач, связанных с освоением Марса.

Задачи:

- выполнить баллистический расчет и рассчитать основные проектные параметры;
- выбрать состав целевой аппаратуры и служебных систем;
- спроектировать и обосновать компоновку и конструкцию КА;
- рассчитать систему обезвешивания СБ КА при наземных испытаниях и спроектировать стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ;
- описать основные меры безопасности при проведении испытаний;
- экономически обосновать изготовление КА и стоимость пуска.

1 ОСОБЕННОСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ

Под межпланетным перелетом понимается неуправляемое путешествие любого КА, отправляемого, в частности, с Земли в определенную точку солнечной системы.

Особенностями межпланетных перелетов являются:

1) Межпланетный перелет из одной точки солнечной системы в другую происходят по эллиптическим орбитам, в одном из фокусов которых находится Солнце. Перелет по другим траекториям (гиперболе, параболе) энергетически невыгоден;

2) Размер и ориентация эллиптической орбиты в каждом отдельном случае определяется величиной направлением первоначальной скорости.

Различают перелет к внешним планетам Солнечной системы, то есть к планетам, орбита которых расположена дальше от Солнца, чем орбита Земли, например Марс, Юпитер (рисунок 1.1, а), и перелеты к внутренним планетам, то есть к планетам, орбита которых расположена ближе к Солнцу, чем орбита Земли, – Венера, Меркурий (рисунок 1.1, б).

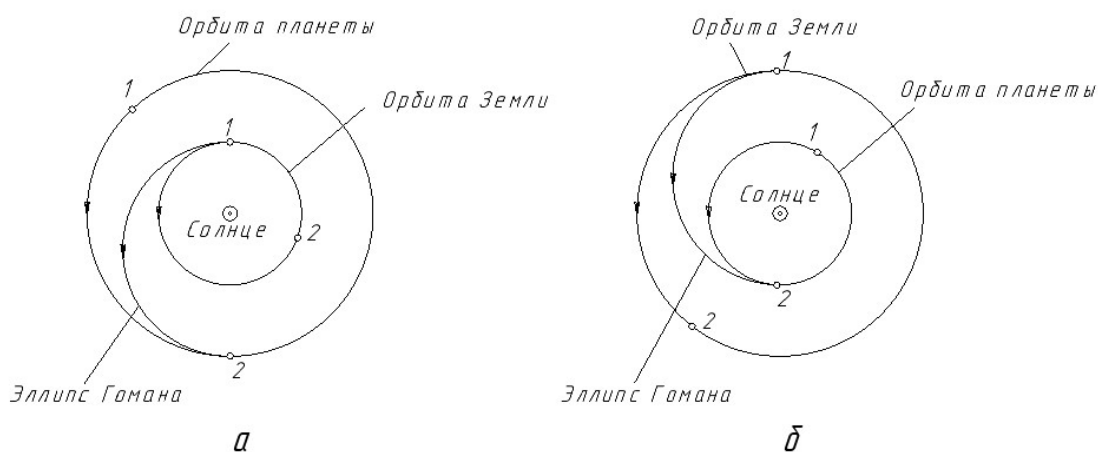


Рисунок 1.1 – Схема траекторий перелетов: а – к внешней планете; б – к внутренней планете; 1 – положение планет в момент старта с Земли; 2 – положение планет в момент сближения КА с планетой

1.1 Траектории перелета с Земли на Марс

Рассмотрим перелет КА с Земли на внешнюю планету – Марс. После того как КА выйдет за сферы действия Земли, он окажется в сфере действия Солнца. Таким образом, движение аппарата относительно центрального тела должно быть кеплерово, а его траектория – эллипсом. В самом общем случае этот эллипс может пересечь орбиту Марса в точке M_2 (рисунок 1.2). Формально пересечение может иметь место и в точке M'_2 , после прохождения через афелий эллипса $E_0M_2M'_2$, но этот путь очень длинный и соответственно продолжительность перелета будет несравненно больше, причем, что при удалении от Солнца скорость движения снижается [1].

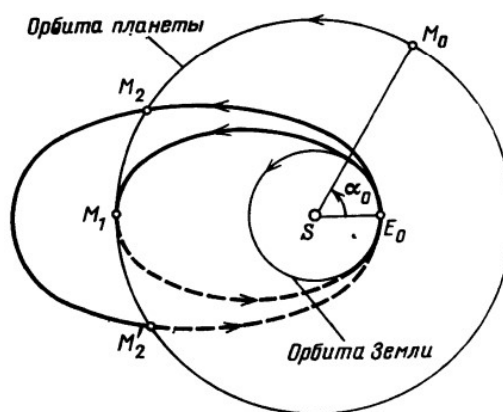


Рисунок 1.2 – Перелет с Земли на внешнюю планету по пересекающемуся эллипсу $E_0M_2M'_2$ и по соприкасающемуся эллипсу E_0M_1 [1]

Перелет с Земли на внешнюю планету по пересекающемуся эллипсу $E_0M_2M'_2$ прежде всего не оптимален с энергетической точки зрения и к тому же встреча аппарата с Марсом в точке M_2 (или M'_2) происходит со скоростью намного больше орбитальной скорости Марса и, следовательно, если аппарат назначен не для облета Марса, а для посадки, то нужно потратить дополнительную энергию на торможение.

Уменьшая размер эллипса $E_0M_2M'_2$, уменьшается первоначальная скорость выхода аппарата с Земли в точке старта E_0 и орбита будет экономичнее.

Но большая полуось a эллипса не может быть меньше сумму радиусов орбит Земли a_E и Марса a_M , иначе аппарата просто не долетит:

$$2a = a_E + a_M. \quad (1.1)$$

Исходя из условия выше, оптимальным для перелета с Земли на Марс будет соприкасающийся эллипс E_0M_1 – он показан на рисунке 1.3, перигеем его является точка старта E_0 , то есть Земля, а апогеем – точка M_1 на орбите Марса с углом перехода 180° .

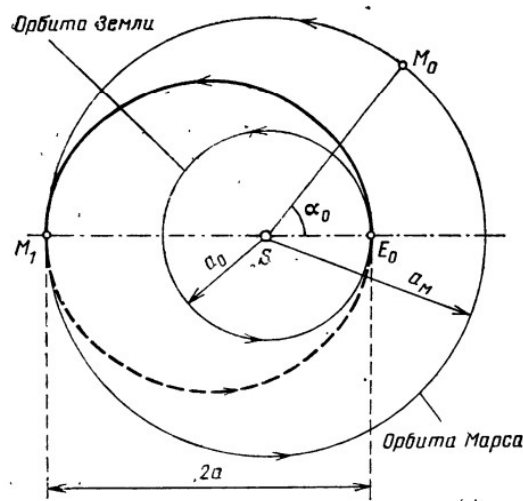


Рисунок 1.3 – Гомановская траектория E_0M_1 перелета с Земли на Марс.

M_0 – положение Марса в момент старта КА [1]

1.1.1 Основные параметры гомановской траектории перелета с Земли на Марс

Нетрудно определить основные параметры гомановской траектории. Один из них, большая полуось a определяется по формуле:

$$a = \frac{a_E + a_M}{2} = \frac{a_E}{2} \left(1 + \frac{a_M}{a_E} \right). \quad (1.2)$$

Имеем для радиуса орбиты Марса $a_M = 1,524$ (в единицах радиуса орбиты Земли $a_E = 1 a. e.$). Тогда $a = 1,262 a. e.$

Эксцентриситет эллипса e можно определить соотношением:

$$e = \frac{a_M - a_E}{a_M + a_E} = \frac{\frac{a_M}{a_E} - 1}{\frac{a_M}{a_E} + 1} = \frac{1,524 - 1}{1,524 + 1} = 0,208. \quad (1.3)$$

Одним из важных параметров является продолжительность перелета по гомановской траектории T_2 :

$$T_2 = \frac{1}{4\sqrt{2}} \left(1 + \frac{a_M}{a_E} \right)^{3/2} = \frac{1}{4\sqrt{2}} \left(1 + \frac{1,524}{1} \right)^{3/2} = 0,71 \text{ года}. \quad (1.4)$$

Таким образом, продолжительность перелета аппарата от Земли до Марса, $T_2 = 0,71 \text{ года} = 259 \text{ суток}$, то есть почти 9 месяцев.

Все внешние планеты движутся по своим орбитам медленнее по сравнению с движением Земли, поэтому встреча КА с Марсом при угловой дальности перелета, равной 180° , может иметь место только при определенной начальной конфигурации Земли и Марса на своих орбитах, она определяется углом начальной конфигурации α_0 :

$$\alpha_0 = 180^\circ - \omega_M \cdot T_2, \quad (1.5)$$

где ω_M – средняя угловая скорость движения Марса по своей орбите.

Приняв для Марса $\omega_M = 0,524 \text{ град} / \text{сут}$, получаем:

$$\alpha_0 = +44^\circ,3.$$

Из (1.7) следует, что во время старта КА с Земли $\alpha_0 < 180^\circ$, то есть Марс и вообще любая внешняя планета должна находиться впереди Земли.

Одна из важных характеристик – величина начальной скорости, то есть скорости отрыва КА от Земли V_0 :

$$V_0 = \sqrt{V_{\text{дон}}^2 + V_*^2}, \quad (1.6)$$

где $V_* = 11,186 \text{ км/с}$ – есть вторая космическая скорость;

$V_{\text{дон}}$ – дополнительная скорость, которая векторно складывается с орбитальной скоростью Земли, обеспечивает выход аппарата на гомановскую орбиту заданного размера.

Так как гомановская орбита и орбита Земли соприкасаются в одной точке старта, $V_{\text{дон}}$ может быть определена как разность между орбитальными скоростями гомановского эллипса и Земли:

$$V_{\text{дон}} = V_{\text{гом}} - V_{\text{зем}}. \quad (1.7)$$

Орбитальная скорость Земли $V_{\text{зем}} = 29,785 \text{ км/с}$. Что касается $V_{\text{гом}}$, то она определяется соотношениями:

$$V_{\text{гом}}^2 = k^2 \cdot M \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (1.8)$$

где вместо $r = a$ необходимо подставить его значение из (1.2). Тогда будем иметь:

$$V_{\text{гом}}^2 = 2 \frac{k^2 \cdot M}{a_E} \cdot \frac{\frac{a_M}{a_E}}{1 + \frac{a_M}{a_E}}. \quad (1.9)$$

Но выражение $\frac{k^2 \cdot M}{a_E}$ есть ничто иное, как квадрат круговой скорости

Земли на ее орбите, то есть:

$$V_{\text{зем}}^2 = \frac{k^2 \cdot M}{a_E}. \quad (1.10)$$

Потому будем иметь орбитальную скорость гомановского эллипса:

$$V_{\text{гом}} = V_{\text{зем}} \cdot \sqrt{2} \cdot \left(\frac{\frac{a_M}{a_E}}{1 + \frac{a_M}{a_E}} \right)^{1/2}. \quad (1.11)$$

Подставляя (2.10) в (2.9), получим дополнительную скорость:

$$V_{\text{дон}} = V_{\text{зем}} \cdot \left[\sqrt{2} \cdot \left(\frac{\frac{a_M}{a_E}}{1 + \frac{a_M}{a_E}} \right)^{1/2} - 1 \right]. \quad (1.12)$$

Для дополнительной скорости имеем $V_{\text{дон}} = 2,945 \text{ км/с}$. Подставляя это в (1.8), найдем для первоначальной скорости $V_0 = 11,567 \text{ км/с}$ [1].

Вывод: в данном разделе был изучен межпланетный перелет, его виды и особенности. Более подробно был рассмотрен перелет с Земли на Марс и вы-

брана оптимальная траектория перелета с энергетической точки зрения – гомановская траектория перелета. А так же были определены основные параметры выбранной траектории перелета: большая полуось $a = 1,262 \text{ а. е.}$, эксцентриситет эллипса $e = 0,208$, продолжительность перелета аппарата от Земли до Марса $T_2 = 0,71 \text{ года} = 259 \text{ суток}$, угол начальной конфигурации $\alpha_0 = +44^\circ,3$.

2 БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

2.1 Схема перелета АМС

Схемы перелета АМС приведены на рисунке 2.1.

Орбиты Земли и Марса периодически предоставляют стартовые окна, благоприятные с точки зрения необходимого для перелета топлива. В один из таких благоприятных для пуска дней с космодрома Восточный на РН «Союз – 2.1б» с РБ «Фрегат – М» происходит выведение АМС на траекторию полета к планете назначения. Во время первого включения маршевых двигателей РБ происходит выведение РБ и КА на опорную круговую орбиту искусственного спутника Земли высотой 200 км и наклоном 51,6°. Вторичное включение ДУ РБ происходит в конце первого витка опорной орбиты, при этом ДУ РБ работает до набора требуемой характеристической скорости. Затем производится отделение РБ. На трассе перелета Земля-Марс проводится две коррекции. При подлете к планете назначения АМС уводится на другую пролетную траекторию, обеспечивающую выход на выбранную орбиту искусственного спутника Марса высотой 400 км и наклоном 90°.

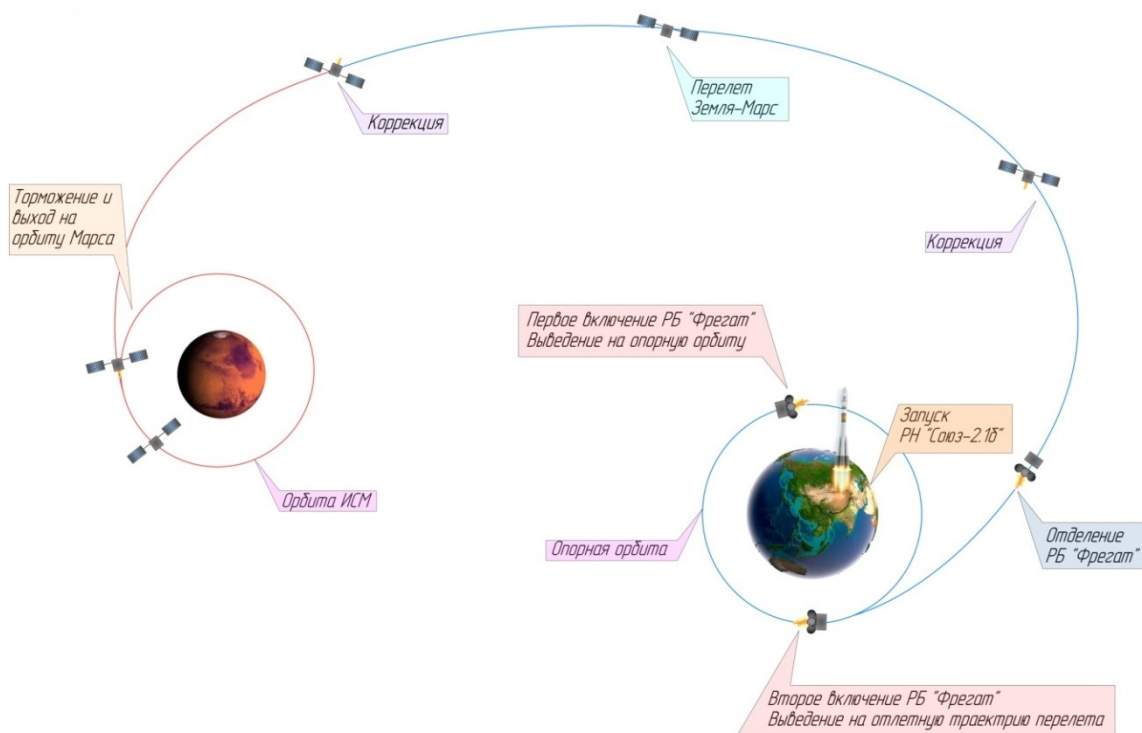


Рисунок 2.1 – Схема перелета АМС

2.2 Описание программы SUNPL.EXE

Программа SUNPL.EXE предназначена для анализа межпланетного перелета между двумя любыми планетами солнечной системы, а также одиночного гравитационного маневра. Анализ происходит в три этапа:

1. Анализ гелиоцентрического участка траектории,
2. Анализ участка около планеты старта,
3. Анализ участка около планеты подлета.

Вид окна программы при загрузке представлен на рисунке 2.2.

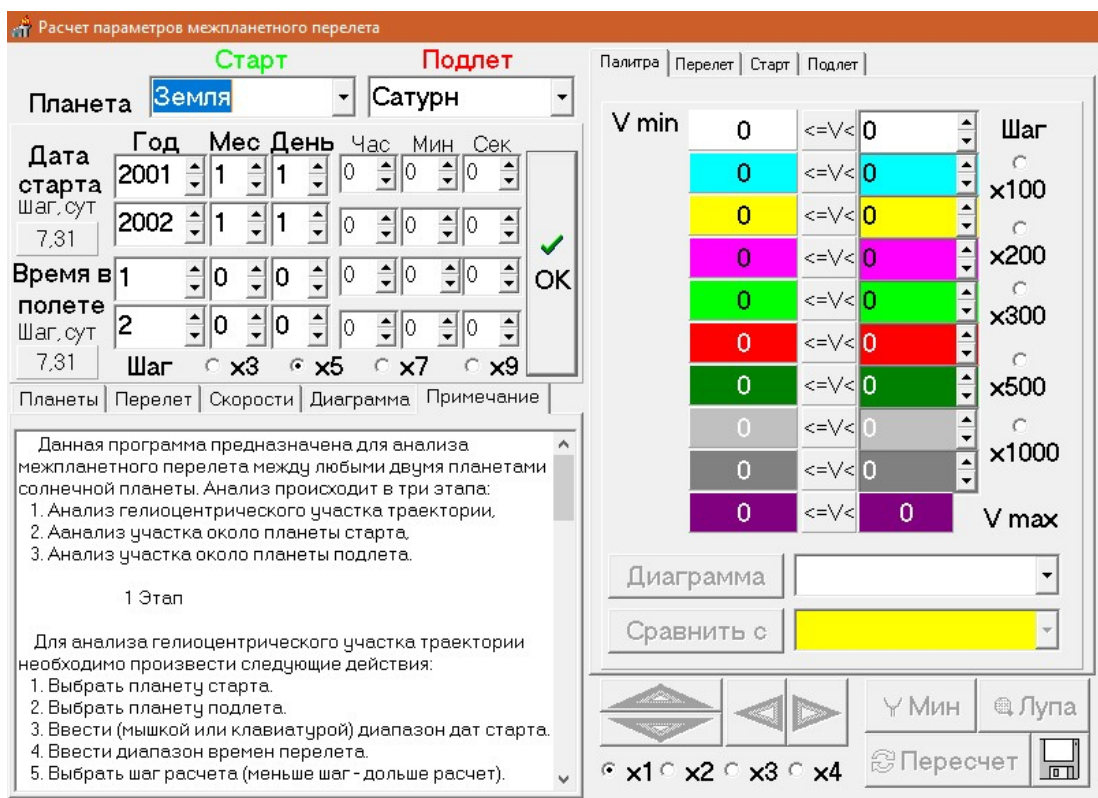


Рисунок 2.2 – Вид окна программы при загрузке

2.3 Анализ исходных данных

Разработка АМС производится на основе данных, приведенных в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Исходные данные для разработки АМС

Параметры	Значения
Планета старта	Земля
Планета подлета	Марс
Космодром	Восточный

Ракета-носитель	Союз – 2.1б
Разгонный блок	Фрегат – М
Тип аппарата	Орбитальный
Даты старта, [ч.м.г (ч.мин.с)]	01.01.2025 (0.0.0) - 01.01.2035 (0.0.0)
Шаг расчета даты старта, [сут]	43,83
Допустимое время перелета, [мес]	7..12
Шаг расчета допустимого времени перелета, [сут]	1,44
Параметры стартовой орбиты	
Апогей, [км]	200
Перигей, [км]	200
Наклонение, [град]	51,6
Подлет	
Задача	Выйти на орбиту (3 имп.)
Параметры орбиты при подлете	
Апогей, [км]	400
Перигей, [км]	400
Наклонение, [град]	90

2.4 Анализ межпланетного перелета

Анализ гелиоцентрического участка траектории включает в себя следующие действия:

1. Выбрать планету старта;
2. Выбрать планету подлета;
3. Выбрать диапазон дат старта;
4. Ввести диапазон времен перелета, выбрав значение около оптимального гомановского перелета;
5. Шаг расчета выбрать минимальным для высокой точности расчета;
6. Для того чтобы программа начала рассчитывать траекторию перелета для каждой точки диапазона с выбранным шагом, необходимо нажать кнопку «ОК»;

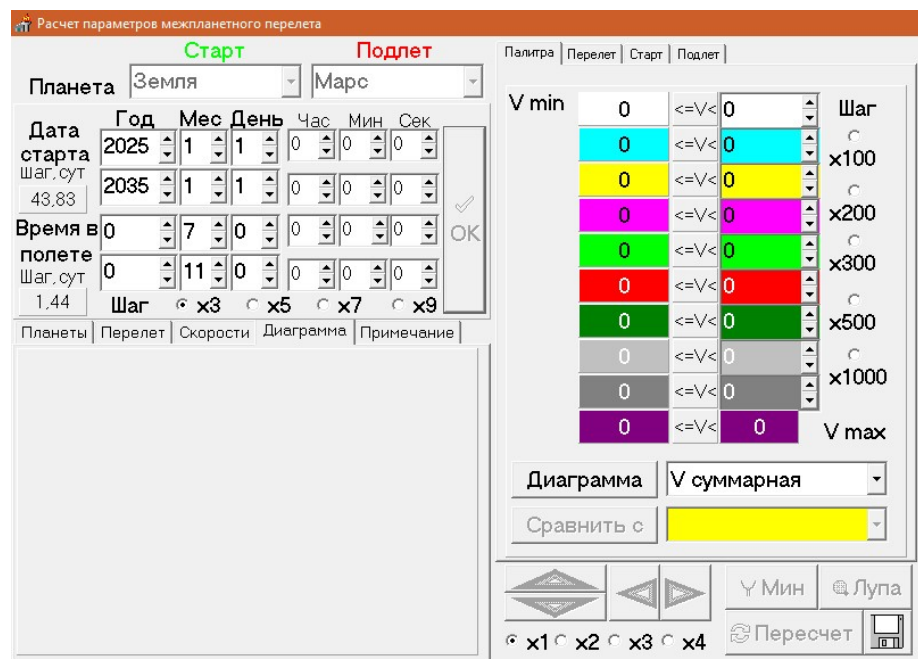


Рисунок 2.3 – Вид окна программы после ввода исходных данных и нажатия кнопки «ОК»

7. Справа от кнопки «Диаграмма» выбрать отображаемую на диаграмме величину, затем нажать кнопку «Диаграмма» для построения диаграммы;

Таблица 2.2 – Выбор оптимальной даты старта с помощью программы SUNPL.EXE

Дата старта	Дата подлета	Время перелета	Суммарная скорость
1.01.2025 0-час 0-мин 0-с	10.19.2025 14-час 24-мин 0-сек	0-л 9-мес 18-д 14-час 24-мин 0-с 291,600 сут	14828,9 м/с
20.10.2026 4-час 48-мин 0-с	9.08.2027 11-час 16-мин 48-с	0-л 9-мес 20-д 12-час 28-мин 48-с 293,520 сут	5967,6 м/с
1.01.2027 0-час 0-мин 0-с	27.08.2027 19-час 12-мин 0-с	0-л 7-мес 26-д 19-ч 12-м 0-с 238,800 сут	9808,1 м/с
20.10.2028 4-час 48-мин 0-с	17.08.2029 3-час 36-мин 0-с	0-л 9-мес 28-д 4-ч 48-м 0-с 301,200 сут	7978,3 м/с
1.01.2029 0-час 0-мин 0-с	10.11.2029 4-час 48-мин 0-с	0-л 10-мес 9-д 4-ч 48-м 0-с 313,200 сут	7477,4 м/с

15.03.2031 1-час 12-мин 0-с	13.10.2031 10-час 48-мин 0-с	0-л 7-мес 0-д 9-ч 36-м 0-с 212,400 сут	7786,7 м/с
15.03.2033 1-час 12- мин 0-с	14.12.2033 20-час 24-мин 0-с	0-л 9-мес 1-д 19-ч 12-м 0-с 274,800 сут	6826,5 м/с

Исходя из таблицы 2.2 оптимальным, по суммарной скорости 5967,6 м/с, будет перелет 20.10.2026 с продолжительностью перелета 293,520 суток.

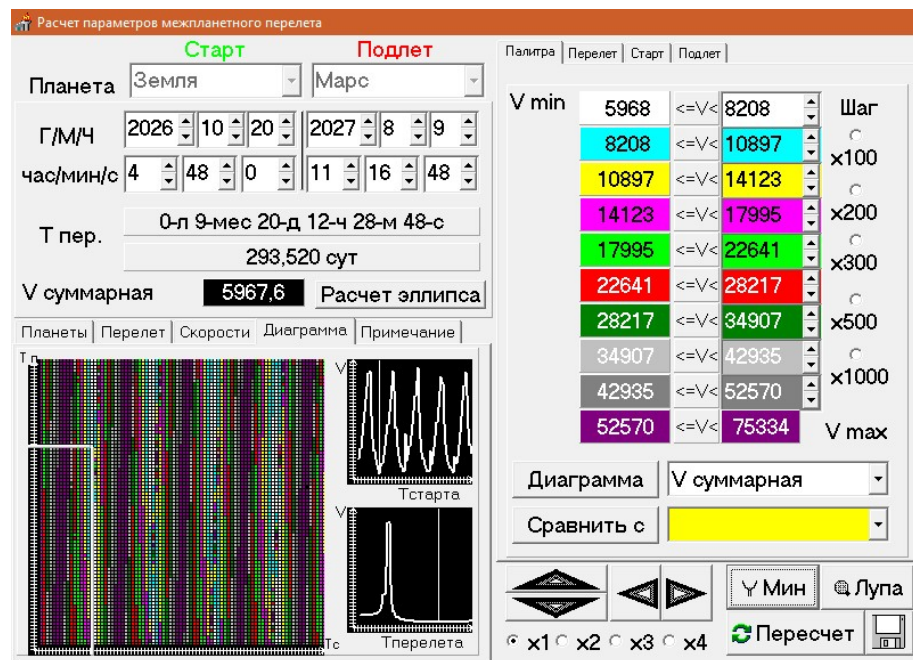


Рисунок 2.3 – Выбор оптимальной даты старта

8. Для расчета значений параметров планет, перелетного эллипса и других величин для конкретной точки (точка с оптимальной датой старта) на диаграмме необходимо нажать на кнопку «Расчет эллипса». Результат расчета приведен на рисунке 2.5 и в таблице 2.3 и 2.4.

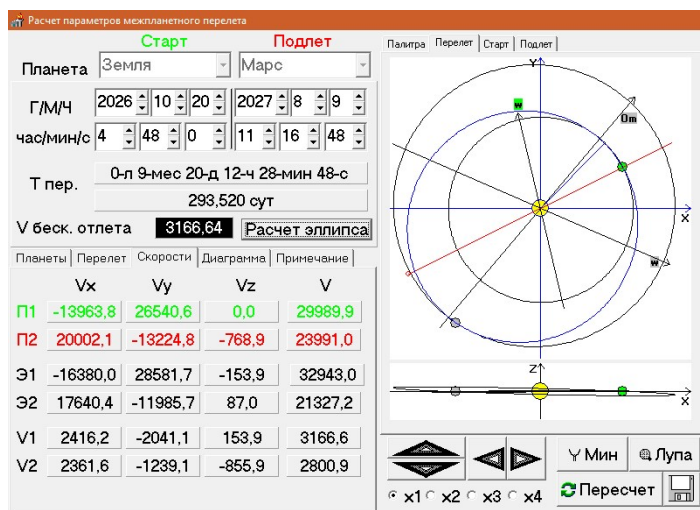


Рисунок 2.5 – Результат анализа гелиоцентрического участка траектории

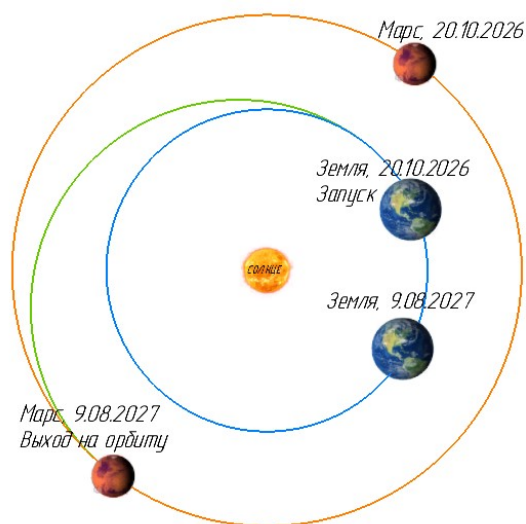


Рисунок 2.6 – Расположение планет при старте и подлете

Таблица 2.3 – Характеристики перелетного эллипса

Параметр	Обозначение	Величина	Единицы измерения
Радиус планеты старта	R_1	0,996	а.е.
Радиус планеты подлета	R_2	1,537	а.е.
Угловая дальность	μ	207,164	град
Наклонение	i	0,268	град
Долгота восходящего узла	Ω	206,402	град
Аргумент широты при старте	u	180	град
Большая полуось	a	1,264	
Эксцентриситет	e	0,219	

Истинная аномалия	θ	340,847 град	град
Аргумент перицентр	ω	199,152 сек	сек

Рисунок 2.4 – Скорости при перелете

Скорость, [м/с]	V_x	V_y	V_z	V
Планеты старта	-13963,8	26540,6	0,0	29989,9
Планеты подлета	20002,1	-13224,8	-768,9	23991,0
На 1 точке эллипса	-16380,0	28581,7	-153,9	32943,0
На 2 точке эллипса	17640,4	-11985,7	87,0	21327,2
Бесконечность отлета	2416,2	-2041,1	153,9	3166,6
Бесконечность подлета	2361,6	-1239,1	-855,9	2800,9

Анализ геоцентрического участка траектории включает в себя следующие действия:

1. Выбрать вкладку «Старт»;
2. Учитывая возможности выбранной РН, ввести данные по опорной орбите ИСЗ;
3. Нажать кнопку «Расчет траектории отлета». Результат расчета приведен на рисунке 2.7 и в таблице 2.5 и 2.6.

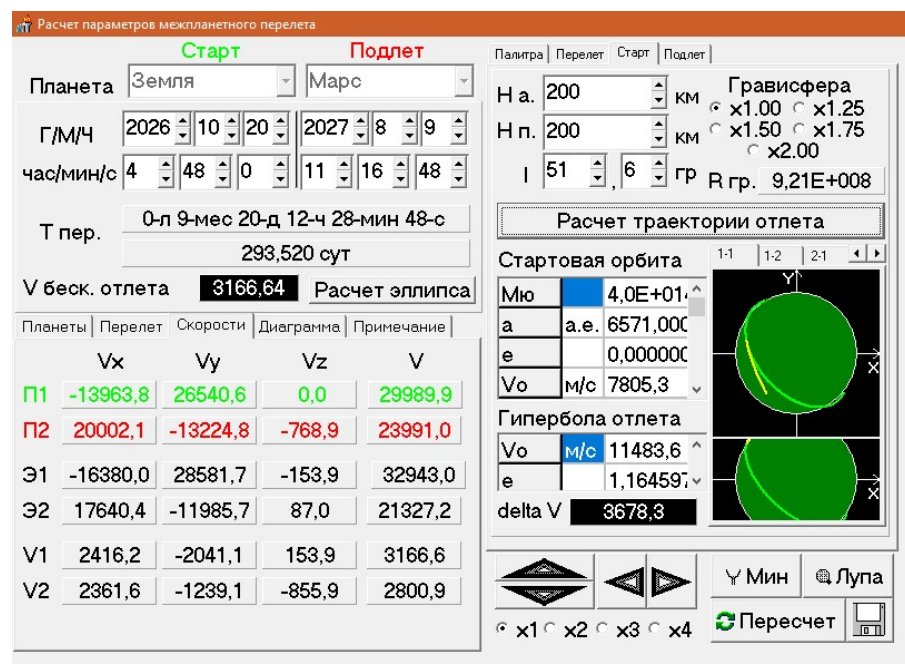


Рисунок 2.7 – Результат анализа геоцентрического участка траектории

Таблица 2.5 – Характеристики стартовой орбиты

Параметр	Обозначение	Величина	Единицы измерения
Гравитационный параметр планеты	μ	$4,000 \cdot 10^{14}$	$\text{м}^3/\text{с}^2$
Большая полуось	a	6571,000	км
Эксцентриситет	e	0,000	
Скорость в перигеуме	V_0	7805,3	м /с
1 значение долготы восходящего узла	Ω_1	131,218	град
2 значение долготы восходящего узла	Ω_2	331,454	град
1 значение аргумента перигеума	ω_1	-313,317	град
2 значение аргумента перигеума	ω_2	-165,017	град
1 значение вспомогательного угла	φ_1	-164,150	град
1 значение вспомогательного угла	φ_2	-15,850	град

Таблица 2.6 – Характеристики гиперболы отлета

Параметр	Обозначение	Величина	Единицы измерения
Скорость в перигеуме	$V_{Г0}$	11486,3	м /с
Большая полуось	a	-39921,813	км
Эксцентриситет	e	1,165	
Время отлета	$T_{от}$	2,963	дни
Предельная истинная аномалия(асимптота)	$\mu_{п}$	149,167	
Эксцентрическая аномалия на $r=R$ сферы действия	H	213,178	
Истинная аномалия на $r=R$ сферы действия	μ	147,715	

Требуемый первый импульс скорости составляет 3678,3 м/с.

Анализ планетоцентрического участка траектории включает в себя следующие действия:

1. Выбрать вкладку «Подлет»;
2. Выбрать одну из задач: выход на орбиту, вход в атмосферу, попадание в планету. В нашем случае задача – выход на орбиту;

3. Ввести параметры орбиты;
4. Нажать кнопку «Расчет». Результат расчета приведен на рисунке 2.8 и в таблице 2.7 и 2.8.

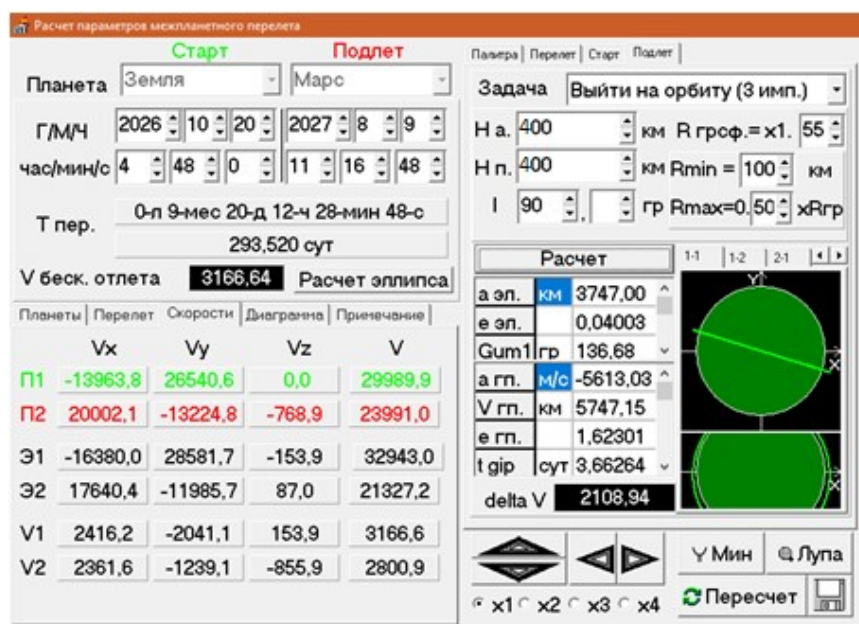


Рисунок 2.8 – Результат анализа планетоцентрического участка траектории

Таблица 2.7 – Характеристики орбиты подлета

Параметр	Обозначение	Величина	Единицы измерения
Большая полуось орбиты назначения	a	3747,000	км
Эксцентриситет орбиты назначения	e	0,040	
Время перелета по вспомогательным эллипсам	$T_{пер}$	38,08	сут
Период обращения по орбите назначения	$T_{обр}$	1,91	час
Скорость в перицентре орбиты назначения	$V_{эл}$	3568,23	м/с
Скорость в перицентре 1-го вспомогательного эллипса	$V_{п1}$	4999,26	м/с
Скорость в апоцентре 1-го вспомогательного эллипса	$V_{а1}$	38,40	м/с
Скорость в апоцентре 2-го вспомогательного эллипса	$V_{а2}$	38,94	м/с
Скорость в перицентре 2-го вспомогательного эллипса	$V_{п2}$	4928,74	м/с

Таблица 2.8 – Параметры гиперболы подлета

Параметр	Обозначение	Величина	Единицы измерения
Большая полуось	a	-5613,03	км
Эксцентриситет	e	1,623	
Скорость гиперболы подлета	$V_{гп}$	5747,15	м/с
Время подлета	$T_{под}$	3,663	сут
Эксцентрическая аномалия на $r=R$ сф. д.	$H_{гр}$	303,89	град
Истинная аномалия на $r=R$ сф. д.	$\mu_{гр}$	127,584	град
Предельная истинная аномалия (асимптота)	$\mu_{пр}$	128,034	град
Максимальный угол разворота траектории	β_{max}	76,069	град

Требуемый второй импульс скорости составляет 2108,94 м/с. Кроме того, необходимо учесть потери на управление, потери на коррекцию орбиты, возникающие от неточности выведения КА, влияния притяжения других небесных тел на орбиту во время полёта аппарата. Примем, что для компенсации этих потерь будет достаточно импульса скорости в 100 м/с. Тогда величина импульса составит 2208,94 м/с.

Вывод: в данном разделе с помощью ПО SUNPL были проанализированы три участка: гелиоцентрический участок траектории, участок около планеты старта и участок около планеты подлета. В результате анализа были определены: оптимальная дата старта, параметры перелетного эллипса, скорости при перелете, характеристики стартовой орбиты, характеристики гиперболы отлета, характеристики орбиты подлета, а также параметры гиперболы подлета.

3 ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Расчет массы АМС с использованием результатов баллистического расчета необходимо проводить исходя из характеристик РН и РБ.

Характеристики РН Союз – 2.1б приведены в таблице 3.1, внешний вид представлен на рисунке 3.1.

Таблица 3.1 – Характеристики РН «Союз – 2.1б» [6]

Характеристика	Значение
Стартовая масса, [т]	306 – 313
Количество ступеней	3
Компоненты топлива	Кислород – нафтил
Маршевые двигатели: - первой ступени - второй ступени - третьей ступени	4 x РД-107А РД-108А РД-0124
РБ	«Фрегат – М»
Масса полезного груза, [т]: - на НОО - на ССО - на ГПО	8,7 5 2



Рисунок 3.1 – Внешний вид РН «Союз – 2.1б» [6]

Внешний вид РБ «Фрегат – М» представлен на рисунке 3.2, а характеристики приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Основные характеристики РБ «Фрегат – М» [7]

Характеристика	Величина
Конечная масса, [кг]	1020
Габаритные размеры, [мм]	
высота	1860
диаметр (описанный)	3440
Компоненты топлива	
окислитель	АТ
горючее	НДМГ
Рабочий запас топлива, максимальный, [кг]	5700
Тяга маршевого двигателя, [кгс]	2030
Удельный импульс двигателя, [с]	333,2



Рисунок 3.2 – Внешний вид РБ «Фрегат – М»[7]

3.1 Расчет массы АМС

Рассмотрим переход с околоземной орбиты на гелиоцентрическую траекторию полета к Марсу.

Требуемый импульс скорости (получен с помощью программы SUNPL) составляет 3675 м/с.

Запишем уравнение Циолковского:

$$\Delta V = -I \cdot \ln \mu_k, \quad (3.1)$$

где ΔV – импульс скорости;

I – импульс ДУ (скорость истечения);

μ_k – относительная конечная масса.

Импульс ДУ можно найти, зная удельный импульс:

$$I = I_{y\partial} \cdot g = 333,2 \cdot 9,81 = 3268,69 \text{ м / с}, \quad (3.2)$$

где $I_{y\partial}$ – удельный импульс тяги.

Подставляя полученные значения импульса ДУ и импульса скорости в (3.1) получаем значение относительной конечной массы:

$$\mu_k = 0,324.$$

Относительная конечная масса будет определяться как отношение массы конструкции без топлива, которое нужно потратить для подачи требуемого импульса, к массе конструкции с топливом:

$$\mu_k = \frac{M_0 + m_{PB}^{кон}}{M_0 + m_{PB}^{кон} + m_{PB}^{топл}}, \quad (3.3)$$

где M_0 – масса АМС,

$m_{PB}^{кон}$ – конечная масса разгонного блока,

$m_{PB}^{топл}$ – масса топлива разгонного блока.

Подставляя все полученные значения в (3.3) получим массу АМС:

$$M_0 = 1712 \text{ кг}.$$

Примем:

$$n_0 = 0,3; a_{T.O.} = 0,11; \gamma_{ДУ} = 0,015; \mu_{ПР} = 0,1,$$

где n_0 – начальная тяговооруженность;

$a_{T.O.}$ – относительная масса топливного отсека;

$\gamma_{ДУ}$ – удельная масса двигательной установки;

$\mu_{ПР}$ – относительная масса прочих систем.

Относительная конечная масса полезного груза:

$$\mu_{nz} = \mu_k \cdot (1 + a_{T.O.}) - a_{T.O.} - \mu_{IP} - n_0 \cdot \gamma_{ДУ} = 0,324 \cdot (1 + 0,11) - 0,11 - 0,1 - 0,3 \cdot 0,015 = 0,041. \quad (3.4)$$

Масса полезного груза:

$$m_{nz} = M_0 \cdot \mu_{nz} = 1712 \cdot 0,041 = 70 \text{ кг}. \quad (3.5)$$

3.2 Расчет массы топлива АМС

Масса топлива, необходимая для АМС, складывается из трех составляющих:

$$m_T = m_{ТСК} + m_{ТСОИС} + m_{ТНАДДУВА}, \quad (3.6)$$

где $m_{ТСК}$ – масса топлива для СК;

$m_{ТСОИС}$ – масса топлива для СОИС;

$m_{ТНАДДУВА}$ – масса топлива для наддува.

3.2.1 Расчет массы топлива для СК

Для выхода на орбиту ИСМ требуется скорость равная $\Delta V=2108,94$ м/с. Кроме того, необходимо выделить не менее 100 м/с на коррекцию траектории межпланетного перелета.

Затраты топлива на выполнения маневра торможения, а также выполнение орбитальной коррекции определяется выбором маршевой ДУ КА. Для этого выбрана КТДУ 11Д428АФ-16, характеристики, которой приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Характеристики ДУ 11Д428АФ-16 [12]

Характеристика	Значение
Компоненты топлива	
Окислитель	АТ
Горючее	НДМГ
Соотношение компонентов топлива	1,85
Номинальная тяга, [Н]	124,56
Номинальный удельный импульс тяги в непрерывном режиме, [м/с]	2966,5
Номинальное давление на входе, [МПа]	1,47
Максимальное давление на входе, [МПа]	1,57
Минимальное давление на входе, [МПа]	1,37
Минимальный импульс за включение, [Н · м]	2,45
Время включений, [с]	0,030...2000
Максимальная длина, [мм]	372
Максимальная масса, [кг]	1,9
Максимальный диаметр сопла, [мм]	157,4
Геометрическая степень расширения сопла	157
Нижняя граница вероятности безотказной работы	0,9990
Подача	Вытеснительная
Количество КС	1



Рисунок 3.3 – ДУ 11Д428АФ-16 [12]

Масса КА на орбите Марса вычисляется по формуле (3.7):

$$m_{AMCисм} = M_0 \cdot \left(\exp\left(-\frac{\Delta V}{I}\right) \right), \quad (3.7)$$

где ΔV – импульс скорости на типовом участке.

При выборе в пользу ДУ на основе 11Д428АФ-16, масса КА на орбите Марса составляет:

$$M_{AMCисм} = M_0 \cdot \left(\exp\left(-\frac{\Delta V}{I}\right) \right) = 1712 \cdot \exp\left(-\frac{2208,94}{302,4 \cdot 9,81}\right) = 813 \text{ кг.} \quad (3.8)$$

Следовательно, масса топлива для СК:

$$m_{ТСК} = M_0 - M_{AMCисм} = 1712 - 813 = 899 \text{ кг.} \quad (3.9)$$

Масса окислителя и горючего определяется через соотношение компонентов топлива:

$$m_{AT} = m_{мск} \cdot \frac{k_m}{1 + k_m} = 899 \cdot \frac{1,85}{1 + 1,85} = 584 \text{ кг,} \quad (3.10)$$

$$m_{НДМГ} = m_{мск} \cdot \frac{1}{1 + k_m} = 899 \cdot \frac{1}{1 + 1,85} = 315 \text{ кг,} \quad (3.11)$$

где k_m – массовое соотношение компонентов топлива.

3.2.2 Расчет массы топлива для СОиС

Кроме топлива системы коррекции необходимо учесть топливо, входящее в состав ДУ СОиС.

ДУ СОиС имеет назначение в решение таких задач, как:

– разгрузка управляющих двигателей маховиков и датчиков угловых скоростей;

- проведение орбитальных коррекций на орбите ИСМ;
- изменение элементов орбиты КА в режиме малой тяги.

В качестве двигателя малой тяги выберем газовый ракетный двигатель малой тяги МД08-02, характеристики, которого приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Характеристики МД08-02 [12]

Характеристика	Значение
Рабочее тело	Азот
Номинальная тяга, [Н]	0,819
Номинальный удельный импульс тяги в непрерывном режиме, [м/с]	716,1
Номинальное давление на входе, [МПа]	1,765
Геометрическая степень расширения сопла	64
Нижняя граница вероятности безотказной работы	0,9990



Рисунок 3.4 – Общий вид МД08-02 [12]

Массу топлива на СОиС позволяет определить формула равная отношению суммарного импульса тяги к удельной тяге двигателя:

$$m_{т\ сои\ с} = \frac{I_{сум}}{I_{уд}} = 45 \text{ кг.} \quad (3.12)$$

3.2.3 Расчет массы газа для наддува

Требуемая начальная масса газа для наддува баков находится по формуле:

$$m_{гн} = m_{г0} + m_{гб}, \quad (3.13)$$

где m_{zo} – масса газа, которая осталась в конце полета в шар-баллоне;

$m_{z\bar{b}}$ – масса газа, которая осталась в конце полета в баке.

Массу $m_{z\bar{b}}$ вычислим по формуле:

$$m_{z\bar{b}} = \frac{P_{бака} \cdot V_{бака}}{R \cdot T} = \frac{9,6 \cdot 10^6 \cdot 0,2}{2077,5 \cdot 300} = 3,08 \text{ кг}, \quad (3.14)$$

где T – температура;

$P_{бака}$ – потребное давление в баке;

$V_{бака}$ – объем бака.

Индивидуальную газовую постоянную можно вычислить по формуле:

$$R = \frac{R}{\mu} = \frac{8,31}{0,004} = 2077,5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}, \quad (3.15)$$

где R – газовая постоянная;

μ – молекулярная масса.

Запишем формулу для нахождения m_{zo} :

$$m_{zo} = 0,03 \cdot m_{zn}. \quad (3.16)$$

Подставляя выражение (3.16) в (3.13) получаем:

$$m_{zn} = 0,03 \cdot m_{zn} + m_{z\bar{b}}. \quad (3.17)$$

Получаем искомое значение массы газа:

$$m_{zn} = m_{\text{наддув}} = 3,2 \text{ кг}.$$

3.3 Расчет объемно-геометрических параметров

3.3.1 Расчет объемно-геометрических параметров баков окислителя и горючего

Объемы топливных баков окислителя и горючего определяются по формуле:

$$V_{\delta[o,\varepsilon]} = V_{\delta.з[o,\varepsilon]} + V_{г.п[o,\varepsilon]} + V_{арм[o,\varepsilon]}, \quad (3.18)$$

где $V_{\delta.з[o,\varepsilon]}$ – объем дозы заправки;

$V_{г.п[o,\varepsilon]}$ – объем газовой подушки;

$V_{арм[o,\varepsilon]}$ – объем, который занимает внутрибаковая арматура и магистрали.

Объемы дозы заправки окислителя и горючего определяются как:

$$V_{\delta.з\ o} = \frac{m_{AT}}{\rho_{AT}} = \frac{580}{1440} = 0,4 \text{ м}^3, \quad (3.19)$$

$$V_{\delta.з\ \varepsilon} = \frac{m_{НДМГ}}{\rho_{НДМГ}} = \frac{315}{790} = 0,4 \text{ м}^3, \quad (3.20)$$

где ρ_{AT} , $\rho_{НДМГ}$ – плотность АТ и НДМГ соответственно.

Объем газовой подушки определяют как долю от объема дозы заправки:

$$V_{г.п\ o} = 0,05 \cdot V_{\delta.з\ o} = 0,05 \cdot 0,4 = 0,02 \text{ м}^3, \quad (3.21)$$

$$V_{г.п\ \varepsilon} = 0,05 \cdot V_{\delta.з\ \varepsilon} = 0,05 \cdot 0,4 = 0,02 \text{ м}^3. \quad (3.22)$$

Объем, который занимает внутрибаковая арматура и магистрали:

$$V_{арм. о} = 0,0055 \cdot V_{д.з о} = 0,0055 \cdot 0,4 = 0,002 \text{ м}^3, \quad (3.23)$$

$$V_{арм. з} = 0,0055 \cdot V_{д.з з} = 0,0055 \cdot 0,4 = 0,002 \text{ м}^3. \quad (3.24)$$

Таким образом, подставляя все полученные значения в выражение (3.18) получаем искомые объемы баков окислителя и горючего:

$$V_{б о} = V_{д.з о} + V_{з.п о} + V_{арм. о} = 0,4 + 0,02 + 0,002 = 0,422 \text{ м}^3, \quad (3.25)$$

$$V_{б з} = V_{д.з з} + V_{з.п з} + V_{арм. з} = 0,4 + 0,02 + 0,002 = 0,422 \text{ м}^3. \quad (3.26)$$

Зная объемы окислителя и горючего, можем вычислить массу топливного отсека:

$$m_{ТО} = a_{ТО} \cdot (V_{(б о)} + V_{(б з)}) \cdot 10^3 = 0,11 \cdot (0,422 + 0,422) \cdot 10^3 = 92,84 \text{ кг}. \quad (3.27)$$

Окислитель и горючее будут храниться в четырех сферических баках. Для расчета потребного радиуса сфер воспользуемся формулой:

$$R = \sqrt[3]{\frac{V \cdot 3}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{0,422 \cdot 3}{4 \cdot \pi}} = 1,172 \text{ м}. \quad (3.28)$$

3.3.2 Расчет объемно-геометрических параметров баллонов с газом наддува

Объем баллона с гелием найдем по формуле:

$$V_{бака с газом} = \frac{m_{газ нач} \cdot R \cdot T}{P_{нач}} = \frac{3,2 \cdot 2077,5 \cdot 300}{50 \cdot 10^5} = 0,398 \text{ м}^3. \quad (3.29)$$

В качестве баллонов будем использовать сферы, поэтому радиус сферы с гелием:

$$R = \sqrt[3]{\frac{V_{\text{бака с газом}} \cdot 3}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{0,398 \cdot 3}{4 \cdot \pi}} = 0,456 \text{ м.} \quad (3.30)$$

3.3.3 Расчет объемно-геометрических параметров приборного отсека

Объем приборного отсека можно определить по следующей формуле:

$$V_{no} = \frac{m_{cy}}{\rho_{cy}}. \quad (3.31)$$

где m_{cy} – масса системы управления;

ρ_{cy} – средняя массовая плотность ПО, $\rho_{cy} \approx 250 - 350 \text{ кг / м}^3$.

Масса систему управления определяется по формуле:

$$m_{cy} = 240 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot m_0 \cdot d = 240 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 1712 \cdot 6 = 259,1 \text{ кг.} \quad (3.32)$$

Подставляя, полученное значение массы СУ в формулу для объема приборного отсека, получаем:

$$V_{no} = \frac{m_{cy}}{\rho_{cy}} = \frac{259,1}{350} = 0,74 \text{ м}^3. \quad (3.33)$$

Приборный отсек имеет форму восьмиугольной призмы с размерами стороны 0,45, высоты 1,2 м и шириной 0,15 см.

Вывод: расчет проектных параметров АМС проводился исходя из характеристик РН и РБ. Поэтому, в данном разделе были изучены характеристики РН «Союз – 2.1б» и РБ «Фрегат – М». Один из главных определенных параметров

– это масса АМС, ее значение составляет 1712 кг. Помимо этого были рассчитаны массы топлива, требующиеся для СК, СОиС, наддува, а также были рассчитаны объемно-геометрические параметры для основных элементов АМС.

4 СОСТАВ АМС

В состав КА входит целевая (научная) аппаратура и бортовые (служебные) системы.

Целевая аппаратура имеет назначение в выполнении стоящей перед КА задачи. Назначение бортовых систем заключается в обеспечении функционирования КА с момента отделения РН до завершения программы полета. Часто служебные системы называют платформой аппарата.

4.1 Целевая аппаратура КА

КА не имеет назначение в проведение принципиально новых научных исследований, прежде всего он служит для демонстрации.

АЦС (ACS – Atmospheric Chemistry Suite) – это комплекс приборов по изучению атмосферной химии. В комплекс приборов входят три спектрометра и блок электроники. АЦС проводит наблюдение за Марсом в трех режимах: солнечное затмение (все приборы), дневные (ТИРВИМ и НИР) и ночные надирные (ТИРВИМ). По характеру спектров можно судить о том, какие вещества находятся в атмосфере, их концентрации и распределении по высотам [14].

- АЦС-ТИРВИМ. Это фурье-спектрометр имеет свое назначение в мониторинге профилей температуры, исследование аэрозолей, а также малых составляющих атмосферы [14].



Рисунок 4.1 – Спектрометр ТИРВИМ [14]

- АЦС-НИР. Эшелле-спектрометр ближнего инфракрасного диапазона выполняет задачи: мониторинга и измерения вертикальных профилей угарного газа и водяного пара, исследования дневного свечения молекулярного кислорода, поиск ночных свечений [14].



Рисунок 4.2 – Спектрометр НИР [14]

- АЦС-МИР. Эшелле-спектрометр среднего инфракрасного диапазона, предназначен для измерения метана, отношения дейтерия к водороду, поиск малых составляющих атмосферы, а также исследования аэрозолей [14].



Рисунок 4.3 – Спектрометр МИР [14]

- АЦС-БЭ. Блок электроники выполняет задачи связи с КА и сбора научных данных.

Таблица 4.1 – Характеристики АЦС [14]

Характеристика	Значение
Масса, [кг]	33,3
Потребление, [Вт]	50
Спектральный диапазон, [мкм]	0,7-17
Объём телеметрии, [Гбит в день]	1,6



Рисунок 4.4 – Общий вид АЦС [14]

ФРЕНД (FREND – Fine Resolution Epithermal Neutron Detector) – нейтронный прибор, включающий коллиматором и модули дозиметровой регистрации. Данный прибор способствует получать измерения распространения воды под поверхностью Марса с разрешением около 40 км, за счет того что измерения проводятся с узким полем зрения (примерно 10°). Это в 10 раз превосходит разрешение карты распространности воды, построенной на основе данных прибора ХЕНД (аппарат Марс Одиссей).

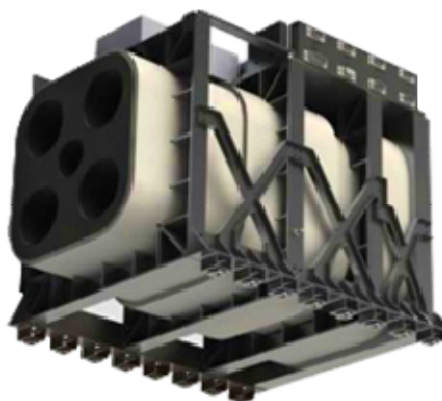


Рисунок 4.5 – Общий вид ФРЕНД

Таблица 4.2 – Характеристики ФРЕНД

Характеристика	Значение
Масса, [кг]	36
Потребление, [Вт]	14
Разрешение на времени, [с]	1
Разрешение на поверхности, [км]	60-200
Разрешение на глубине, [м]	1
Объём телеметрии, [Мбит в день]	50

Таким образом, целевая аппаратура аппарата состоит из двух научных приборов. Общая масса этого оборудования – 69,3 кг.

4.2 Бортовые системы КА

4.2.1 Комплексная двигательная установка

Основное предназначение КДУ – коррекция параметров орбиты и обеспечение движения относительно центра масс. Схема КДУ представлена на рисунке 4.6.

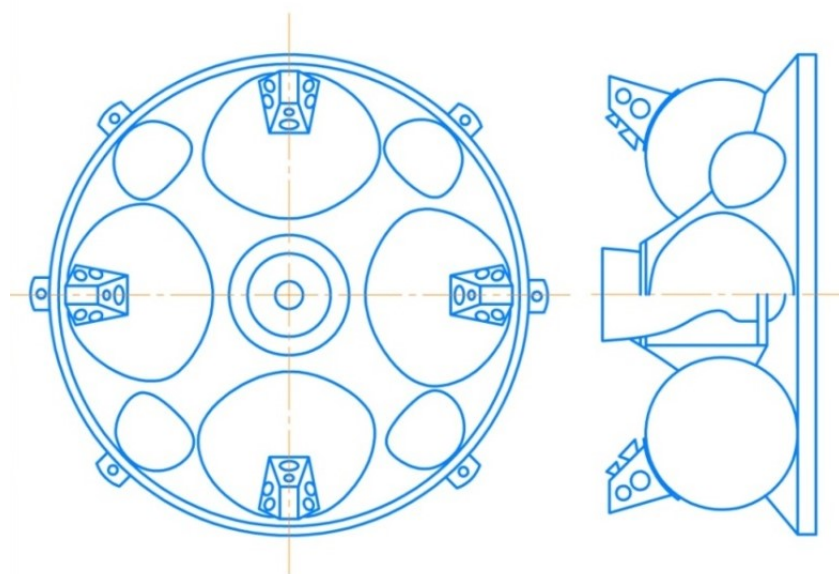


Рисунок 4.6 – Компоновочная схема КДУ

Двигательная установка АМС состоит из двух систем – КТДУ и СОиС, которые взаимосвязаны между собой. КТДУ включает в себя один маршевый двигатель 11Д428АФ-16, а СОиС состоит из четырех ДМТ МД08-02.

КДУ также включает в себя: 4 топливных бака (2 с окислителем, 2 с горючим), 4 шар-баллона с гелием для вытеснения компонентов из топливных баков, а также элементы контроля, управления и пневмогидравлики.

Основной силовой элемент КДУ – тонкостенная оболочка конической формы с вырезами для установки топливных баков и шар-баллонов.

Определим массу КДУ:

$$m_{\text{КДУ}} = n \cdot m_{\text{КТДУ}} + n \cdot m_{\text{ДМТ}} + m_{\text{рам}} + m_{\text{пр.ду}}, \quad (4.1)$$

где n – число двигателей;

$m_{\text{КТДУ}}$ – масса одной КТДУ;

$m_{\text{ДМТ}}$ – масса одного ДМТ;

$m_{\text{рам}}$ – масса рамы КДУ;

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

Для оценки массовых составляющих при проектировании КА широко применяются относительные массовые показатели [2]:

$$m_i = \mu_i \cdot M_0, \quad (4.2)$$

где m_i , μ_i – масса и относительная масса соответственно прибора, агрегата, системы и отсека КА.

Значения относительных массовых показателей определяется на основе обработки статистических материалов по реальным конструкция, приборам и агрегатом КА [3].

Подставляя значения, найдем массу КДУ:

$$m_{\text{КДУ}} = 1 \cdot 1,9 + 4 \cdot 0,105 + 9,9 + 48,3 = 60,52 \text{ кг.}$$

4.2.2 Система электропитания

Задачей системы электропитания является выдача для потребителей электрической энергии необходимое напряжение. Эта система – одна из важных систем и выход ее из строя приводит к отказу всего аппарата.

СЭП включает в себя: СБ, АБ и БАКУ.

При расчете параметров СБ важно определить площадь и массу.

Мощность СБ рассчитывается по следующей формуле:

$$P_{CB} = \left(\frac{P_H}{\eta_{р\text{им}}} t_{oc} + \frac{P_H}{\eta_{pp} \eta_{pz} \eta_{BH}} t_m \right) / t_{oc}. \quad (4.3)$$

где P_H – среднесуточная мощность нагрузки (без учета собственных нужд СЭП);

T – период обращения КА вокруг Марса;

t_{OCB} – время ориентации СБ на Солнце за виток;

t_T – время, в течение которого СБ не освещена;

$\eta_{р\text{им}}$ – КПД регулятора избытка мощности СБ, равный 0,85;

η_{pp} – КПД регулятора разряда БН, равный 0,85;

η_{pz} – КПД регулятора заряда БН, равный 0,9;

η_{BH} – КПД аккумуляторных батарей БН, равный 0,8.

На КА предполагается работа в двух режимах: $I_{CB} = \max$ – ориентация СБ на Солнце и $I_{CB} = 0$ – режимы спецаппаратуры КА.

Наибольшее распространение в космической отрасли получили ФЭП из кремния и арсенида галлия. Сравнивая два материала, можно сказать, что ФЭП на основе арсенида галлия более соответствуют требованиям СЭП, чем ФЭП на основе кремния, с точки зрения энергетических, массовых и эксплуатационных характеристик. СБ из арсенида галлия по массогабаритным показателям и КПД опережают СБ из кремния.

Площадь СБ определяется по формуле:

$$S_{CB} = \frac{P_{CB} \cdot k_3 \cdot k_n}{P_{y\delta} \cdot \eta_{CB}}, \quad (4.4)$$

где $P_{y\delta}$ – удельная мощность СБ, принимаемая: 140 Вт/м² при $t_{раб} = 60^\circ\text{C}$ и 100 Вт/м² при $t_{раб} = 110^\circ\text{C}$ для материала ФЭП из кремния; 170 Вт/м² при $t_{раб} = 60^\circ\text{C}$ и 160 Вт/м² при $t_{раб} = 110^\circ\text{C}$ для материала ФЭП из арсенид-галлия;

k_3 – коэффициент запаса, учитывающий деградацию ФЭП из-за радиации, равный 1,2 для времени работы два-три года и 1,4 для времени работы пять лет;

k_n – коэффициент заполнения, вычисляемый по формуле $S_{CB} / S_{ФЭП} = 1,12$;

$\eta_{CB} = 0,97$ – КПД СБ.

Масса СБ определяется как:

$$m_{CB} = S_{CB} \cdot m_{y\delta}. \quad (4.5)$$

Чтобы начать расчет СЭП, нужно выбрать СБ. Рассматривая различные предлагаемые СБ, лучшим вариантом оказались СБ организации ПАО «Са-турн» на основе GaAs ФЭП. Параметры данных СБ приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Основные параметры СБ [11]

Параметр СБ	СБ на основе GaAs ФП	Единицы измерения
Срок активного существования	15	лет
КПД при температуре 28°C	28	%
Удельная мощность	170	Вт/м ²
Максимальная мощность	381	Вт/м ²
Удельная масса	1,6	кг/м ²
Толщина ФЭП	150 ± 20	мкм

Кроме того, для расчета необходимо знать период обращения искусственного спутника Марса вокруг Марса. Марс-3 планировалось вывести на орбиту с периодом обращения 25 часов, это соответствует орбите радиусом 20392 км.

Теневые участки от небесного тела образуют коническую поверхность, определяющую зону полной тени: сходящийся конус с угловыми размерами a_T и зону полутени: сходящийся конус с угловыми размерами $a_{ПТ}$:

$$\sin a_T = \frac{R_s - R_{nm}}{r_{nm}}, \quad (4.6)$$

$$\sin a_{ПТ} = \frac{R_s - R_{nm}}{r_{nm}}, \quad (4.7)$$

где R_s – радиус Солнца;

R_{nm} – радиус небесного тела (для Марса $R_{nm} = R_M$);

r_{nm} – расстояние от небесного тела до Солнца;

$r_{nm} = r_M$ – радиус орбиты Марса.

Угловые размеры зоны тени и полутени из центра небесного тела задаются углами η_T и $\eta_{ПТ}$, которые зависят от удаления от центра небесного тела r_H :

$$\eta_{ПТ} = \arcsin\left(\frac{R_{nm}}{r_H}\right) + a_{ПТ}, \quad (4.8)$$

$$\eta_T = \arcsin\left(\frac{R_{nm}}{r_H}\right) + a_T. \quad (4.9)$$

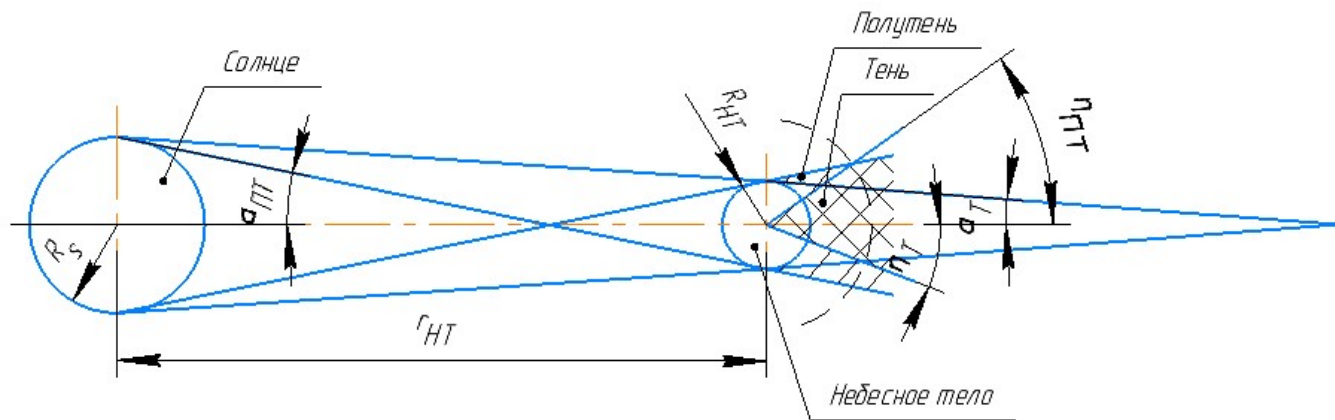


Рисунок 4.7 – Образование теневых зон

Таблица 4.4 – Таблица исходных данных для расчета параметров СБ

Параметры	Значения	Единицы измерения
Радиус Марса	3389,5	км
Радиус Солнца	696340	км
Расстояние от Марса до Солнца	$228 \cdot 10^6$	км
Радиус орбиты	20392	км

Получаем:

$$\alpha_T = \arcsin\left(\frac{696340 - 3389,5}{228 \cdot 10^6}\right) = 0,174^\circ,$$

$$\eta_T = \arcsin\left(\frac{3389,5}{20392}\right) + 0,174^\circ = 9,742^\circ.$$

Воспользуемся пропорцией:

$$\frac{\eta_T}{360} = \frac{t_m}{25}. \quad (4.10)$$

Получаем:

$$t_m = \frac{25 \cdot 9,742^\circ}{360} = 0,677 \text{ ч.}$$

Подставляя все известные значения в формулу (4.3) получаем:

$$P_{CB} = \frac{\left(\frac{800}{0,85} \cdot 23,323 + \frac{800}{0,85 \cdot 0,95 \cdot 0,8} \cdot 0,677 \right)}{23,323} = 977,123 \text{ Вт.}$$

Определим площадь панели СБ и воспользуемся формулой (4.4):

$$S_{CB} = \frac{977,123 \cdot 1,4 \cdot 1,12}{170 \cdot 0,97} = 11,6 \text{ м}^2.$$

Площадь округляем до 12 м².

Определим массу СБ применяя формулу (4.5):

$$m_{CB} = 12 \cdot 1,6 = 19,2 \text{ кг.}$$

Рассчитаем объем, занимаемый СБ:

$$V_{\Sigma CB} = \frac{m_{CB}}{\rho_{CB}}, \tag{4.11}$$

где ρ_{CB} – плотность размещения СБ, примем равной 300 кг/м³.

Получаем значение объема СБ:

$$V_{\Sigma CB} = \frac{19,2}{300} = 0,064 \text{ м}^3.$$

СБ состоит из трех панелей одинакового объема:

$$V_{CB} = \frac{V_{\Sigma CB}}{3} = \frac{0,064}{3} = 0,021 \text{ м.} \tag{4.12}$$

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

$$a_{CB} = 0,5 \text{ м,}$$

$$b_{CB} = 0,8 \text{ м.}$$

Тогда высота СБ:

$$h_{CB} = \frac{V_{CB}}{a_{CB} \cdot b_{CB}} = \frac{0,021}{0,5 \cdot 0,8} = 0,05 \text{ м.} \quad (4.13)$$

Тип проектируемых СБ – раскладывающиеся. Для их изготовления используются отдельные створки прямоугольной формы. Створки имеют вид прямоугольной рамы, сваренной из профиля и покрытой стекловолоконной сеткой из стеклопластика. Генератор напряжения из ФЭП крепится к стекловолокну. Крепления происходят путем сгибания проволочного крючка. Крепление створок между собой осуществляется при использовании двух шарниров типа "ухо-вилка". Конструкция данных шарниров включает в себя пружинную защелку, которая зацепляется со штифтом при раскрытии створок, обеспечивая тем самым их жесткое соединение между собой в развернутом состоянии. Раскрытие створок производится с помощью торсионного механизма. Торсион размещается в трубе с направляющими втулками. Заданное положение СБ относительно КА обеспечивается пружинным механизмом раскрытия и отвода батареи. Крепления СБ к корпусу КА осуществляется с помощью кронштейна.

Конструкция шарнирного соединения с защелкой и креплением торсиона показана на рисунке 4.8 (узел А). Механизм взведения торсиона показан на том же рисунке (узел Б).

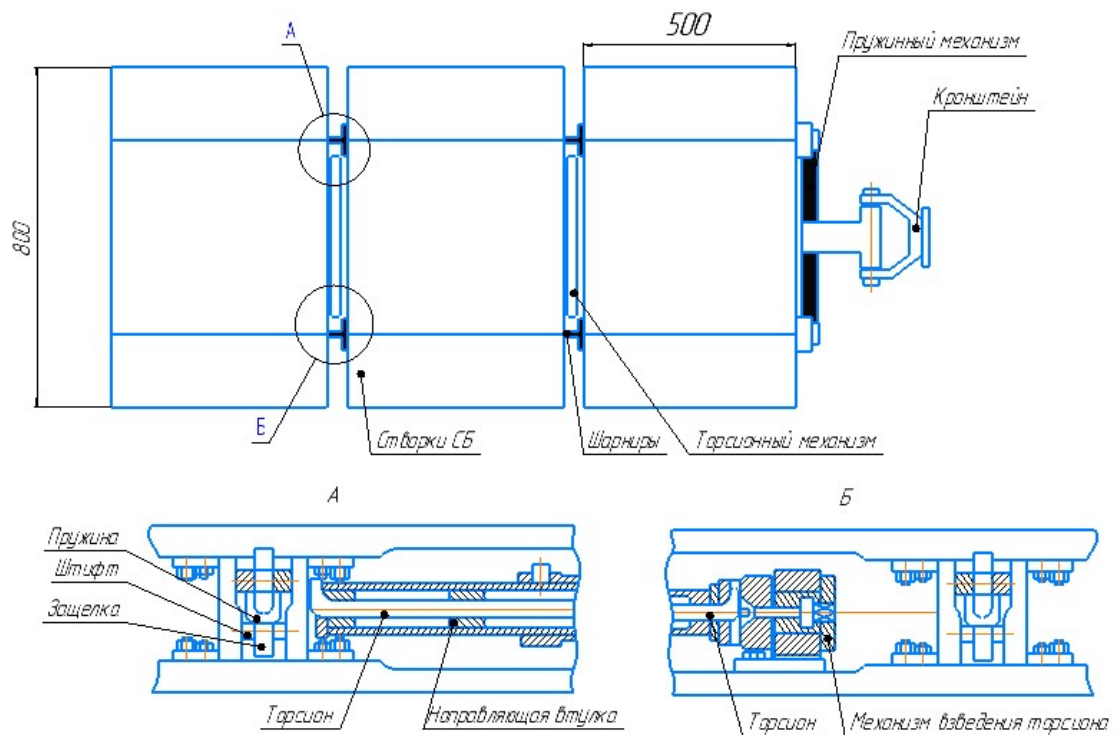


Рисунок 4.8 – Конструкция СБ: узел А – шарнирного соединения с защелкой и креплением торсиона; узел Б – механизм взведения торсиона

Схема укладки СБ на КА и схема их зачековки в стартовом положении выполнена по схеме "гармошка" и приведена на рисунке 4.9. Для укладки панелей используются стяжные ленты, перерезающиеся пирорезками. В этой схеме раскрытие СБ происходит с помощью торсионного механизма [2].

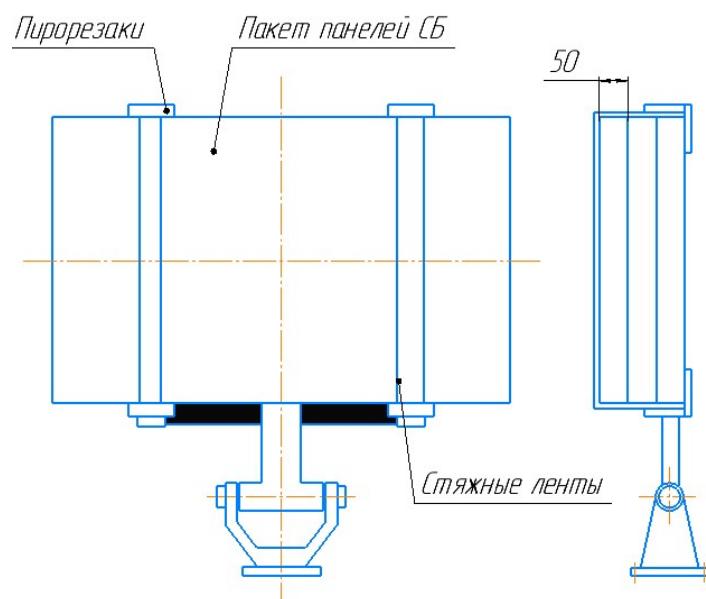


Рисунок 4.9 – Схема укладки солнечной батареи

Вторичным источником энергии в СЭП КА являются АБ. АБ служат для хранения электрической энергии, которая может быть использована для питания различных систем и приборов на борту КА. В качестве АБ выбраны две литий-ионные аккумуляторные батареи 6ЛИ-25, разработанные ПАО «Сатурн» (г. Краснодар). Характеристики данной АБ приведены в таблице 4.5, внешний вид – на рисунке 4.10.

Таблица 4.5 – Характеристики АБ 6ЛИ-25

Характеристика	Значение	Единицы измерения
Диапазон рабочего напряжения	16,2...24,6	В
Суммарная номинальная разрядная емкость	50	А · ч
Энергоемкость	734	Вт · ч
Масса	9	кг



Рисунок 4.10 – Внешний вид АБ 6ЛИ-25

Тогда масса СЭП составляет:

$$m_{СЭП} = m_{СБ} + m_{АБ} + m_{БАКУ}. \quad (4.14)$$

Массу БАКУ можно вычислить через относительную массу:

$$m_{БАКУ} = \mu_{БАКУ} \cdot M_0 = 0,03 \cdot 1712 = 51,36 \text{ кг}. \quad (4.15)$$

Тогда масса СЭП составляет:

$$m_{\text{СЭП}} = 38,4 + 18 + 51,36 = 107,76 \text{ кг.}$$

4.2.3 Система обеспечения теплового режима

СОТР на КА предназначена для поддержания оптимальной температуры различных систем и компонентов в условиях космического пространства.

Масса СОТР составляет:

$$m_{\text{СОТР}} = \mu_{\text{СОТР}} \cdot M_0 = 0,025 \cdot 1712 = 42,8 \text{ кг.} \quad (4.16)$$

4.2.4 Система ориентации и стабилизации

СОиС обеспечивает управление движением КА вокруг центра масс.

Датчик звездной ориентации является обязательной частью СОиС всех КА. В качестве прибора звездной ориентации выбран БОКЗ-М60/1000 производства ИКИ РАН (2013 г.). БОКЗ-М60/1000 представлен на рисунке 4.11, характеристики в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Характеристики БОКЗ-М60/1000 [15]

Характеристики	Значения	Единицы измерения
Матрица	1024x1024	
Размер пикселя	16	мкм
Поле зрения	15,5x15,5	град
Угловая разрешающая способность	55	угл.с/пикс
Время начального определения информации	8	с
Напряжение питания	27 ± 5	В
Мощность	10	Вт
Масса	4,4	кг



Рисунок 4.11 – Внешний вид БОКЗ-М60/1000 [15]

Еще одним важным прибором СОиС является солнечный датчик. В качестве солнечного датчика выбран ОСД-М производства ИКИ РАН. Датчик позволяет определить направляющие косинуса орта Солнца в приборной СК, которая связана с посадочным местом прибора в угле поля зрения $120^\circ \times 60^\circ$ [16]. Внешний вид солнечного датчика представлен на рисунке 4.12, характеристики – в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Характеристики ОСД-М [16]

Характеристики	Значения	Единицы измерения
Размер пикселя	14	мкм
Поле зрения	120x60	град
Напряжение питания	27 ± 5	В
Энергопотребление	2,5	Вт
Масса	0,65	кг



Рисунок 4.12 – Внешний вид ОСД-М [16]

Также в СОиС входят: датчик Марса, датчик угловых скоростей, управляющие двигатели маховики, система управления движением и навигацией (входит в БВК).

Таким образом, масса СОиС составляет:

$$m_{\text{СОиС}} = \mu_{\text{СОиС}} \cdot M_0 = 0,038 \cdot 1712 = 64,98 \text{ кг.} \quad (4.17)$$

4.2.5 Бортовой радиокомплекс

БРК КА предназначен:

- для приема командно-программной информации от наземной станции, декодирования, дешифрации, передачи принятой информации в БКУ и СЭП.
- для передачи научной и телеметрической информации на наземные станции;
- для приема цифровой телеметрической и научной информации от КТС, образование информационного потока, образование кадров передачи и передача на наземные станции.

Масса БРК составляет:

$$m_{БРК} = \mu_{БРК} \cdot M_0 = 0,03 \cdot 1712 = 51,36 \text{ кг.} \quad (4.18)$$

4.2.6 Командно-телеметрическая система

Телеметрия является одним из важнейших видов обеспечения работоспособности КА. Она позволяет производить удаленную диагностику бортовых систем во время штатной эксплуатации, а также анализ работоспособности и пригодности аппарата во время летных наземных испытаний.

Масса КТС составляет:

$$m_{КТС} = \mu_{КТС} \cdot M_0 = 0,005 \cdot 1712 = 8,56 \text{ кг.} \quad (4.19)$$

4.2.7 Бортовой вычислительный комплекс

БВК КА – это совокупность вычислительных устройств и программного обеспечения, которые управляют и контролируют работу космического аппарата во время его миссии. Основные функции БВК включают выполнение системных и научных вычислений, управление полетом, навигацию и ориентацию, обработку и хранение данных, связь с землей, а также обеспечение безопасности и надежности работы космического аппарата.

Масса БВК составляет:

$$m_{БВК} = \mu_{БВК} \cdot M_0 = 0,03 \cdot 1712 = 51,36 \text{ кг.} \quad (4.20)$$

4.3 Массовая сводка АМС

Определим массу неучтенных конструкций и механизмов:

$$m_{np} = \mu_{np} \cdot M_0 = 0,18 \cdot 1712 = 308,16 \text{ кг.} \quad (4.21)$$

На основе вычислений и статистических данных можно составить массовую сводку КА.

Таблица 4.8 – Массовая сводка АМС

Состав системы	Количество, шт	Суммарная масса, кг
ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА		
1. Научное оборудование		69,3
ACS	1	33,3
FREND	1	36
СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ		
1. Комплексная двигательная установка		60,52
Топливные баки с горючим и окислителем	4	
Маршевый двигатель 11Д428АФ-16	1	
ДМТ МД08-02	4	
Шар-баллоны для наддува топливных баков	4	
Элементы контроля, управления, гидравлики		
2. Система обеспечения теплового режима		42,8
Экранно-вакуумная теплоизоляция		
Температурные датчики		
Контурные тепловые трубы		
Радиаторы		
Нагреватели		
3. Система электропитания		107,76
Солнечные батареи	2	38,4
Аккумуляторные батареи 6ЛИ-25	2	18
Блок автоматики, контроля и управления		51,36
4. КТС		8,56
БА КИС: – устройство цифровой обработки сигналов; – усилители мощности.		

СТИ: – блок управления телеметрией; – устройство приема ТМИ; – устройство взаимодействия с БА КИС; – запоминающее устройство.		
Элементы фидерного тракта КТС		
5. БРК		51,36
АФС ВРЛ: – параболическая остронаправленная антенна X- диапазона; – элементы фидерного тракта.	1	
АФС КИС: – малонаправленные антенны X-диапазона; – элементы фидерного тракта.	2	
Усилители X диапазона	2	
Приемопередающие устройства: – ППУ КИС; – ППУ ВРЛ.	2	
6. Система ориентации и стабилизации		64,98
Звездный датчик БОКЗ-М60/1000	2	
Солнечный датчик ОСД-М	2	
Датчик Марса	1	
Датчик угловых скоростей	4	
Управляющие двигатели-маховики	4	
Система управления движением и навигацией (входит в БВК)		
7. Бортовой вычислительный комплекс		51,36
Бортовая вычислительная система	1	
Аппаратура регулирования и контроля	1	
Блок управления нагревателями	1	
Блок управления движением и навигацией	1	
Система управления питанием	1	
Блок коммутации систем КА	1	
Модуль опроса телеметрических датчиков	1	
8. Конструкция и механизмы		308,16
Сотопанели		
Рама крепления		
Штанги и система раскрытия солнечной батареи		
Конический отсек крепления ДУ		
Ферма крепления полезной нагрузки		
Элементы крепления		

9. Топливо	947,2
Топливо СК	899
Топливо СОиС	45
Топливо для наддува	3,2
Всего	1712

4.4 Конструкция АМС

КА имеет компактную компоновку. Конструктивно аппарат состоит из двигательного отсека, объединяющего в себе КТДУ и ДМТ, и приборного отсека восьмиугольной формы.

Основным силовым элементом двигательного отсека является тонкостенная оболочка конической формы. В этой оболочке выполнены 8 вырезов: 4 для установки и крепления топливных баков, 4 для – шар-баллонов. Баки закреплены на поверхности этой оболочки в специальных вырезах со шпангоутами. Маршевый двигатель 11Д428АФ-16 крепится к коническому отсеку по продольной оси КА и предназначена для коррекции траектории перелёта к Марсу и выхода на заданную орбиту ИСМ. Нагрузка от работающего двигателя передается через эту цилиндрическую оболочку на коническую оболочку и далее, через шпангоут, на корпус КА. Цилиндрическая оболочка, кроме того, играет роль теплового экрана, предохраняя баки с топливом от перегрева. Топливо размещается в четырех сферических баках (в двух баках АТ и в двух баках – НДМГ). Четыре бака выбраны потому, что в этом случае можно обеспечить более плотную компоновку по сравнению с двумя баками. Кроме того, такая схема более надежна по критерию разгерметизации бака или при отказах элементов автоматики. Наддув баков СК производится посредством баков высокого давления, содержащих гелий в сжатой форме. Запасы газа наддува располагаются в шар-баллонах высокого давления, которые также закреплены на конической оболочке. Четыре управляющих двигателя МД08-02 установлены на баках и закрыты корпусами. Двигатели ориентации ориентированы таким образом, чтобы обеспечить их работу по углам тангажа, крена и рыскания, исключив по-

падание горячей струи газов двигателей на элементы комплексной двигательной установки и другие элементы космического аппарата.

Внутри восьмиугольного приборного отсека располагается оборудование систем АМС, нагреватели, датчики, четыре управляющих двигателя маховика массами по 10 кг каждый, четыре датчика угловых скоростей, две аккумуляторные батареи, осуществляется также крепление полезной нагрузки в виде двух приборов для изучения Марса: АЦС и ФРЕНД.

Бортовое запоминающее устройство, обеспечивающее хранение научной информации в перерывах между сеансами связи и имеет ёмкость 160 Гбит.

На внешней поверхности приборного отсека расположен привод солнечной батареи, обеспечивающую суммарную мощность на орбите ИСМ до 800 Вт, радиатор системы обеспечения теплового режима, антенны БРК, датчики СОиС, обеспечивающие работу в нескольких режимах ориентации:

- режим ориентации на Солнце – для обеспечения питания солнечной батареи, посредством наведения её на Солнце с помощью поворотного устройства;

- режим ориентации на звёзды – внесение коррекции в бортовую инерциальную систему координат, посредством измерений звёзд от звёздного датчика;

- режим ориентации на Марс – обеспечение режима высокоточного зондирования Марсианской поверхности.

Общий состав датчиков СОС:

- два звездных датчика, направленных вдоль оси ОХ аппарата;

- два солнечных датчика, на корпусе солнечной батареи.

- датчик Марса – на внешней части ПО.

При помощи управляющих двигателей-маховиков возможна реализация высокоточной инерциальной системы ориентации и стабилизации.

Поворотный привод остронаправленной антенны размещён на выносной ферме КА. Остронаправленная параболическая антенна X диапазона имеет диаметр 1,5 метра и предназначена для осуществления высокоскоростной передачи данных со скоростью до 6 Мбит/с. На приборном отсеке установлена па-

параболическая антенна. Она предназначена как для выполнения радиолокационного картографирования, так и для получения радиосигналов с Земли и передачу данных на Землю. Работает в X – и S – диапазонах. X – диапазон – 20 Вт, скорость передачи информации на Землю – 268,6 кбит/с, принимает – 31,25 кбит/с. Для S-диапазона, соответственно, 5 Вт, 115 кбит/с, 62,5 кбит/с.

Малонаправленные антенны X диапазона разнесены по разные стороны КА и предназначены для приёма командной информации (100 – 1000 бит/с) и передачи телеметрической информации (1 – 32 Кбит/с). Обе антенны предназначены для получения сигналов, когда остронаправленная параболическая антенна не может быть направлена на Землю.

Все внешние поверхности, за исключением излучательных поверхностей и осей оптических приборов покрыты матами ЭВТИ.

Общий вид АМС представлен на рисунке 4.13.

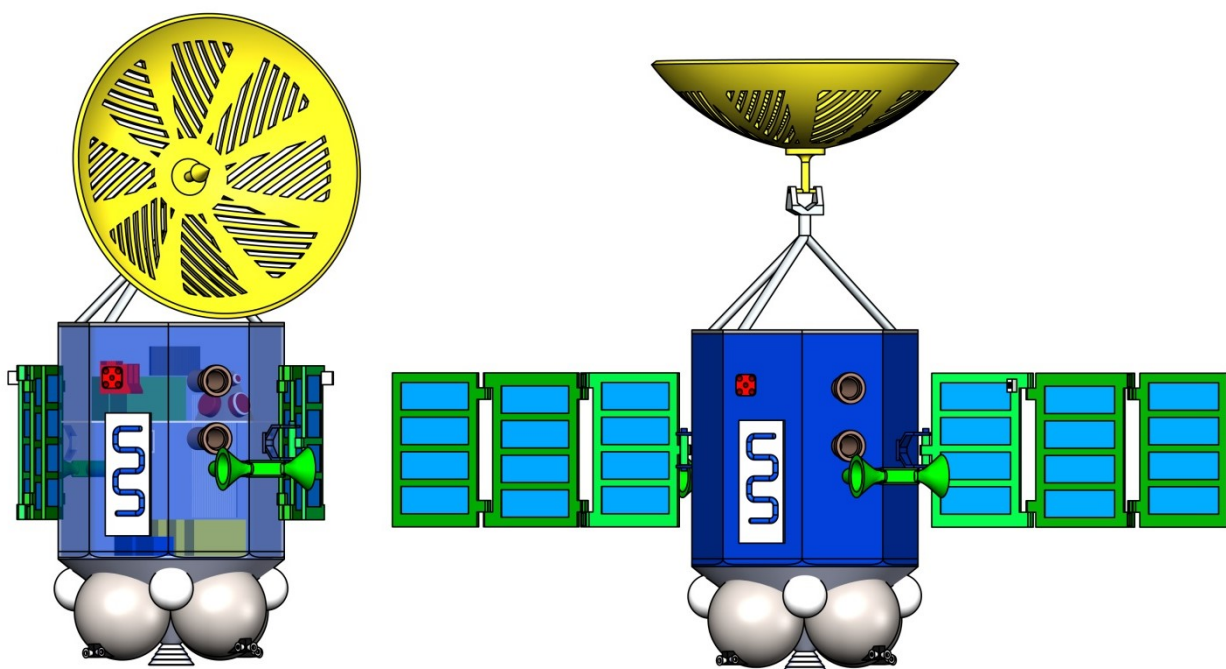


Рисунок 4.13 – Общий вид АМС в сложенном и раскрытом состоянии

Общий вид КА, размещенного под головным обтекателем 81КС РН Союз – 2.1б с РБ Фрегат – М, приведен на рисунке 4.14.



Рисунок 4.14 – Общий вид КГЧ

Ввиду малых габаритов спроектированной АМС, в качестве одного из решений можно предложить размещение транспортно-пусковых контейнеров для спутников формата CubeSat 12U и тем самым попутной полезной нагрузкой запустить спутники. На рисунке 4.15 эскизно обозначено крепление массива из транспортно-пусковых контейнеров для спутников. Данный массив по возможности может быть многоэтажным.



Рисунок 4.15 – Крепление транспортно-пусковых контейнеров для спутников формата CubeSat 12U

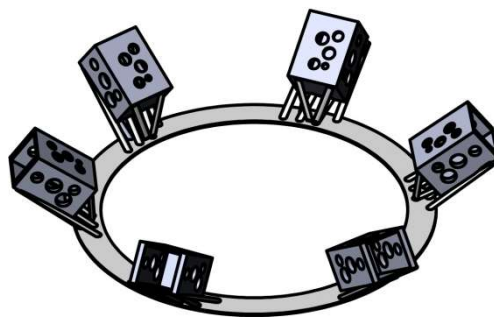


Рисунок 4.16 – Массив транспортно-пусковых контейнеров для спутников формата CubeSat 12U

Схема технологического членения представлена на рисунке 4.17.

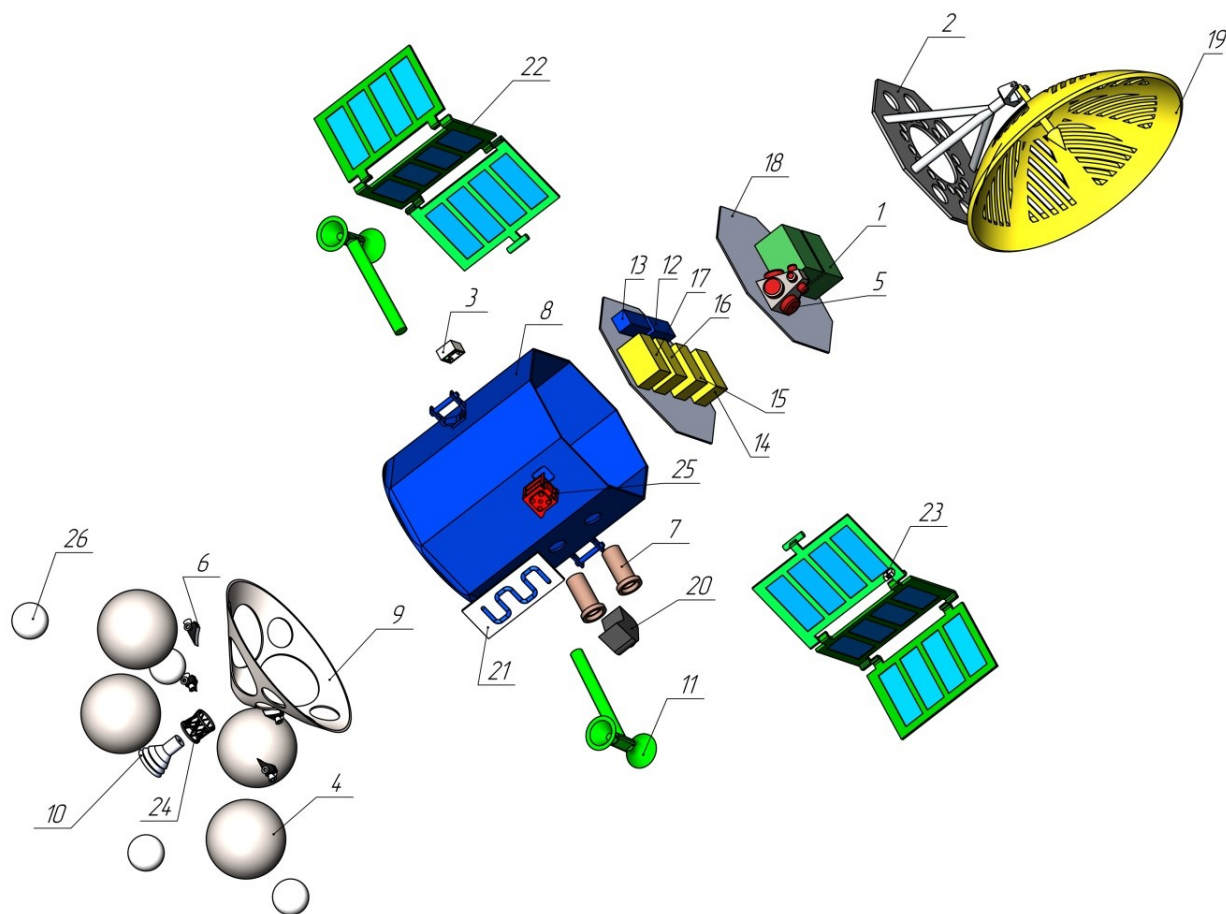


Рисунок 4.17 – Схема технологического членения: 1 – аккумуляторная батарея 6ЛИ-25; 2 – антенная платформа; 3 – АЦС; 4 – бак с КРТ; 5 – гироскопический блок; 6 – ДМТ МД08-02; 7 – звездный датчик БОКЗ-М60/1000; 8 – корпус; 9 – конический двигательный отсек; 10 – КТДУ 11Д428АФ-16; 11 – малонаправленная антенна; 12 – модуль АРК; 13 – модуль БВК; 14 – модуль БУДУ; 15 – модуль ВРЛ; 16 – модуль КИС; 17 – модуль ТМС; 18 – основная платформа; 19 – остронаправленная антенна; 20 – прибор ориентации на Марс; 21 – радиатор; 22 – солнечная батарея; 23 – солнечный датчик; 24 – ферма крепления КТДУ; 25 – ФРЕНД; 26 – шар-баллон наддува

Вывод: в данном разделе были описаны и обоснованы входящих в состав АМС системы, рассчитаны их массовые характеристики с использованием относительных массовых показателей. Более подробно рассчитана СБ входящая в

состав СЭП, для дальнейшего расчета СО. Итогом данного раздела стала массовая сводка и проработка компоновки АМС.

5 СТЕНД РАСКРЫТИЯ С СИСТЕМОЙ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

СЭП – одна из важных систем и выход данной системы из строя приводит к отказу всего аппарата. Наряду с требованиями высокой надежности, безопасности, эффективности, предъявляются еще и жесткие требования к массогабаритным показателям. Средства доставки влекут за собой эти ограничения на массу и габариты КА. Это вынуждает прибегать к использованию складных конструкций солнечных батарей. Соответственно, для успешного функционирования КА необходимо провести наземные испытания. Основная проблема при проведении натуральных испытаний заключается в гравитации. Для решения этой проблемы разрабатывают специальные СО.

5.1 Расчет системы обезвешивания СБ

Расчет СО состоит из 8 этапов. Схема расчета со всеми этапами приведена на рисунке 5.1.

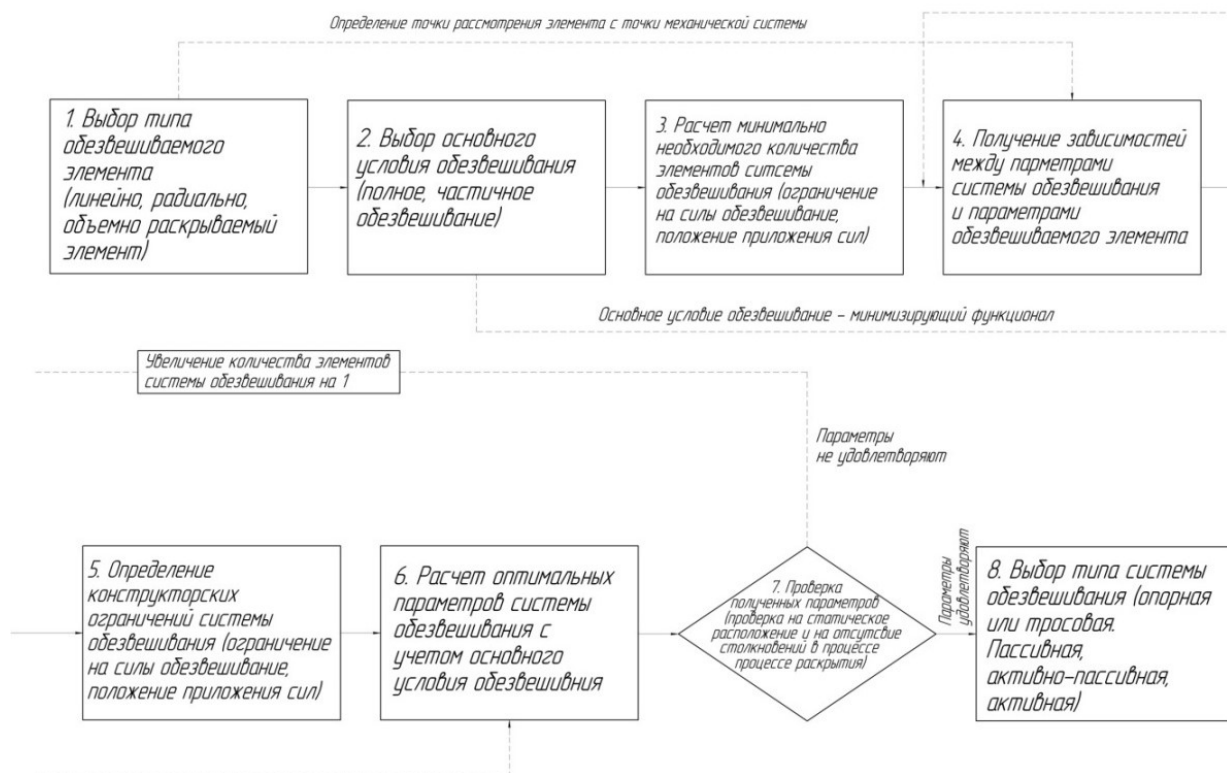


Рисунок 5.1 – Схема расчета системы обезвешивания

Этап 1. Выбор типа обезвешиваемого элемента.

На процесс расчета СО влияет отличие в траекториях раскрытия и в механике систем, поэтому так важно, сначала выбрать тип обезвешиваемого элемента (линейно, радиально, объемно раскрываемый элемент). Для расчета используем линейно раскрывающуюся СБ, состоящую из трех панелей. Основные параметры и ограничения СБ для расчета приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Исходные параметры и ограничения для расчета СО СБ

Параметр	Значение	Единицы измерения
Масса одной панели	6,4	кг
Длина одной панели	0,5	м
Вес панели	64	Н
Ограничения		
Расстояние между точками приложения обезвешивающих сил должно составлять не менее	0,075	м

Этап 2. Выбор основного условия обезвешивания.

На качество обезвешивания влияют моменты трения в шарнирах, которые приводят к уменьшению энергии системы раскрытия, а также мешают процессу раскрытия. Поэтому выбираем в качестве основного условия обезвешивания – частичное обезвешивание с минимизацией моментов в шарнирах. Данный способ является наиболее актуальным.

Этап 3. Расчет минимального количества элементов СО.

Важным критерием работы системы является условие, что момент в любой точке конструкции должен быть меньше максимально допустимого значения. Примем максимально допустимое значение момента, выдерживающее панелью равным $M_{\max} = 0,005$ кНм. Первостепенной целью этого этапа является определение минимально нужного количества элементов СО. Решением является использование принципа декомпозиции: конструкция рассматривается как система ограниченная двумя опорами, причем система состоит из отдельных участков, на которые действует распределенная нагрузка, равная:

$$q = \frac{F}{L} = \frac{64}{0,5} = 0,128 \text{ кН / м}, \quad (5.1)$$

где F – вес панели СБ;

L – длина панели СБ.

Затем нужно определить точку, в которой сосредоточен максимальный момент, действующий на участке, а также определить зависимость между длиной участка и моментом в данной точке. Для этого рассмотрим участок подробнее: с левой стороны участок ограничен опорой А, в которой действует реакция R_A , с правой стороны – опорой В, в которой действует реакция R_B . Получаем, что максимальный момент сосредоточен в центре участка, для определения которого необходимо рассчитать реакции R_A и R_B которые будут равны:

$$R_A = R_B = q \frac{l}{2}. \quad (5.2)$$

Тогда момент в любой точке участка:

$$M(x) = -\frac{q \cdot x^2}{2} + R_A \cdot x. \quad (5.3)$$

Рассчитав момент в середине участка, получаем необходимую зависимость:

$$M\left(\frac{l}{2}\right) = \frac{q \cdot l^2}{8}. \quad (5.4)$$

Полученная зависимость позволяет определить максимальную длину одного участка и, как результат – минимально необходимое количество элементов СО:

$$l = \sqrt{\frac{8 \cdot M_{\max}}{q}} = \sqrt{\frac{8 \cdot 0,005}{0,128}} = 0,55 \text{ м.} \quad (5.5)$$

Таким образом, так как общая длина СБ составляет 1,5 м, то нужно минимум 4 опоры, одной из которых, будет являться корпус КА. В итоге, в ходе данного этапа было вычислено минимальное необходимое количество опор, которое составляет 3, для обезвешивания СБ.

Этап 4. Получение зависимостей между параметрами СО и параметрами СБ.

На данном этапе необходимо определить зависимости между параметрами СО и параметрами элементов СБ, для последующего расчета эпюр и моментов, действующих в системе. К параметрам СО относят положение точки закрепления элемента x_i СО к i -ой панели и сила компенсации веса P_i (где $i = 1 \dots N$, N – количество панелей СБ). А к параметрам элементов СБ относятся вес F_i и длина панели l_i .

Как видно из схемы на рисунке 5.1 на данном этапе следует учитывать тип обезвешиваемого элемента, который был выбран на первом этапе. Поскольку выбранный тип с линейным характером раскрытия, тогда СБ может быть представлена жестко закрепленная балка с заделкой слева (в точке А) в силу его прямолинейной формы в развернутом состоянии, а также наличия шарниров с минимальными люфтами (рисунок 5.2).

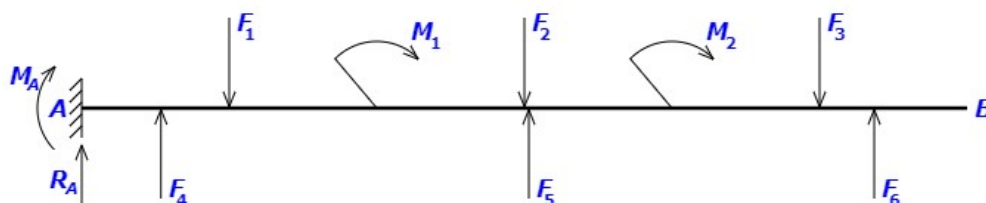


Рисунок 5.2 – Жестко закрепленная балка

На рисунке силы компенсации веса P_1, P_2, P_3 представлены как F_4, F_5, F_6 соответственно. Причем силы компенсации веса имеют знак ми-

нус, потому что каждое устройство обезвешивания должно создать силу противоположно направленную весу элемента, который обезвешивается.

Уравнения момента и силы реакции в точке А примут вид:

$$M_A = -F_1 \cdot \frac{l_1}{2} - F_2 \cdot \left(l_1 + \frac{l_2}{2} \right) - F_3 \cdot \left(l_1 + l_2 + \frac{l_3}{2} \right) - P_1 \cdot x_1 - P_2 \cdot x_2 - P_3 \cdot x_3, \quad (5.6)$$

$$R_A = -F_1 - F_2 - F_3 - P_1 - P_2 - P_3. \quad (5.7)$$

Уравнения моментов в шарнирах:

$$M_1 = M_A + R_A \cdot l_1 - F_1 \cdot \left(\frac{l_1}{2} \right) - P_1 \cdot (l_1 - x_1), \quad (5.8)$$

$$M_2 = M_A + R_A \cdot (l_1 + l_2) - F_1 \cdot \left(l_2 + \frac{l_1}{2} \right) - P_1 \cdot (l_2 - x_1) - F_2 \cdot \frac{l_2}{2} - P_2 \cdot (l_2 - x_2). \quad (5.9)$$

Количество неизвестных переменных в уравнениях 5.6 – 5.9 равно 6. Сведем неизвестные переменные в вектор $X = (x_1, x_2, x_3, P_1, P_2, P_3)$.

Этап 5. Определение конструкторских ограничений СО.

Введем ограничения на максимальное по модулю значение силы, создаваемое элементом СО. Это ограничение составляет 0,1 кН. Следовательно, ограничения на вектора X будут иметь вид:

$$X = (x_1 \in [0; 0,5], x_2 \in [0,5; 1], x_3 \in [1; 1,5], P_1 \in [-0,1; 0], P_2 [-0,1; 0], P_3 [-0,1; 0]). \quad (5.10)$$

Аналогичным образом установим ограничение и на расстояние между точками, к которым прикладываются силы обезвешивания:

$$\begin{cases} |x_1 - (x_2 - 0,5)| > 0,075 \\ |x_1 - (x_3 - 1)| > 0,075 \\ |(x_3 - 1) - (x_2 - 0,5)| > 0,075 \end{cases} . \quad (5.11)$$

Этап 6. Расчет оптимальных параметров СО.

Как было принято на 2 этапе, в качестве основного условия обезвешивания была выбрана минимизация моментов в шарнирах. Тогда функция минимизации имеет вид:

$$\lim_x (|M_A| + |M_1| + |M_2|) \rightarrow 0. \quad (5.12)$$

После учета ограничений и решения задачи минимизации основного условия обезвешивания, получаем параметры СО и представим их в таблицу 5.2.

Таблица 5.2 – Параметры СО

x_1 , м	x_2 , м	x_3 , м	P_1 , кНм	P_2 , кНм	P_3 , кНм
0,1343	0,7575	1,3426	-0,0516	-0,0746	-0,0365

Этап 7. Проверка полученных результатов.

После определения параметров СО, необходимо произвести проверку полученных результатов. Проведем проверку параметров в статическом положении и проверку на отсутствие соударения панелей во время раскрытия. Для осуществления первой проверки необходимо построить эпюры сил и моментов, которые действуют в СО при выбранных параметрах (рисунок 5.3).

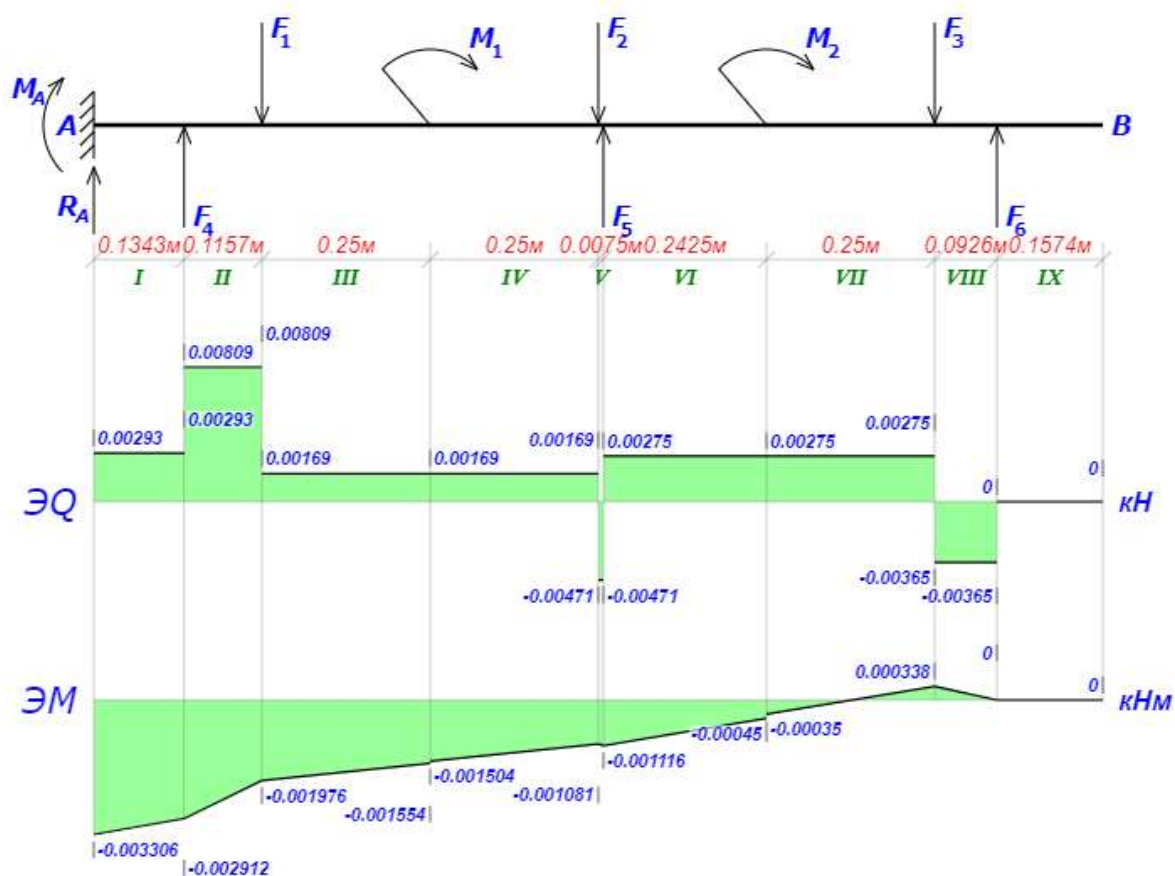


Рисунок 5.3 – Эпюры сил и моментов с рассчитанными параметрами СО

Поскольку проверка в статическом положении была задана ограничением, то можно сделать вывод о том, что максимальный момент в точке панели равен 3,3 Нм, что не превышает заданное ранее допустимое значение момента. Данная проверка сил и моментов в развернутом положении является недостаточной, поэтому следует произвести проверку полученных результатов на отсутствие столкновений в процессе раскрытия.

Проверку на отсутствие соударений при раскрытии производят на основе использования кинематических уравнений работы всей системы. Для этого необходимо решить прямую задачу кинематики и убедиться в том, что СО не пересекаются по кинематическим траекториям. Для этой проверки требуется условие о минимальном расстоянии между точками приложения силы. Это расстояние, как отмечалось выше, должно быть не меньше 0,0075 м.

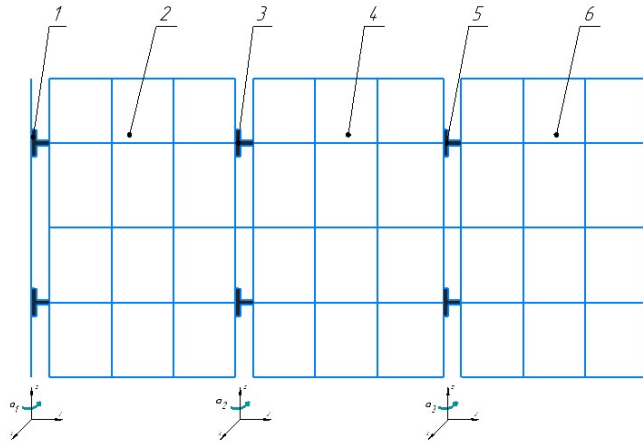


Рисунок 5.4 – Кинематическая схема солнечной панели

Для составления кинематических уравнений сделаем кинематическую схему солнечной панели (рисунок 5.4) и воспользуемся методом с использованием матриц однородных преобразований. Используя данный метод получаем, что каждый шарнир системы описывается матрицей однородных преобразований $M(\alpha_i)$, описывающей поворот относительно вертикальной оси Z на угол α [10]:

$$M(\alpha_i) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_i) & -\sin(\alpha_i) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha_i) & \cos(\alpha_i) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (5.13)$$

где α_i – угол поворота относительно предыдущей (i) конструкции ($i=1..N$, где $N=3$): α_1 – угол поворота относительно наземной конструкции (на рисунке 5.4 позиция 1), α_2 – угол поворота относительно первой солнечной панели (на рисунке 5.4 позиция 2), α_3 – угол поворота относительно второй солнечной панели (на рисунке 5.4 позиция 4).

Солнечные панели соответственно описываются матрицей однородных преобразований $T(l)$, которая соответствует линейному перемещению на l [10]:

$$T(l) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & l \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (5.14)$$

Имея матрицы однородных преобразований, получаем матрицы каждой из опор:

$$P_1 = M(\alpha_1) \cdot T(x_1) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_1) & -\sin(\alpha_1) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha_1) & \cos(\alpha_1) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & x_1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (5.15)$$

$$P_2 = M(\alpha_1) \cdot T(L) \cdot M(\alpha_2) \cdot T(x_2) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_1) & -\sin(\alpha_1) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha_1) & \cos(\alpha_1) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & L \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

$$\cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha_2) & -\sin(\alpha_2) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha_2) & \cos(\alpha_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & x_2 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (5.16)$$

$$P_3 = M(\alpha_1) \cdot T(L) \cdot M(\alpha_2) \cdot T(L) \cdot M(\alpha_3) \cdot T(x_3) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_1) - \sin(\alpha_1) 00 \\ \sin(\alpha_1) \cos(\alpha_1) 00 \\ 0 & 0 & 10 \\ 0 & 0 & 01 \end{bmatrix}.$$

$$\begin{aligned} & \cdot \begin{bmatrix} 1000 \\ 010L \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha_1) - \sin(\alpha_1) 00 \\ \sin(\alpha_1) \cos(\alpha_1) 00 \\ 0 & 0 & 10 \\ 0 & 0 & 01 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1000 \\ 010L \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha_2) - \sin(\alpha_2) 00 \\ \sin(\alpha_2) \cos(\alpha_2) 00 \\ 0 & 0 & 10 \\ 0 & 0 & 01 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1000 \\ 010L \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix} \cdot \\ & \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha_3) - \sin(\alpha_3) 00 \\ \sin(\alpha_3) \cos(\alpha_3) 00 \\ 0 & 0 & 10 \\ 0 & 0 & 01 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1000 \\ 010x_3 \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (5.17)$$

Таким образом, координатная форма кинематических уравнений примет вид:

$$P_1 = \begin{cases} x = x_1 \cdot \cos \cos(\alpha_1) \\ y = x_1 \cdot \sin \sin(\alpha_1) \end{cases}, \quad (5.18)$$

$$P_2 = \begin{cases} x = L \cdot \cos \cos(\alpha_1) + x_2 \cdot \cos \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \\ y = L \cdot \sin \sin(\alpha_1) + x_2 \cdot \sin \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \end{cases}, \quad (5.19)$$

$$P_3 = \begin{cases} x = L \cdot \cos \cos(\alpha_1) + L \cdot \cos \cos(\alpha_1 + \alpha_2) + x_3 \cdot \cos \cos(\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3) \\ y = L \cdot \sin \sin(\alpha_1) + L \cdot \sin \sin(\alpha_1 + \alpha_2) + x_3 \cdot \sin \sin(\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3) \end{cases}. \quad (5.20)$$

По уравнениям 5.18 – 5.20 находятся координаты точек приложения силы обезвешивания в процессе раскрытия. Для нахождения расстояния между двумя точками в процессе раскрытия необходимо воспользоваться формулой:

$$r_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}. \quad (5.21)$$

Полученные значения сведем в график, представленный на рисунке 5.5.

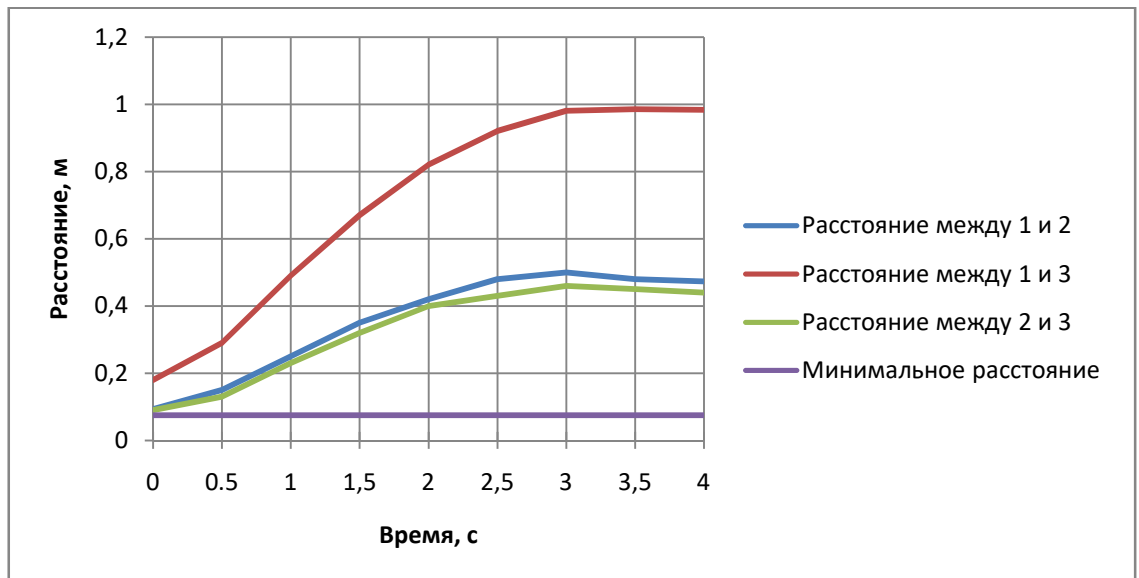


Рисунок 5.5 – График зависимости расстояния между точками приложения сил обезвешивания от времени раскрытия СБ

Из рисунка 5.5 видно, что расстояние между двумя любыми точками больше, чем необходимое, что говорит о том, что параметры СО выбраны правильно.

Как видно из схемы 5.1, если какое-либо из условий не выполняется нужно вернуться к этапам 3 – 7, увеличить количество элементов на один и повторить все этапы. Когда все условия соблюдены, то можно приступить к подборке типа СО.

Этап 8. Выбор типа СО.

СО делят на 3 типа: пассивные, пассивно-активные, активные. Пассивные СО – это системы в основе использования которых лежит противовес или пружина. Данные СО имеют преимущества: они просты и являются не дорогостоящими. Однако они обладают значимыми недостатками: не способны менять силы обезвешивания в процессе раскрытия и обладают большими массогабаритными характеристиками. Способны решить эти недостатки пассивно-

активные (комбинированные) СО. В этих системах в качестве устройств, которые создают силу обезвешивания, используются пассивные устройства, а для обеспечения динамики раскрытия – внешние источники сил и моментов. Однако у них возникает другой недостаток: появление момента трения в шарнирах, так как перемещение самой СО происходит за счет элемента обезвешивания. Данный недостаток полностью устраняется в активных системах. В этих системах движение осуществляется с помощью электродвигателей. Активная СО является лучшим выбором, потому что обеспечивает высокие показатели точности. Каждый из типов СО, в свою очередь, делится еще на два типа: тросовые и опорные системы.

Выбранное на 2 этапе частичное обезвешивания с минимизацией моментов в шарнирах между элементами обезвешивания, относится к активной СО. Наибольшее применение, в качестве активных СО, нашли тросовые системы, которые основаны на применении кареток, которые перемещаются по направляющим, на которые закреплены тросы и установлены электроприводы: продольного перемещения для передвижения каретки и вертикального перемещения для создания силы компенсации.

5.2 Разработка стенда раскрытия с системой обезвешивания СБ

Известен стенд для обезвешивания секционных складных панелей СБ КА (патент RU №2299840). Данный стенд имеет установленные на транспортировочном кольце секционные штанги. Кольцо устанавливается горизонтально на верхней части КА, секционные штанги располагаются над секционной складной панелью СБ и связаны с складными штангами с помощью фиксаторов разъемов и регулирующих пружин обезвешивания.

Известен еще один испытательный стенд для раскрытия СБ (патент RU №2468969). Этот стенд представляет собой опору, неподвижную устанавливаемую и закрепляющуюся на фундаменте, а верхняя часть опоры - неподвижную балку с шарнирными рычагами. Рычаги имитируют кинематику панели СБ и соединяются с створками тросом, на котором закреплен объект тестирования. На опоре совмещенной с осью вращения СБ устанавливается технологическая

рама с балансирующим весом и моментом инерции, равным моменту инерции панели СБ, взаимодействующая с двухзвенным шарнирным подкосом панели СБ, второе звено которого шарнирно закреплено на технологической раме, при этом вал вращения технологической рамы взаимодействует через кулачок и трос с пружинным компенсатором устранения влияния веса раскладывающегося подкоса.

Также известен стенд раскрытия панелей СБ (патент RU №2483991), который содержит опору, неподвижно установленную и закрепленную на основании. На верхней части опоры крепится обезвеситель, который представляет собой отдельные звенья, шарнированные между собой, расположенные над соответствующими створками СБ. Кроме того, в стенде есть и демпфирующие устройства, которые установлены в каждом звене обезвесителя и жестко связанные с створками СБ с помощью подвесок. Также на опоре жестко закреплена платформа, в которой сверху и снизу выполнены аналогичные места посадки под имитатор КА, чтобы обеспечить попеременного раскрытия зеркально отраженных створок СБ, а сама опора закреплена на основании посредством регулирующих стоек, которые позволяют выставлять панели СБ в вертикальном положении. Верхняя часть опоры имеет направляющие для перемещения кронштейна в горизонтальное направление.

Анализ патентов позволил сделать вывод о том, что каждая из вышеописанных разработок имеет сложную конструкцию стенда, а также главную проблему, заключающуюся в невозможности максимального приближения раскрытия панелей СБ к реальным условиям невесомости. Поэтому, техническая задача разрабатываемого стенда заключается в решении данной проблемы. Решение достигается за счет использования стенда с аэростатическими каретками. Стенд с аэростатической кареткой позволит более точно симитировать условия невесомости в околоземном пространстве при раскрытии СБ за счет более корректного обезвешивания.

Конструкция стенда испытания СБ включает в себя пульт управления 7, две соединенные между собой в углах п-образные конструкции из ферм 5, не-

подвижно установленные и закрепленные на основании 4, в верхней части ферменной конструкции установлены аэростатические каретки 1, которые вертикально перемещаются по направляющим 2, аэростатические каретки соединены рельсовым путем 6 с тележками 9 для горизонтального перемещения, а также с компрессором 3 через шланги 12.

Стенд испытания СБ работает по следующей схеме: в исходном состоянии панель СБ 8 неподвижно закреплена в штатных посадочных местах к технологической стенке 10, подвижные створки СБ 8 подвешены на стальных тросах 11 к соответствующим тележкам 9. С пульта управления 7 оператором включается компрессор 3, и сжатый воздух по шлангам 12 поступает в аэростатические каретки 1, связанные с тележками 9, создается воздушная пленка, тележки «всплывают». Затем оператор с пульта управления 7 дает сигнал о срабатывании пирорезаков, происходит освобождение лент, который удерживают панели СБ в собранном виде. После панели под действием собственных механизмов начинают раскрываться. Поддерживаемые тележками 9 на аэростатических каретках 1 панели СБ перемещаются при минимальном значении коэффициента трения-скольжения. На рисунках 5.6, 5.7, 5.8 представлены виды стенда раскрытия с системой обезвешивания СБ спереди, сверху, сбоку соответственно.

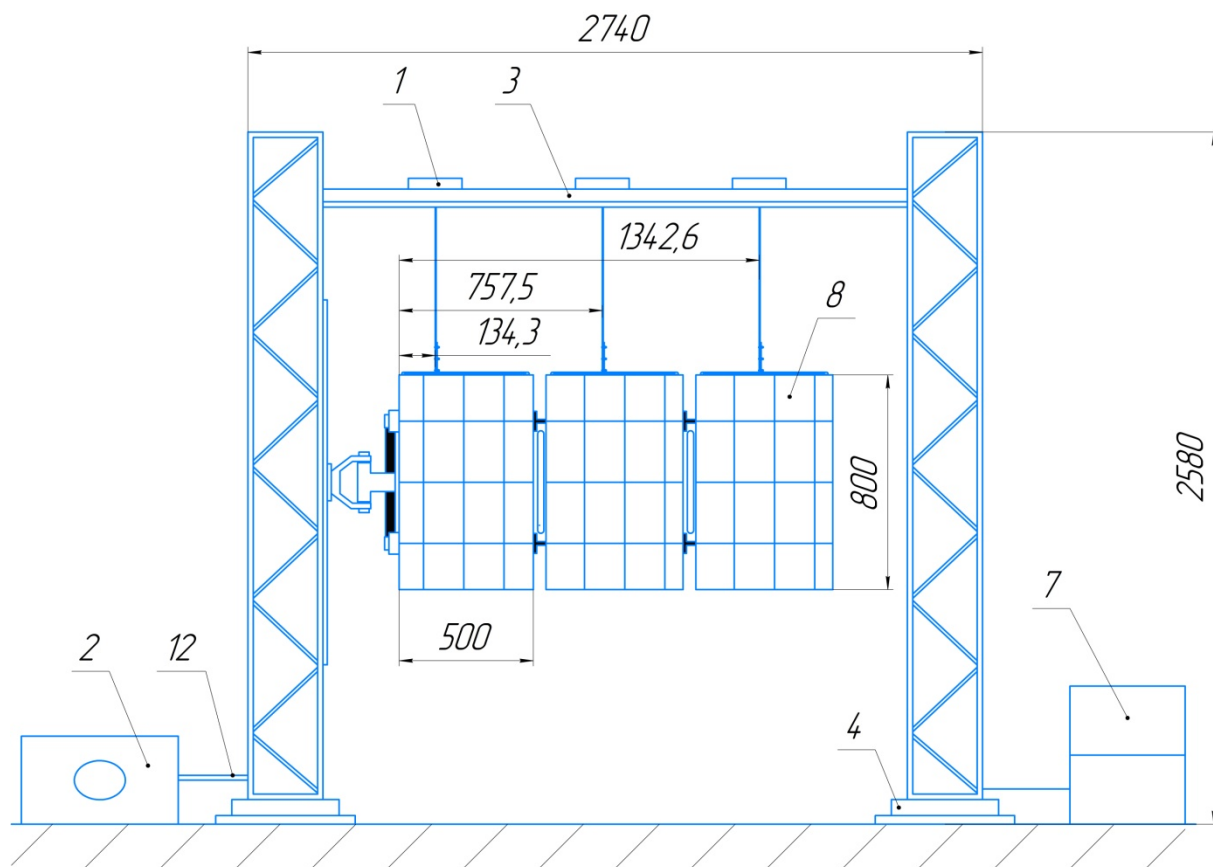


Рисунок 5.6 – Стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ (вид спереди)

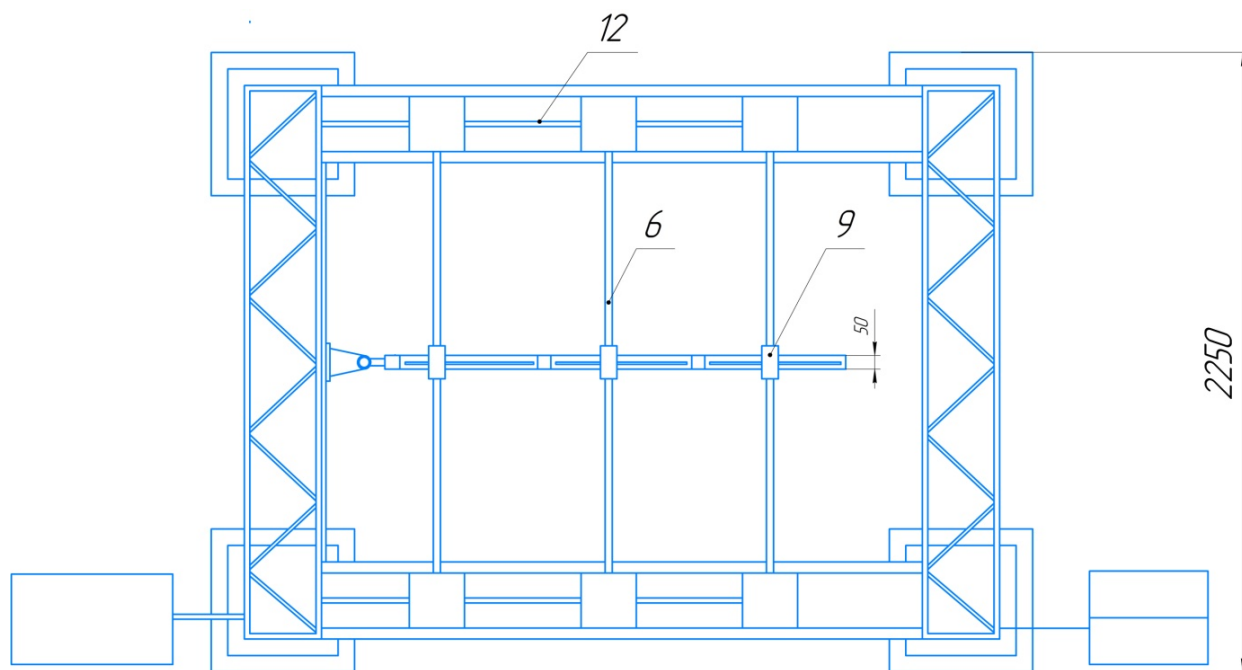


Рисунок 5.7 – Стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ (вид сверху)

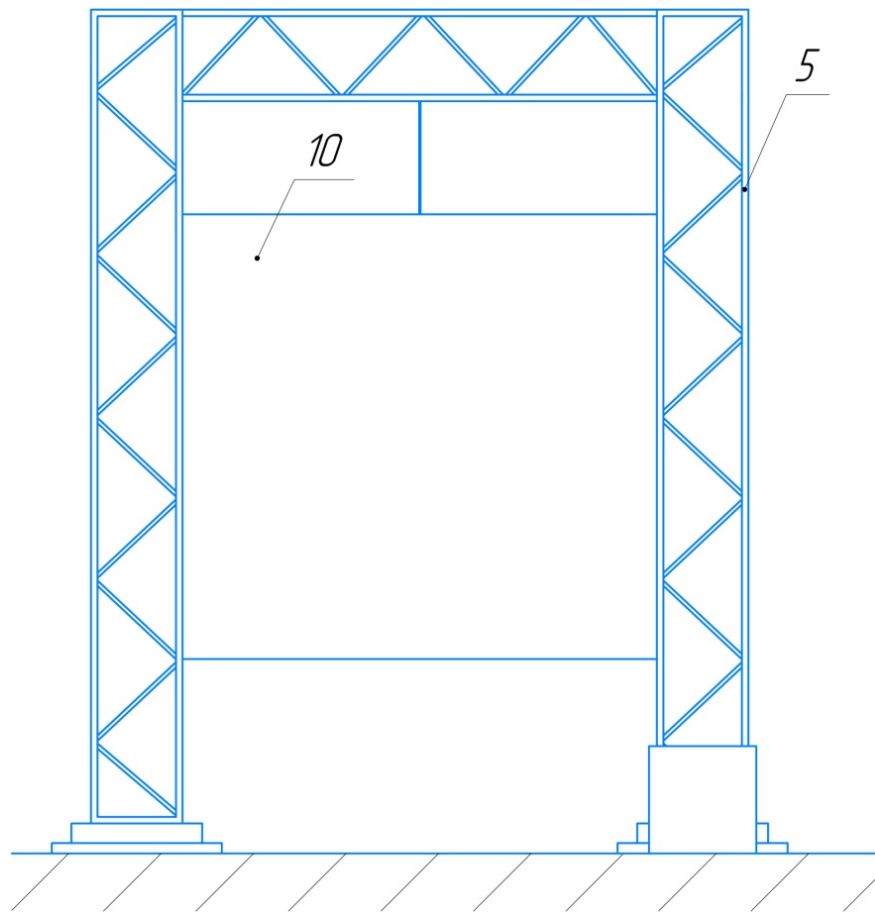


Рисунок 5.8 – Стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ (вид слева)

Расход сжатого воздуха или, иначе говоря, потребление сжатого воздуха в единицу времени можно рассчитать по формуле:

$$Q = 60 \cdot \pi \cdot v \cdot \left(\frac{d}{2}\right)^2 = 60 \cdot \pi \cdot 8 \cdot \left(\frac{0,02}{2}\right)^2 = 0,151 \frac{M^3}{мин}, \quad (5.22)$$

где v – скорость воздуха в шланге (рекомендованное значение 6 – 9 м/с);

d – внутренний диаметр шланга (выбран воздушный рукав (шланг) с внутренним диаметром 20мм, применяемый для подачи сжатого воздуха от компрессора ГОСТ 18699-79).

Переведем полученное значение расхода в $\frac{л}{мин}$:

$$Q = 1000 \cdot 0,151 = 151 \frac{л}{мин}.$$

Необходимо рассчитать расход сжатого воздуха в стандартных литрах в минуту. Это означает, что воздух считают не в сжатом виде, а приведенным к давлению 1 атм. Тогда расход воздуха приведенный к стандартным условиям (температура 20°C, давление 1 атм) будет равен:

$$Q_{ст} = 279 \frac{ст.л.}{мин}$$

Если выбрать поршневой компрессор, ориентируясь только на $Q_{ст}$, то получится что компрессор практически все время работает в режиме нагнетания, поэтому необходимо увеличить $Q_{ст}$ на «запас по производительности». Увеличив $Q_{ст}$ на 15% – 20%, определим, что необходим компрессор с производительностью $320 \frac{л}{мин}$.

Выберем воздушный компрессор ведущего российского производителя компрессоров Бежецкий завод «АСО»: К29-01 (360 л/мин; 10 атм).



Рисунок 5.9 – Поршневой компрессор К29-01

Во время раскрытия СБ в шарнирах возникают силы трения, которые влияют на моменты, которые приложены для того чтобы она развернулась. Доказать эффективность аэростатических кареток можно, увидев влияние коэффициента трения в случае, когда возникает воздушная пленка, при использовании аэростатических кареток и в случае без возникновения воздушной пленки, то есть когда сила трения скольжения возникает из-за смазки.

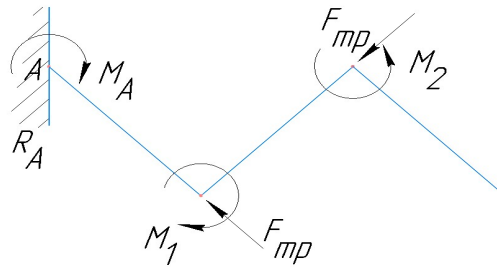


Рисунок 5.10 – Расчетная схема

Уравнения моментов в шарнирах определяется следующим образом:

$$M_1 = M_A + R_A \cdot l_1 - F_{mp} \cdot l_1 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} = M_A + R_A \cdot l_1 - \mu_i \cdot m \cdot g \cdot l_1 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2}, \quad (5.22)$$

$$M_2 = M_A + R_A \cdot (l_1 + l_2) - F_{mp} \cdot l_1 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} - F_{mp} \cdot l_2 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} = M_A + R_A \cdot (l_1 + l_2) - \mu_i \cdot m \cdot g \cdot l_1 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} - \mu_i \cdot m \cdot g \cdot l_2 \cdot \frac{\sqrt{2}}{2}. \quad (5.23)$$

где μ_i – коэффициент трения скольжения: μ_1 – коэффициент трения скольжения для аэростатических направляющих, его значение принимают равным 0,003 – 0,005; μ_2 – коэффициент трения скольжения металлов со смазкой, его значение принимают равным 0,07 – 0,1.

В случае использования аэростатических кареток затраты на преодоление сил трения будут равны:

$$M_1 = 0,042 \text{ кН};$$

$$M_2 = 0,059 \text{ кН}.$$

Во втором случае затраты на преодоление сил трения будут равны:

$$M_1 = 0,92 \text{ кН};$$

$$M_2 = 1,29 \text{ кН}.$$

Из расчетов видно, что моменты, приложенные для того чтобы СБ развернулась, в первом случае, то есть с использованием аэростатических кареток,

за счет минимального коэффициента трения, намного меньше чем во втором случае, что говорит о том, что аэростатические каретки позволяют избавиться от лишних препятствий, приводят к более адекватным условиям, так как затраты на развертывание уменьшаются, следовательно, обезвешивание более приближено к условиям космоса.

Вывод: В данном разделе была представлена схема расчета СО, состоящая из 8 этапов. На основе данной схемы был проведен расчет трехсекционной СБ с выбранным частичным обезвешиванием и с минимизацией моментов в шарнирах. В ходе расчета были определены параметры СО и для подтверждения правильности их выбора выполнена проверка сил и моментов, которые действуют в системе с помощью построения эпюр сил и моментов СБ в развернутом состоянии. Помимо этого, была проведена проверка на соблюдение заданного расстояния между точками приложения сил обезвешивания. Обе проверки оказались успешными. Заключительным этапом расчета СО стал выбор типа СО: активная СО с тросовым исполнением. Во второй части данного раздела была изучена патентная литература на стенды раскрытия с СО, выявлены главные недостатки. Итогом стала разработка стенда с характеристиками, выбранными в первой части данного раздела. Разработанный стенд решает главную проблему заключающуюся в невозможности максимального приближение раскрытия панелей СБ к реальным условиям невесомости, за счет использования аэростатических кареток.

6 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

При работе с разработанным стендом раскрытия с системой обезвешивания СБ важно соблюдать правила безопасной работы на ПЭВМ и с компрессором сжатого воздуха.

6.1 Правила безопасной работы на ПЭВМ

В настоящее время происходит динамичное развитие ПЭВМ и преобразование его во многие сферы деятельности человека. Обширная область применения и преобразования ПЭВМ меняют подход к работе, обеспечивая оптимизацию вычислений и доступ к различным данным. Так, в разработанном стенде раскрытия с системой обезвешивания СБ, использование ПЭВМ позволяет оператору работать с компрессором сжатого воздуха, а также давать сигнал о срабатывании пирорезаков для дальнейшего раскрытия панелей СБ. Использование в данном стенде ПЭВМ существенно упрощает проведение процесса испытаний и за счет этого ускоряет проведение испытаний, увеличивает их точность и минимизирует количество неудач. Благодаря ПЭВМ можно осуществлять диагностику всей системы, следить за давлением в компрессоре и работоспособностью всех узлов системы.

Однако, кажущаяся безопасность работы с ПЭВМ обманчива, на операторов, которые работают на ПЭВМ, оказывают воздействия опасные и вредные факторы. Это убедительно подтверждается информацией, содержащейся в стандарте ГОСТ 12.0.003-2015 «Система стандартов безопасности труда. Опасные и вредные производственные факторы». В список вредных и опасных факторов входят:

- высокая температура, создающая общий повышенный температурный фон в рабочем помещении;
- высокая степень монотонности рабочего процесса;
- значительный уровень зрительной нагрузки, испытываемых работником;
- недостаточная освещенность рабочей зоны;

– другие факторы [17].

Согласно ТООИ Р-45-084-01 «Типовая инструкция по охране труда при работе на персональном компьютере» к самостоятельной работе за ПЭВМ допускаются лица, которые прошли медицинский осмотр и не имеют противопоказаний для работы за ПЭВМ, а также прошедшие инструктаж по охране труда, проверку знаний требований охраны труда и имеющие I группу по электробезопасности.

Для того чтобы работа за ПЭВМ негативно не вредила здоровью, необходимо соблюдать ряд правил до начала работы:

- проверить розетки, провода, вилки и кабели на ПЭВМ;
- убедиться в наличии заземления;
- проверить работоспособность ПЭВМ.

Очень важно соблюдать и меры безопасности во время работы за ПЭВМ:

– запрещается класть на корпус и/или дисплей посторонние предметы, прикасаться к ПЭВМ мокрыми руками или самостоятельно чистить корпус устройства, который находится под напряжением;

– при возникновении неисправностей в работе ПЭВМ необходимо немедленно закончить работу и доложить о случившемся руководителю;

– не включать или выключать ПЭВМ часто и необоснованно.

По окончании работы на ПЭВМ необходимо:

- выключить ПЭВМ при соблюдении всех правил безопасности;
- удостовериться в отключении ПЭВМ;
- используя влажную ткань необходимо очистить рабочую поверхность.

Требования к положению работника за ПЭВМ направленные на то, чтобы обеспечить комфорт работника в течение всей рабочей смены и не допустить негативных последствий долго продолжающегося рабочего дня. Они включают следующие правила:

- при сидении ноги должны полностью находиться на полу;

– использование компьютерной мебели, соответствующей критериям СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 «Гигиенические требования к ПЭВМ и организации работ»;

– избегать скрещивания конечностей, что нарушает кровообращение;

– соблюдение расстояние не менее 45 см от монитора;

– соответствующее освещение: не должно светить в глаза и оставлять блики на мониторе во время работы [17].

Все вышеупомянутые меры безопасности позволят максимально эффективно использовать ПЭВМ в работе и не нанести вреда ни себе, ни здоровью остальных сотрудников.

6.2 Основные требования безопасности при работе с компрессорами сжатого воздуха

Компрессор сжатого воздуха в разработанном стенде играет одну из важных ролей. Он необходим для того чтобы сжатый воздух по шлангам поступал в аэростатические каретки и тележки «всплывали». Таким образом, именно за счет компрессора создается данный эффект «всплывания», который решает главную проблему, заключающуюся в невозможности максимального приближение раскрытия панелей СБ к реальным условиям невесомости.

Сжатый воздух – это очень распространенный и универсальный инструмент во многих сферах деятельности человека, однако он также может быть опасным при неправильном использовании. Это убедительно подтверждается информацией, содержащейся в ТОИ Р-39-016-96 «Типовая инструкция по охране труда при обслуживании компрессоров сжатого воздуха». При эксплуатации компрессорного оборудования могут воздействовать следующие опасные и вредные производственные факторы:

– повышенный уровень шума и вибрации в помещении;

– низкая или высокая влажность воздуха;

– высокое давление сжатого воздуха в ресивере;

– высокая или низкая температура поверхностей оборудования;

– высокое содержание в воздухе рабочей зоны пыли и вредных веществ;

– пожаро- и взрывоопасность [18].

Для самостоятельной работы на компрессорных установках принимаются лица старше 18 лет с медицинским освидетельствованием, которые прошли вводный и первичный инструктаж, а также обучение, стажировку на рабочем месте, проверку знаний по охране труда и, которые имеют не ниже II группу по электробезопасности, а также соответствующую квалификацию согласно тарифно-квалификационного справочника [18].

Перед началом работы необходимо соблюдать следующие требования по охране труда:

– работник должен носить специальную одежду и обувь и содержать ее в опрятном виде: застегивать манжеты, заправлять края одежды, чтобы она не развевалась, застегивать все пуговицы и убирать волосы под головной убор;

– перед пуском компрессора работник должен: осмотреть установку на предмет исправности, проверить систему смазки и охлаждения и запустить его в соответствии с инструкцией; убедиться, что все движущиеся и вращающиеся части компрессора надежно защищены;

– при выявлении нарушений требований охраны труда работник должен сообщить об этом руководителю работ, а если этого сделать нельзя, то он не может приступить к работе без уведомления руководителя.

Во время работы компрессора необходимо соблюдать следующие требования по охране труда:

– выполнять только порученные задания, использовать только известные безопасные методы и приемы выполнения работы (если необходимо, то можно обратиться за разъяснением к руководителю); использовать только те инструменты, приспособления и оборудования, которым работник обучен; содержать рабочее место в чистоте; не загромождать рабочее место, проходы и проезды;

– ремонт компрессора можно проводить только после снижения давления до нуля;

– использовать только те смазочные материалы, которые соответствуют техническим характеристикам узлов трения компрессора;

– работая с компрессорной установкой, работник обязан следить за уровнем давления воздуха, а именно за тем, чтобы давление не поднималось выше установленного;

– при произвольном повышении давления воздуха в компрессоре выше установленного необходимо немедленно остановить работу компрессора, выявить причину и сообщить непосредственному начальнику;

– при осмотре и ремонте следует применять только исправные инструменты, гаечные ключи должны соответствовать размеру гаек, не применять контрключи, прокладки;

– не оставлять инструмент и другие предметы на компрессоре и вспомогательном оборудовании;

– при работе компрессора нужно следить за давлением и температурой сжатого воздуха, а также за давлением и температурой масла в системе смазки [18].

По окончании работы необходимо соблюдать следующие требования:

– работник должен выключить компрессор;

– инструменты и оборудование должны быть убраны на свои места;

– рабочее место должно быть тщательно убрано, а обо всех обнаруженных в процессе работы недостатках, влияющих на безопасность труда, и действиях, принятых для их ликвидации нужно сообщить руководителю;

– по окончании работ необходимо помыть руки и лицо теплой водой с мылом или аналогичными чистящими средствами (при этом применять средства, не предназначенные для чистки запрещено) и, по возможности, принять душ.

6.3 Пожарная безопасность

Пожар – самое вероятное чрезвычайное явление, а особенно в том месте, где работает оператор. Причиной пожара являются неисправности электрических сетей, нарушения технологических режимов и мер пожарной безопасности. К опасным факторам пожара относят:

– высокую температуру, вредные продукты горения;

- открытый огонь;
- потеря видимости вследствие задымления;
- взрыв.

По комплексу организационно-технических мероприятий, определенных в ГОСТ Р 22.0.01-94 «Безопасность в чрезвычайных ситуациях», разработана пожарная безопасность в помещениях, где расположен стенд раскрытия с системой обезвешивания СБ. Данная разработанная пожарная безопасность обеспечивается: системой охранно-пожарной сигнализацией, эвакуационными выходами, а также средствами начального пожаротушения (огнетушителями ОУ-2).

Помещение, в котором осуществляется работа стенда раскрытия, попадает под категорию «В», согласно СП 12.13130.2009 «Определение категорий помещений, зданий и наружных установок по взрывопожарной и пожарной опасности» – негорючие материалы в холодном состоянии.

Тушение пожара электросетей и их установок производится на расстоянии не менее одного метра с помощью переносного, закачиваемого огнетушителя ОП-3.

Вывод: в данном разделе дипломной работы были рассмотрены меры безопасности при проведении испытаний на разработанном стенде раскрытия с системой обезвешивания СБ: меры безопасности при работе на ПЭВМ и с компрессором сжатого воздуха. А также была рассмотрена пожарная безопасность в месте, где работает оператор.

Таким образом, существующий сейчас комплекс организационных мероприятий, а также технические средства защиты, накопленный передовой опыт работы свидетельствует о том, что можно добиться значительных успехов в работе по предотвращению вредного технологического воздействия на сотрудников.

7 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

7.1 Минимальная стоимость изготовления АМС

Стоимость изготовления АМС можно представить в следующем виде:

$$C_{изд} = C_k + C_{КДУ} + C_{СУ} + C_{пр}, \quad (7.1)$$

где C_k – стоимость изготовления корпуса КА;

$C_{КДУ}$ – стоимость изготовления ДУ КА;

$C_{СУ}$ – стоимость изготовления СУ КА;

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

Стоимость изготовления корпуса КА АМС можно определить по формуле:

$$C_k = 0,33 \cdot m_{ТО}^{0,332} \cdot \mu_k^{-1,5935} \cdot m_T^{0,2362} \cdot \left(\frac{m_T}{\rho_T} \cdot \frac{P_M}{M_0} \right)^{0,1079} \cdot L_{ДО}^{0,1616}, \quad (7.2)$$

где P_M – нагрузка на мидель;

$L_{ДО}$ – длина двигательного отсека АМС.

Средняя плотность топлива вычисляется как:

$$\rho_T = \frac{1 + k_m}{1 / \rho_z + k_m / \rho_o} = \frac{1 + 1,85}{1 / 790 + 1,85 / 1140} = 986,62 \text{ кг} / \text{м}^3. \quad (7.3)$$

Длина двигательного отсека АМС может быть определена как:

$$L_{ДО} = (1 \div 1,8) + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot P = 1,4 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 130,5 = 1,4 \text{ м}, \quad (7.4)$$

где P_i – пустотная тяга двигателя АМС.

Тогда по формуле (7.2) получаем:

$$C_{\kappa} = 0,33 \cdot 92,84^{0,332} \cdot 0,324^{-1,5935} \cdot 947,2^{0,2362} \cdot \left(\frac{947,2}{986,62} \cdot \frac{1}{1712} \right)^{0,1079} \cdot 1,4^{0,1616} =$$

$$= 21,26 \text{ тыс.у.е.}$$

Стоимость КДУ АМС:

$$C_{КДУ} = 4,7 \cdot (P \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 4,7 \cdot$$

$$\cdot (130,5 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (130,5 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (130,5 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 23,78 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.5)$$

Стоимость СУ КА:

$$C_{СУ} = 8,5 \cdot (m_{СУ} \cdot 10^{-3})^{0,786} = 8,5 \cdot (259,1 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 2,94 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.6)$$

Стоимость прочих элементов:

$$C_{np} = (12 \div 24) \cdot m_{np} = 21,5 \cdot 280,96 = 6042,96 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.7)$$

В соответствии с формулой (7.1) получаем:

$$C_{изд} = 21,26 + 23,78 + 2,94 + 6042,96 = 6090,9 \text{ тыс.у.е.}$$

7.2 Минимальная стоимость пуска АМС

Данный критерий стоимости пуска представляется в виде формулы:

$$C_{пуск} = \frac{C_{разр}}{V_n} + \frac{C_{н.к}}{V_n} + C_{\text{эксн}} + C_{\text{изг}} + C_m, \quad (7.8)$$

где $C_{разр}$ – стоимость НИР и ОКР;

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

$C'_{эксп}$ – стоимость эксперимента (обеспечения запуска);

V_n – объем партии КА, принимаем равным 1;

$C_{изг}$ – стоимость изготовления серийного образца КА, $C_{изг} = C_{изд}$.

При расчетах принято считать стоимость наземно-пускового и наземно-измерительного комплексов и стоимость эксперимента (обеспечения запуска) постоянными величинами, тогда формул для расчета стоимости пуска примет вид:

$$C_{пуск} = \frac{C_{разр}}{V_n} + C_{изг} + C_m. \quad (7.9)$$

Стоимость НИР и ОКР определяется по формуле:

$$C_{разр} = C_{КДУ}^p + C_{СУ}^p + C_K^p + C_{пр}^p, \quad (7.10)$$

где $C_{КДУ}^p, C_{СУ}^p, C_K^p, C_{пр}^p$ – стоимость разработки КДУ, СУ, конструкции корпуса и разработки прочих элементов и систем КА соответственно.

Стоимость разработки КДУ рассчитывается в виде:

$$\begin{aligned} C_{КДУ}^p &= -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{0,648} = \\ &= -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (130,5 \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 \cdot (130,5 \cdot 10^{-4})^{0,648} = \\ &= 51690,855 \text{ тыс.у.е.} \end{aligned} \quad (7.11)$$

Стоимость СУ определяется как:

$$C_{СУ}^p = 10 \cdot C_{СУ} = 10 \cdot 2,94 = 29,4 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.12)$$

Стоимость разработки конструкции КА определяется как:

$$C_K^p = 7,7 \cdot 10^5 \cdot (m_{mo} \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (m_{mo} + m_{дв})^{-0,196} \cdot \mu_k^{2,424} \cdot (P \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot (P \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot m_m^{-0,39} = 7,7 \cdot 10^5 \cdot (92,84 \cdot 10^{-3})^{1,278} \cdot (92,84 + 60,52)^{-0,196} \cdot (92,84 + 60,52)^{-0,196} \cdot 0,324^{2,424} \cdot (130,5 \cdot 10^{-4})^{0,387} \cdot 947,2^{-0,39} = 11,54 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.13)$$

Стоимость разработки прочих систем и элементов КА можно определить по формуле:

$$C_{np}^p = (10 \div 20) \cdot C_{np} = 10 \cdot 561,92 = 5619,2 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.14)$$

В соответствии с формулой (7.10) рассчитаем стоимость разработки КА:

$$C_{разр} = 51690,855 + 29,4 + 11,54 + 5619,2 = 57350,995 \text{ тыс.у.е.}$$

Стоимость топлива определяется по формуле:

$$C_m = \bar{C}_{ок} \cdot m_{ок} + \bar{C}_z \cdot m_z = 2,5 \cdot 584 + 2 \cdot 315 = 2090 \text{ тыс.у.е.} \quad (7.15)$$

где $\bar{C}_{ок}, \bar{C}_z$ – удельная стоимость окислителя и горючего соответственно.

Подставляя найденные значения в формулу (7.9) находим минимальную стоимость пуска:

$$C_{пуск} = 60049,9 \text{ тыс.у.е.}$$

Вывод: в части экономики были проделаны расчеты и получены значения:

– минимальной стоимости изготовления проектируемой АМС (величина рассчитанной стоимости изготовления составляет 6090900 у. е.);

– минимальной стоимости пуска проектируемой АМС (величина рассчитанной стоимости пуска составляет 60049900 у. е.).

На данный момент самой дешевой АМС является индийская АМС «Мангальян», общая стоимость ее проекта составляет примерно 74000000 у.е. Поэтому можно сказать, что проектируемая автоматическая межпланетная станция экономически оправдана, имеет приемлемую стоимость изготовления и может окупиться через определенное число запусков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы была разработана АМС для исследования Марса, во второй части был разработан стенд раскрытия с СО для СБ разработанной АМС.

В разделе баллистического обеспечения была выбрана оптимальная траектория перелета с энергетической точки зрения – гомановская траектория перелета, по соприкасающемуся эллипсу. Запуск АМС производится с космодрома Восточный на РН «Союз – 2.1б» с РБ «Фрегат – М». С помощью ПО SUNPL были определены: исходя из минимальной суммарной скорости равной 5967,6 м/с, оптимальная дата старта 20.10.2026 с продолжительностью перелета 293,520 суток, дата прилета соответственно 9.08.2027, а также были определены параметры перелетного эллипса, скорости при перелете, характеристики стартовой орбиты, характеристики гиперболы отлета, характеристики орбиты подлета, а также параметры гиперболы подлета.

Были определены основные проектные параметры АМС. Один из главных определенных параметров – это масса АМС, ее значение составляет 1712 кг. Также была рассчитана масса топлива, ее значение составляет 947,2 кг и определены объемно-геометрические параметры основных элементов АМС.

Также были описаны и обоснованы входящие в состав АМС системы, рассчитаны их массовые характеристики с использованием относительных массовых показателей. Более подробно рассчитана СБ входящая в состав СЭП, для дальнейшего расчета СО. Итогом стала массовая сводка и проработка компоновки АМС.

В разделе разработки стенда раскрытия с СО СБ была представлена схема расчета СО, состоящая из 8 этапов. На основе данной схемы был проведен расчет трехсекционной СБ с выбранным частичным обезвешиванием и с минимизацией моментов в шарнирах. В ходе расчета были определены параметры СО и для подтверждения правильности их выбора выполнена проверка сил и момен-

тов, которые действуют в системе с помощью построения эпюр сил и моментов СБ в развернутом состоянии. Помимо этого, была проведена проверка на соблюдение заданного расстояния между точками приложения сил обезвешивания. Обе проверки оказались успешными. Заключительным этапом расчета СО стал выбор типа СО: активная СО с тросовым исполнением. Далее была изучена патентная литература на стенды раскрытия с СО, выявлены главные недостатки. Итогом стала разработка стенда с рассчитанными и выбранными характеристиками. Разработанный стенд решает главную проблему заключающуюся в невозможности максимального приближения раскрытия панелей СБ к реальным условиям невесомости, за счет использования аэростатических кареток.

В разделе безопасности жизнедеятельности описаны основные меры безопасности при проведении испытаний на разработанном стенде.

В экономической части дипломной работы произведена оценка:

– минимальной стоимости изготовления проектируемой АМС (величина рассчитанной стоимости изготовления составляет 6090900 у.е.);

– минимальной стоимости пуска проектируемой АМС (величина рассчитанной стоимости пуска составляет 60049900 у.е.).

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Гурздян, Г.А. Теория межпланетных перелетов / Г.А. Гурздян – М.: Наука; Ереван: Изд-во АН Армении, 1992. – 351 с.
- 2 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков, Ю.Г. Антонов, В.Д. Козлов, А.В. Чечин, Г.Е. Фомин – М.: Машиностроение, 1996. – 448с.
- 3 Толяренко, Н.В. Основы проектирования орбитальных станций: Учебное пособие / Н.В. Толяренко – М.:Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.
- 4 Хохулин, В.С. Проектирование разгонных блоков космических аппаратов: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / В.С. Хохулин, В.А. Чумаков – М.:Изд-во МАИ, 2000. – 72 с.
- 5 Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов / В.Н. Гуцин – М.:Машиностроение, 2003. – 272 с.
- 6 Техническое описание «РН – Союз» – Байконур: МАИ, 2005. – 264с.
- 7 Разгонные блоки «Фрегат» [Электронный ресурс]: информационный ресурс: АО «НПО Лавочкина» – Режим доступа: <https://www.laspacespace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/razgonnyye-bloki-fregat/> (дата обращения 27.09.2023).
- 8 Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: Учебное пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглаков – М.:Изд-во МГТУ им. Баумана, 2010. – 344 с.
- 9 Раушенбах, Г. Справочник по проектированию солнечных батарей: пер. с англ. / Г. Раушенбах – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.
- 10 Hartenberg R.S. Kinematic synthesis of linkages/ Hartenberg R.S., Denavit J. – New York: McGraw-Hill, 1964. – 435 с.
- 11 Солнечные батареи [Электронный ресурс]: информационный ресурс: ПАО «Сатурн». – Режим доступа: <https://saturn-kuban.ru/produktsiya/solnechnye-batarei/> (дата обращения 16.10.2023).

12 Двигательные установки реактивных систем управления космических аппаратов [Электронный ресурс]: Режим доступа: <http://tdla.ssau.ru/uop/vvedrd/module4.pdf> (дата обращения 20.10.2023).

13 Soyuz User's Manual [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (дата обращения 24.10.2023).

14 АЦС/ACS Комплекс для изучения химии атмосферы [Электронный ресурс]: информационный ресурс Russian Space Science Internet. – Режим доступа: <http://exomars.cosmos.ru/index.php?id=1267> (дата обращения 25.10.2023).

15 Приборы звездной ориентации БОКЗ-М60/1000 [Электронный ресурс]: информационный ресурс Отдел оптико-физических исследований ИКИ РАН. – Режим доступа: <http://ofo.ikiweb.ru/razrabotki/bokz-m60.html> (дата обращения 27.10.2023).

16 Приборы ориентации по звездам и Солнцу [Электронный ресурс]: информационный ресурс Отдел оптико-физических исследований ИКИ РАН. – Режим доступа: <http://ofo.ikiweb.ru/razrabotki/orientaciya.html> (дата обращения 30.10.2023).

17 Техника безопасности при работе с персональным компьютером [Электронный ресурс]: информационный ресурс Охрана. Безопасность. – Режим доступа: <https://oxrana-bez.ru/stati/tehnika-bezopasnosti-pri-rabote-s-personalnym-kompyuterom/> (дата обращения 1.11.2023)

18 Инструкция по охране труда при выполнении работ на компрессорных установках [Электронный ресурс]: информационный ресурс Разработка СУОТ. – Режим доступа: <https://suot.by/instrukciya-po-ohrane-truda-pri-vypolnenii-rabot-na-kompressornyh-ustanovkakh.html> (дата обращения 3.11.2023)

19 Белов, С.В. Безопасность жизнедеятельности: Учебник для вузов / С.В. Белов, А.В. Ильницкая, А.Ф. Козьяков и др.; под редакцией С.В. Белова – М.: Высшая школа, 2001. – 485с.