

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)» (МАИ)

Факультет 6
Кафедра 601
Специальность 160802 – «Космические летательные аппараты и разгонные блоки»

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

на тему: « Автоматический космический аппарат для доставки полезной нагрузки на поверхность Луны.»

Исполнитель:
студент группы 06-612 _____ А. Ю. Жигулин
(подпись, дата)

Руководитель:
_____ Б. В. Грабин
(подпись, дата)

Москва 2016

РЕФЕРАТ

Дипломный проект содержит 126 страниц, 23 рисунка, 27 таблиц, 15 источников.

Автоматический космический аппарат, луноход, анализ, проектирование, система электропитания, система обеспечения теплового режима, бортовой радиокомплекс, система высокоточной и безопасной посадки, посадочное устройство.

В данном дипломном проекте проводится проектирование космического аппарата, с соответствующей массой полезной нагрузки в виде лунохода.

В общей части дипломного проекта разработана конструктивно-компоновочная схема, спроектированы основные бортовые системы, рассчитаны массовые и инерционные характеристики космического аппарата, а также определена масса подсистем и составлена лимитно-массовая сводка разрабатываемого космического аппарата.

В специальной части проведён анализ существующих видов амортизаторов и выбран оптимальный вариант, разработано посадочное устройство, обеспечивающее безопасную посадку на поверхность Луны.

В технологической части выбраны основные конструкционные материалы для создания аппарата, рассмотрен вопрос взаимозаменяемости агрегатов и узлов при сборке, разработана директивная схема сборки космического аппарата, проведена оценка технологичности изделия, разработано приспособление для вибрационных испытаний агрегата – посадочной стойки, разработан технологический процесс и ТЗ к стенду для предварительных вибрационных испытаний агрегата, выбран стенд, удовлетворяющий требованиям ТЗ.

В охране труда выявлены вредные факторы, которым подвергается работник отдела технического контроля по данному технологическому процессу, разработан комплекс мер для уменьшения влияния опасных факторов на работника, проведён расчет необходимого искусственного освещения и спроектирован вентиляционный канал для комнаты испытаний.

В экономической части проведён расчёт стоимости разработки и создания данного аппарата с помощью аналитической модели полной стоимости.

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ	6
ВВЕДЕНИЕ.....	8
ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИЗЫСКАНИЯ	9
ОБЩАЯ ЧАСТЬ	13
Баллистико-навигационное обеспечение	17
Конструкция и механизмы	20
Двигательная установка	21
Бортовой радиотехнический комплекс	26
Система электроснабжения.....	33
Система обеспечения теплового режима.....	42
Бортовой комплекс управления.....	49
Система высокоточной и безопасной посадки	53
Конструктивно-компоновочная схема КА	54
Вывод.....	56
СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ.....	57
Описание основных энергопоглотителей.....	58
Посадочное устройство КА на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия	64
Посадочное устройство КА на основе стержневого амортизатора	82
Вывод.....	87
ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	88
Описание схемы членения КА.....	88
Выбор основных конструкционных материалов	89
Обеспечение взаимозаменяемости.....	92
Проработка стыков	94
Директивная схема сборки.....	95
Оценка технологичности изделия	96

Технологический процесс	98
Техническое задание к стенду	105
Описание стенда.....	105
Вывод.....	106
ОХРАНА ТРУДА	107
Описание рабочего места	107
Описание технологического процесса.....	107
Выявление вредных факторов	108
Меры для минимизации опасных факторов.....	109
Исходные данные для расчётов.....	110
Расчет необходимого искусственного освещения.....	111
Проектировочный расчёт вентиляционного канала	114
Вывод.....	117
ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	118
Описание аналитической модели	118
Расчёт стоимости космического аппарата.....	119
Вывод.....	125
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ	126

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

АПС – аппаратно-программное средство
АФС- антенно-фидерная система
БАК – блок автоматики и коммутации
БАППТ – блок автоматики и подрыва пиротехники
БИБ - бесплатформенный инерциальный блок
БИВК - комплекс бортовой интегрированный вычислительный
БКС – бортовая кабельная сеть
БКУ – бортовой комплекс управления
БОКЗ – блок определения координат звезд
БРК – бортовой радиотехнический комплекс
БС – батарея солнечная
БУ – блок управления
Г – горючее
ДИСД – доплеровский измеритель скорости и дальности
ДМ – делитель мощности
ДМП – двигатель мягкой посадки
ДМТ – двигатель малой тяги
ДР – дежурный режим
ДУ – двигательная установка
ЖРД – жидкостный реактивный двигатель
ИСЛ – искусственный спутник Луны
КА – космический аппарат
КБСС – комплекс бортовых служебных систем
КнТТ – контурные тепловые трубы
КПИ – командно-программная информация
КСИСО – комплекс средств измерений сбора и обработки
КУ - коэффициент усиления
МДУ – маршевая двигательная установка

НА – направленная антенна
НДМГ – несимметричный диметилгидразин
НКУ - наземный комплекс управления
НРТК - наземный радиотехнический комплекс
НС - наземная станция
О – окислитель
ОНА – остронаправленная антенна
ОСС – основные служебные системы
ПВ - переключатель волноводный
ПРД – передатчик
ПРМ – приёмник
ПУ – посадочное устройство
РБ – разгонный блок
РДТТ – твердотопливный ракетный двигатель
РН – ракета-носитель
САС – срок активного существования
СВБП - система высокоточной и безопасной посадки
СОиС – система ориентации и стабилизации
СОТР – средства обеспечения теплового режима
СУ – система управления
СЭС – система электроснабжения
ТАОД – трубчатый амортизатор одностороннего действия
ТЗ – техническое задание
ТК - технический комплекс
ТМИ – телеметрическая информация
ТМС – телеметрическая система
ТСП – терmostатированная платформа
ФПАГ – арсенид-галлиевый фотопреобразователь
ЦА – целевая аппаратура
ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция

ВВЕДЕНИЕ

Исследование Луны – это одна из важнейших задач. В планах крупнейших государств – создание на Луне долгосрочных станций для проведения различных исследований. Сейчас, у учёных особый интерес вызывает южный полюс Луны, из-за наличия на нём постоянно затенённых областей, содержащих лёд. Именно в этом месте планируется постройка первой базы. Для постройки базы понадобятся транспортные аппараты, которые будут перевозить полезную нагрузку с Земли на Луну. А на первых этапах понадобятся аппараты для доставки исследовательских луноходов-разведчиков. Поэтому целью моей работы является разработка автоматического космического аппарата (КА) для доставки исследовательского лунохода на южный полюс Луны.

Стоит отметить, что на сегодняшний день еще не создано Лунных посадочных аппаратов, которые могли бы успешно прилуниться на южном полюсе, это связано с тем, что на полюсе практически отсутствуют равнины и слишком много кратеров. Для решения этой проблемы необходимо создать надежное посадочное устройство и применить передовые инженерные решения в вопросах маневрирования между кратерами и быстрого нахождения наилучшего места посадки для аппарата.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИЗЫСКАНИЯ

В качестве прототипов были рассмотрены проекты космических аппаратов:

- «Луна-Глоб»;
- «Луна-Ресурс».

КА «Луна-Глоб»

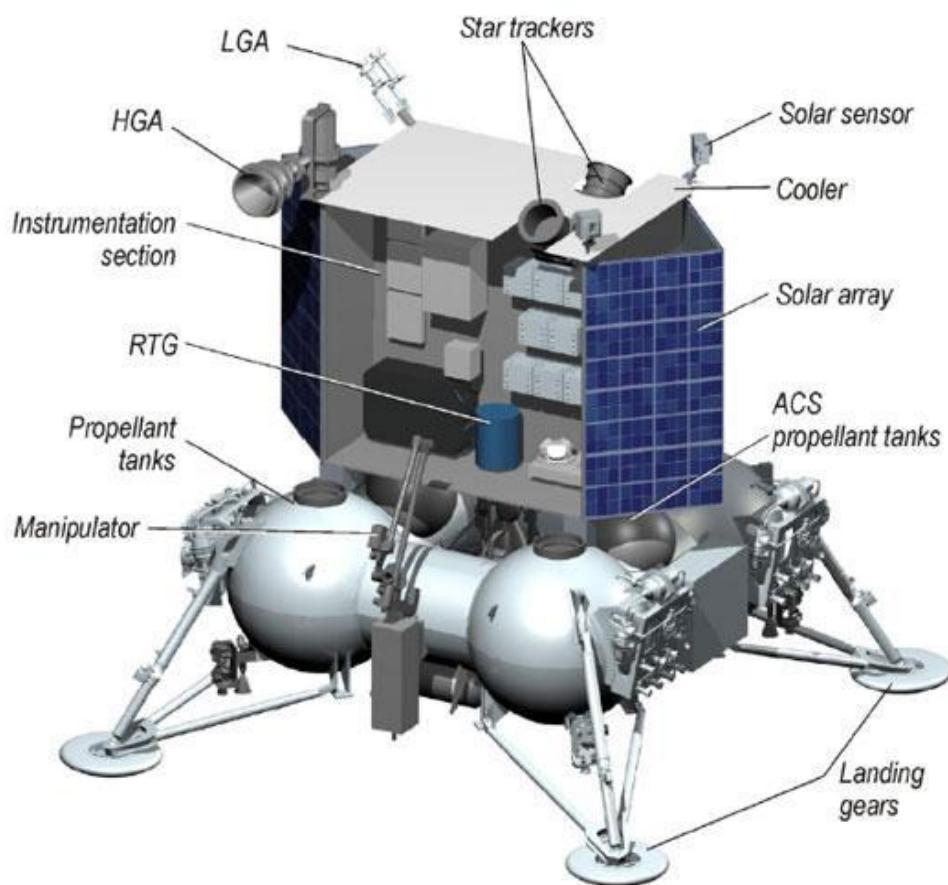


Рисунок 1 – Общий вид космического аппарата «Луна-Глоб»

На рисунке 1 представлен общий вид КА «Луна-Глоб», а в таблице 1 дан краткий обзор проекта КА.

Проект «Луна-Глоб» предусматривает изучение Луны с орбиты ее искусственного спутника, разведки ресурсов в приполярных областях и пред-

полагаемых мест посадки лунохода, исследование воздействий на Луну проходящих корпускулярных потоков и электромагнитного излучения.

Таблица 1 – Обзор проекта космического аппарата «Луна-Глоб»

Назначение	планетные исследования
Статус	в разработке
Объект исследований	Луна
Дата запуска	четвёртый квартал 2018 г. – первый квартал 2019 г.
Космодром	Байконур
Масса аппарата	1550 кг
Средства выведения	«Союз-2» мод. 1Б + РБ «Фрегат»
Срок активного существования	не менее 1 года

КА «Луна-Ресурс»

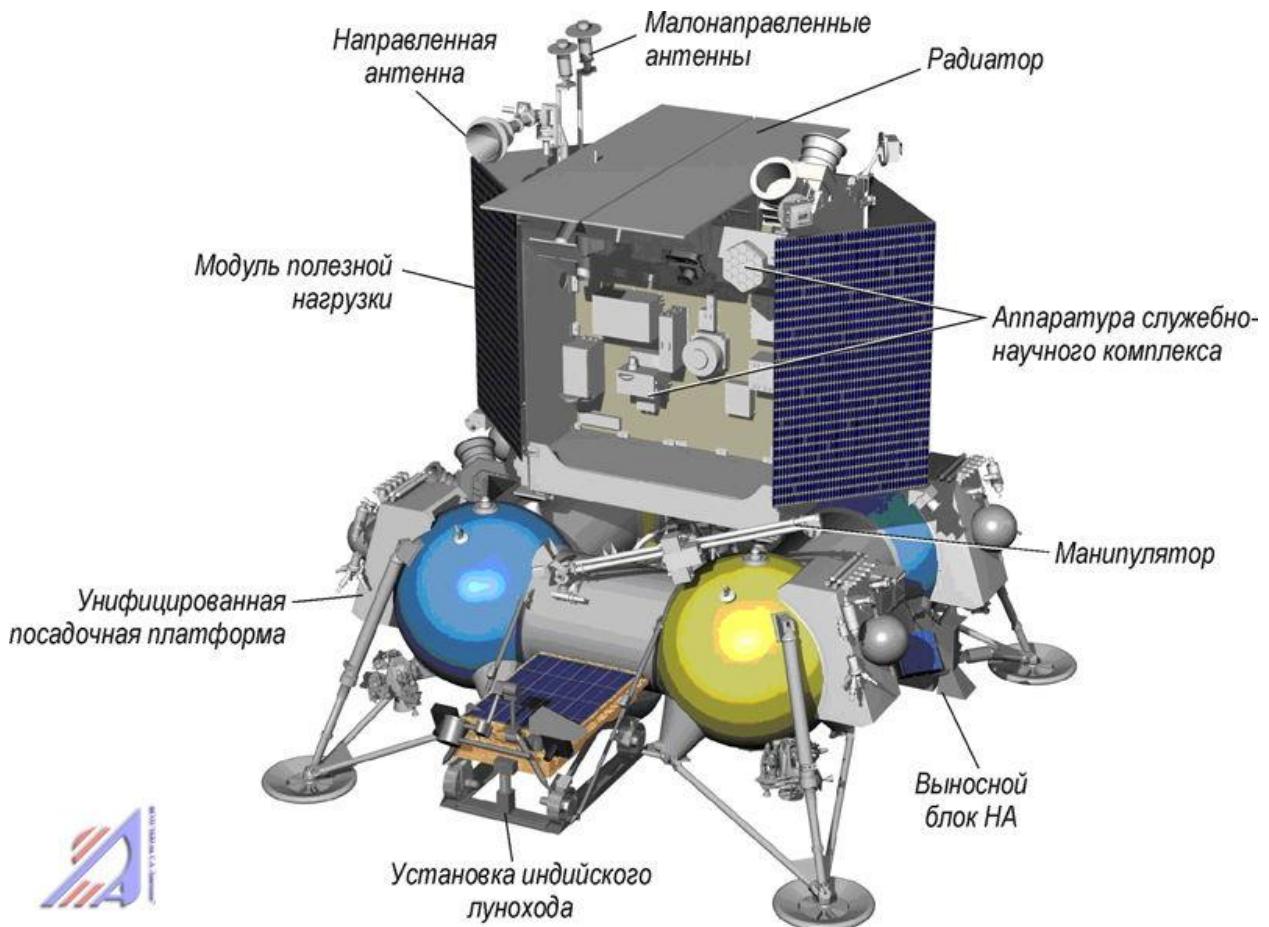


Рисунок 2 – Общий вид космического аппарата «Луна-Ресурс»

На рисунке 2 представлен общий вид КА «Луна-Ресурс», а в таблице 2 дан краткий обзор проекта КА.

Экспедиция будет осуществлена в рамках совместного российско-индийского проекта, включающего в себя, в частности доставку на поверхность Луны посадочного аппарата (ПА) с подвижной исследовательской лабораторией (луноходом) и проведение контактных научных исследований в приполярной области Луны. Также рассматриваются различные варианты участия в посадочной миссии ЕКА.

В качестве научных целей посадочной миссии рассматриваются следующие задачи:

- проведение контактных исследований в районе южного полюса Луны (анализ грунта);
- поиск водяного льда при помощи нейтронного детектора, внедренного в поверхность Луны;
- изучение магнитных аномалий на поверхности Луны.

Помимо научных экспериментов, в рамках посадочной миссии могут быть отработаны средства и методики обеспечения высокоточной посадки, которые в дальнейшем будут применяться для перспективных лунных посадочных экспедиций на платформах для доставки на поверхность целевых комплексов лунной базы.

Таблица 2 – Обзор проекта космического аппарата «Луна-Ресурс»

Назначение	планетные исследования
Статус	в разработке
Объект исследований	Луна
Дата запуска	2020 г.
Космодром	Байконур
Масса аппарата	2200 кг
Средства выводения	«Союз-2» мод. 1Б + РБ «Фрегат»
Срок активного существования	не менее 1 года

ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Космический аппарат предназначен для доставки лунохода на южный полюс Луны. В качестве рекомендуемых точек посадки лунохода рассматриваются две точки вблизи южного полюса с координатами 88.5° ю.ш., 63° з.д. и 87.2° ю.ш., 68° в.д., соответственно.

Космический аппарат включает в свой состав:

- двигательную установку;
- конструкцию и механизмы;
- адаптер с системой отделения;
- бортовой радиокомплекс;
- бортовой комплекс управления;
- систему высокоточной и безопасной посадки;
- блок автоматики и подрыва пиротехники;
- систему электроснабжения;
- антенно-фидерную систему;
- панель уголковых отражателей;
- телеметрическую систему;
- средства обеспечения теплового режима;
- бортовую кабельную сеть.

Лимитно-массовая сводка КА приведена в таблице 3.

Состав КА приведён на рисунке 3.

Структурная схема КА приведена на рисунке 4.

Таблица 3 – Лимитно-массовая сводка

Наименование	Масса, кг
1 Двигательная установка (ДУ)	250,0
2 Бортовой комплекс управления (БКУ)	43,0
3 Система высокоточной и безопасной посадки	25,0
4 Блок управления и подрыва пиротехники (БАППТ)	6,0
5 Бортовой радиокомплекс (БРК)	10,0
6 Панель уголковых отражателей	1,0
7 Антенно-фидерная система (АФС)	11,0
8 Система электроснабжения (СЭС)	57,0
9 Луноход	300,0
10 Переходная ферма с системой отделения	50,0
11 Конструкция и механизмы	70,0
12 Средства обеспечения теплового режима (СОТР)	35,0
13 Бортовая кабельная сеть (БКС)	50,0
14 Прочее	30,0
КА незаправленный	938,0
Заправка	1262,0
КА заправленный	2200,0

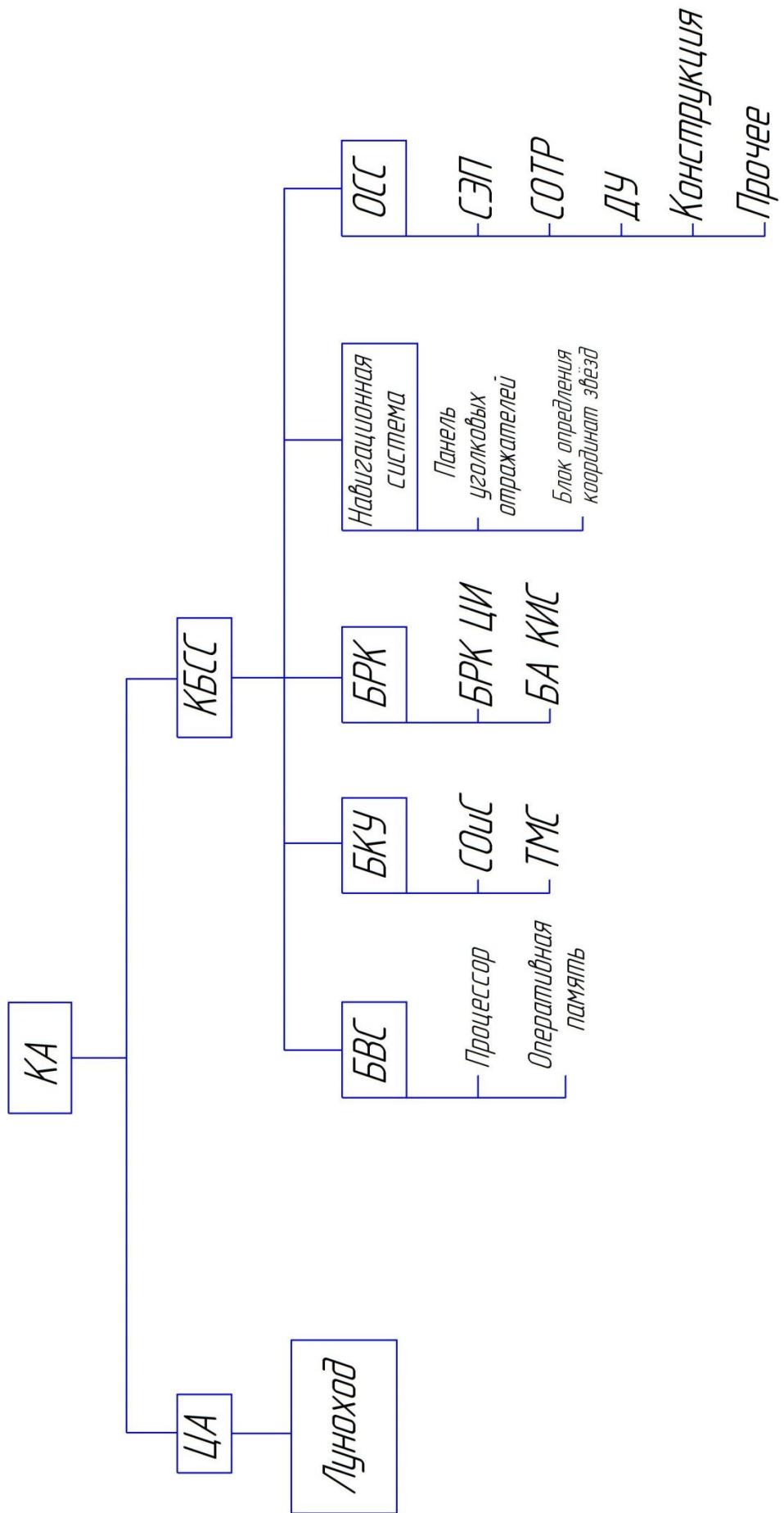


Рисунок 3 – Состав КА

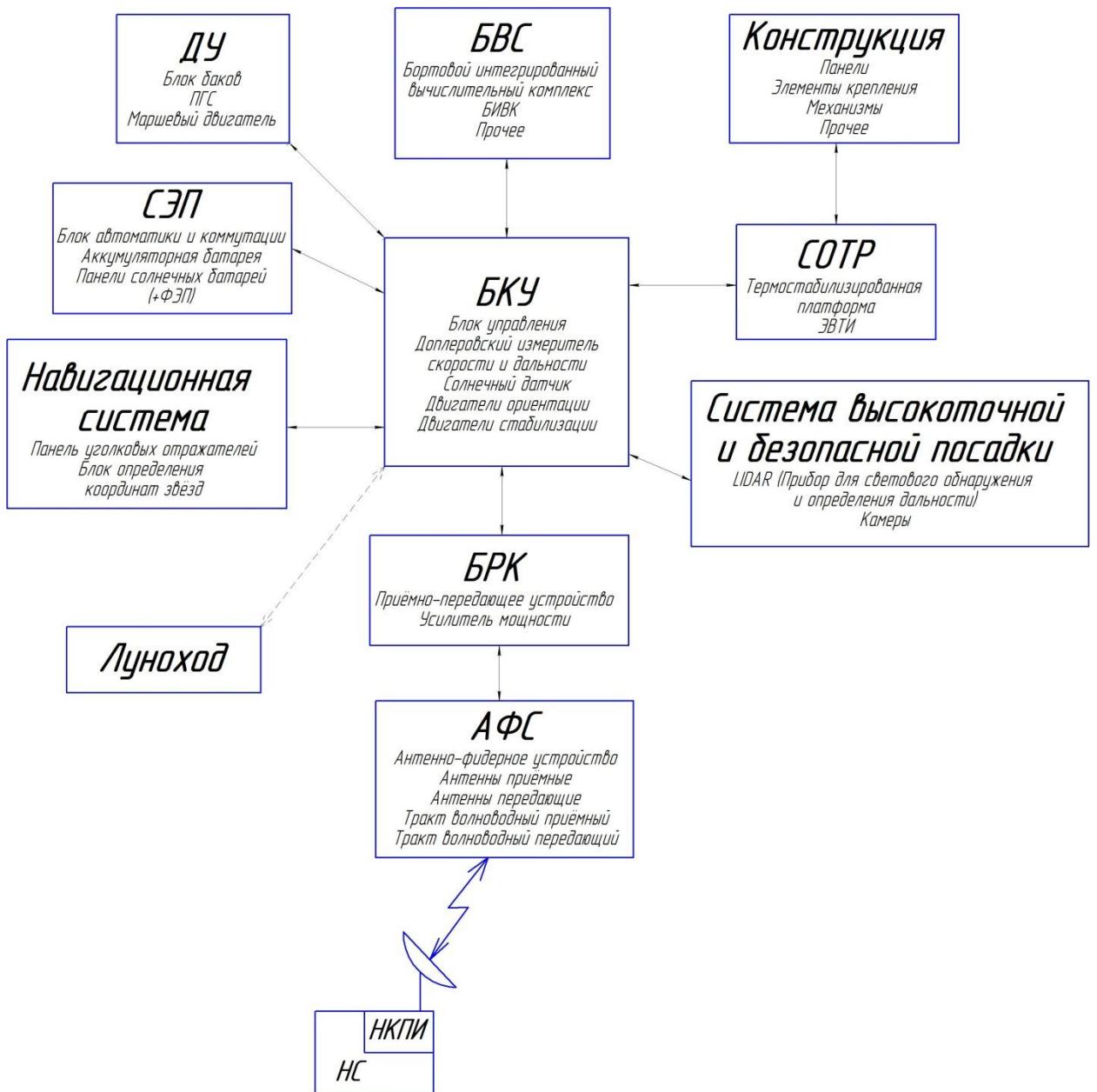


Рисунок 4 – Структурная схема КА

Баллистико-навигационное обеспечение

Схема экспедиции состоит из следующих основных этапов:

- выведение на траекторию перелета к Луне с помощью РН «Ангара-А3» и РБ «Фрегат-СБ»;
- проведение серии траекторных измерений, определение параметров траектории и выполнение первой коррекции;
- перелет по траектории Земля-Луна, проведение серии траекторных измерений, определение параметров траектории и выполнение второй коррекции при необходимости;
- торможение у Луны и перевод КА на круговую полярную орбиту ИСЛ высотой 100 км;
- проведение серии траекторных измерений и определение параметров фактической орбиты ИСЛ;
- переход на предпосадочную орбиту Луны ($H_\alpha = 100$ км, $H_\pi=18$ км);
- проведение серии траекторных измерений, уточнение параметров орбиты, коррекция времени включения ДУ КА и осуществление посадки КА на поверхность Луны;
- проверка всех систем лунохода и его съезд на поверхность Луны;
- функционирование лунохода на поверхности Луны длительностью до одного года.

Допущения при баллистическом расчёте:

- 1) Среднее наклонение лунного экватора к эклиптике 0° ;
- 2) В момент подлёта КА к Луне, она находится в линии узлов своей орбиты;
- 3) Орбита вращения Луны вокруг Земли круговая с радиусом 384467 км;
- 4) Максимальные затраты топлива на выполнение прецизионного торможения соответствуют характеристической скорости порядка 120 м/с;

- 5) Максимальные затраты топлива на выполнение коррекций соответствуют характеристической скорости порядка 40 м/с.

Расчёт импульса для выхода на окололунную орбиту

На рисунке 5 схематично изображена плоскость перелёта КА по траектории Земля-Луна.

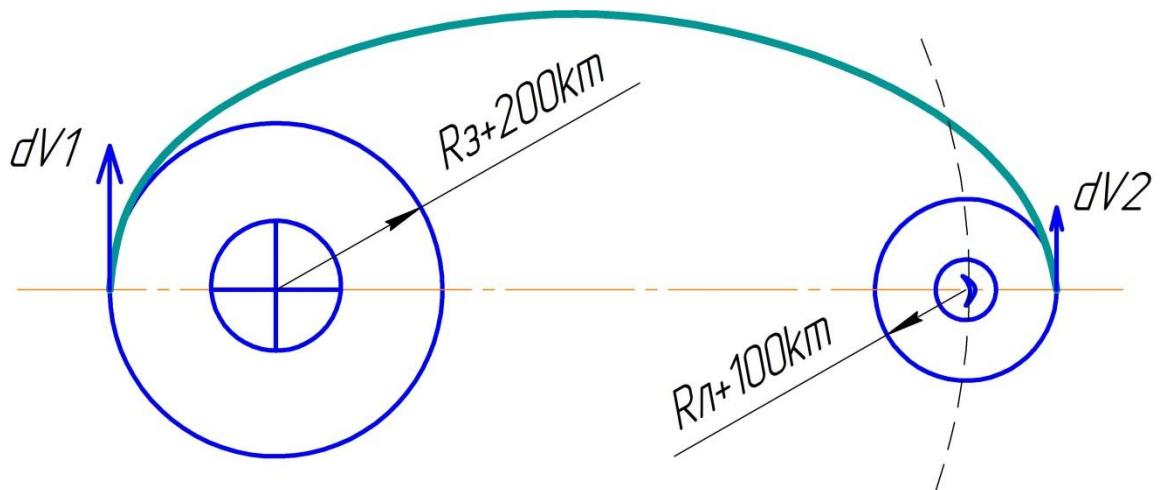


Рисунок 5 – Плоскость межорбитального перелёта КА

Импульс около Земли – dV_1 обеспечивает РБ «Фрегат-СБ».

Импульс около Луны – dV_2 обеспечивает двигательная установка КА.

Так как перелет к Луне осуществляется с наклонением $51,8^\circ$, наклонение экватора Земли $23,4^\circ$ относительно эклиптики, то угол между лунным экватором и вектором скорости КА в апогее перелетного эллипса будет равен $75,2^\circ$.

Скорость на Лунной круговой орбите $H=100$ км:

$$V_{kp(H=100\text{км})} = \sqrt{\frac{\mu_L}{R_L+100\text{км}}} = 1633 \text{ м/с};$$

Скорость КА относительно Земли в апогее перелётного эллипса:

$$V_a = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_3 \cdot (R_3 + 200 \text{ км})}{(R_3 + 200 \text{ км} + R_{\text{орб.Луны}}) \cdot R_{\text{орб.Луны}}} = 184 \text{ м/с};$$

Орбитальная скорость Луны равна:

$$V_{\text{орб}} = 1022 \text{ м/с};$$

Суммарная скорость КА относительно Луны:

$$V_{\text{сум}} = \sqrt{V_{\text{орб}}^2 + V_a^2 - 2 \cdot V_{\text{орб}} \cdot V_a \cdot \cos 75,2^\circ} = 991 \text{ м/с};$$

Найдем импульс необходимый для перехода с перелетной орбиты на круговую околополярную орбиту 100 км:

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_{\text{сум}}^2 + V_{\text{кр}}^2 - 2 \cdot V_{\text{сум}} \cdot V_{\text{кр}} \cdot \cos(\Delta i)} = 852 \text{ м/с};$$

Расчёт импульса для выхода на предпосадочную орбиту

Для того, чтобы с круговой орбиты Н=100 км выйти на предпосадочную эллиптическую орбиту 100x18км необходимо дать импульс:

$$\Delta V_3 = V_{\text{кр}(H=100 \text{ км})} - \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_L \cdot (R_L + 18 \text{ км})}{(2R_L + 118 \text{ км}) \cdot (R_L + 100 \text{ км})}} = 57 \text{ м/с};$$

Расчётная сумма всех импульсов КА:

$$\Sigma \Delta V = \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_{\text{посадки}} + \Delta V_{\text{коррекции}} + \Delta V_{\text{прочее}} = 1100 \text{ м/с};$$

Расчётная масса топлива:

$$M_T = M_0 \left(1 - e^{-\frac{V_{\text{хар}}}{I_{\text{уд}}}} \right) = 1259 \text{ кг};$$

Расчётный объём одного основного бака: $0,2975 \text{ м}^3$

Расчётный объём одного бака СОиС: $0,0617 \text{ м}^3$

Также на КА установлено 2 шаробалона с гелием для наддува топлива:

$M_r = 3 \text{ кг.}$

Итого, масса заправки топлива на КА равна 1262 кг.

Конструкция и механизмы

КА состоит из двух основных конструктивных элементов – двигательной установки и приборного отсека.

Блок баков ДУ выполнен в виде моноблока из четырех сферических баков диаметром 415 мм, соединенных цилиндрическими межбаковыми проставками. Внутри каждой межбаковой проставки расположен бак СОИС.

На баках установлены четыре посадочных опоры для обеспечения мягкой посадки на поверхность Луны. В верхней части топливных баков имеется четыре кронштейна для крепления приборного отсека. С помощью восьми нижних опор, приваренных по две к каждому топливному баку, к двигателевой установке крепится переходная ферма.

Приборный отсек выполнен в виде коробчатой конструкции из трехслойных сотовых панелей с несущими слоями из углепластика. В нём установлена терmostатированная платформа (ТСП) со служебной аппаратурой.

В нижнем сечении КА, крепится с помощью пиротехнической системы разделения (восемь пироболтов и восемь пружинных толкателей) к переходной ферме. Восемь нижних узлов фермы стыкуются с восемью опорными кронштейнами разгонного блока «Фрегат-СБ» с помощью болтового крепления с рифлеными шайбами. По плоскостистыка ферма – блок баков ДУ

происходит отделение всего КА от разгонного блока «Фрегат-СБ», при этом ферма остается с разгонным блоком.

Двигательная установка

Двигательная установка предназначена для выполнения следующих операций в составе космического аппарата по командам, выдаваемым бортовым комплексом управления космического аппарата:

1) Для создания импульсов тяги при проведении следующих активных маневров КА:

- двух коррекций перелетной траектории к Луне;
- торможения для выхода на орбиту ИСЛ;
- связанной орбитальной коррекции, состоящей из двух включений ДУ на орбите ИСЛ, для формирования предпосадочной орбиты;
- коррекции для формирования посадочной орбиты;
- схода с орбиты и основного торможения для перехода на траекторию снижения в заданный район посадки;
- грубого торможения;
- прецизионного торможения;
- спуска с постоянной скоростью.

2) Для создания реактивных управляющих моментов вокруг трех осей космического аппарата при проведении следующих маневров КА:

- при разворотах, ориентации и стабилизации КА на пассивных участках полета;
- при стабилизации КА на активных участках полета.

На участках коррекции и торможения характеристической скоростью V_{хар} более 15 м/с используются либо маршевая двигательная установка (МДУ) С5.154.0000-0, с турбонасосной системой подачи топлива и регулиру-

емой тягой от 4706 до 3922 Н либо четыре двигателя мягкой посадки (ДМП1 – ДМП4) аналог 255У.487.00-0 с тягой 588 ± 49 Н каждый, с вытеснительной системой подачи. На участке мягкой посадки используются МДУ С5.154.0000-0 и четыре ДМП1 – ДМП4 255У.487.00-0. ДМП могут работать как в непрерывном режиме, так и в импульсном режиме. МДУ и четыре ДМП устанавливаются на кронштейны внутри блока баков.

Для стабилизации и ориентации используются двигатели малой тяги восемь (ДМТ1 – ДМТ8) С5.140.00А2-0 с тягой (5,9+2,90-1,96) Н и восемь (ДМТ 9 – ДМТ16) С5.145.00-0 с тягой (49+16,7-8,83) Н с вытеснительной системой подачи топлива, которые используются также для проведения коррекций с $V_{хар}$ менее 15 м/с.

Для предотвращения «отскока» КА от поверхности Луны при посадке применяются четыре твердотопливных двигателя установленных на блоке баков. Задача этих двигателей состоит в том, чтобы в момент контакта посадочных лап с Лунной поверхностью «притянуть» дополнительным импульсом КА к поверхности.

На всех ЖРД двигателях КА, в качестве компонентов топлива, применяются:

- окислитель - АТИН ОСТ В 113-03-503-85 или АМИЛ ГОСТ В 17656-72;
- горючее - НДМГ ГОСТ В 17803-72;
- газ наддува и управления - гелий.

В состав ДУ входят:

- один двигатель С5.154.0000-0;
- четыре двигателя 255У.487.00-0;
- восемь двигателей С5.145.00-0;
- восемь двигателей С5.140.00А2-0;
- средства хранения и подачи топлива к двигателям;

- средства хранения и подачи газа наддува и управления;
- средства обеспечения теплового режима (СОТР);
- средства телеметрического контроля параметров;
- четыре твердотопливных двигателя малой тяги.

Основные технические характеристики приведены в таблице 4.

Таблица 4 – Основные технические характеристики ДУ

Наименование параметра (агрегата)	Величина
Масса ДУ (без элементов СОТР ДУ, системы отделения крышки и БКС), кг	250
Масса заправляемого топлива и газа не более, кг топливо: «О» «Г» газ наддува и управления:	815,54 446,56 2,97
Компоненты топлива: -окислитель «О» -горючее «Г»	АТИН НДМГ

Продолжение таблицы 4

Наименование параметра (агрегата)	Величина
Температура компонентов топлива в баках, К (°C)	от 278 до 308 от +5 до +35
Газ наддува	Гелий
Вместимость баллонов высокого давления, м ³	0,25 • 2 = 0,58
Количество баков: - «О» (О1, О2, БСО1, БСО2) - «Г» (Г1, Г2, БСГ1, БСГ2)	8 4 4
Вместимость (расчетная) топливной полости каждого бака, м ³ (л) - основного бака - бака СОИС	0,2975 (297,5) 0,0617 (61,7)
10. Срок активного существования не более, сутки	30
11. Напряжение питания ДУ, В	27±3
12. Количество двигателей: МДУ ДМП1 – ДМП4 ДМТ1 – ДМТ8 ДМТ9 – ДМТ16 РДТТ1-РДТТ4	1 4 8 8 4

Продолжение таблицы 4

Наименование параметра (агрегата)	Величина
Тяга двигателей (в вакууме) при номинальных давлениях и температурах компонентов на входе в двигатель на установившемся режиме, Н:	
МДУ	4119 ± 196 , диапазон регулирования от 4706 до 3922
ДМП1 – ДМП4	588 ± 49
ДМТ1 – ДМТ8	$5,9^{+2,90}_{-1,96}$
ДМТ9 – ДМТ16	$49^{+16,7}_{-8,83}$
Массовое соотношение расходов компонентов топлива двигателей на установившемся режиме:	
МДУ	$1,886 \pm 0,1$
ДМП1 – ДМП4	$1,85 \pm 0,3$
ДМТ1 – ДМТ8	$1,85 \pm 0,3$
ДМТ9 – ДМТ16	$1,85 \pm 0,35$

Бортовой радиотехнический комплекс

Бортовой радиотехнический комплекс (БРК) предназначен для выполнения следующих функций:

- приема от наземной станции (НС) командно-программной (КПИ) информации, декодирования, дешифрации и исполнения или передачи принятой КПИ в бортовой комплекс управления (БКУ) КА;
- проведения траекторных измерений совместно с НС;
- сбора собственной диагностической информации БРК, выдачи ее в общем потоке телеметрической информации на НС для оперативного анализа состояния аппаратуры РК и выдачи в БКУ;
- приема цифровой телеметрической и служебной информации (в том числе и собственной диагностической информации БРК), формирования кадров передачи, преобразования и передачи их на НС;
- передача информации с лунохода на НС (во время съезда лунохода на поверхность Луны).

РК должен функционировать в обеспечение заявленных технических характеристик при любой ориентации КА.

НРТК должен обеспечивать работу с антennами диаметром 12 метров (типа ТНА-57).

Проведём расчёт радиолинии КА:

$$P_{\text{ФПРД}}(\text{дБ}) = 10 \cdot \lg \left(\frac{4 \cdot \pi \cdot d}{\lambda} \right)^2 + 10 \cdot \lg k + 10 \cdot \lg T + 10 \cdot \lg \Delta f_{\text{СТВ}} - 10 \cdot \lg G_{\text{ПРМ}} - 10 \cdot \lg G_{\text{ПРД}} - 10 \cdot \lg \eta_{\text{ФПРД}} - 10 \cdot \lg \eta_{\text{ПРМ}} + L_{\text{доп}} + h(\text{дБ}),$$

где λ – длина волны радиосигнала, м;

k – постоянная Больцмана;

T – суммарная эквивалентная шумовая температура НА, К;

$\Delta f_{\text{ств}}$ – ширина полосы пропускания наземного ПРМ ЦИ, МГц;

$G_{\text{ПРМ}}$ – коэффициент усиления приемной антенны, б/р;

$\eta_{\text{ПРД}}$ – КПД ПРД;

$\eta_{\text{ПРМ}}$ – КПД ПРМ;

$L_{\text{доп}}(\text{дБ})$ – дополнительные помехи, дБ;

$h(\text{дБ})$ – вероятность ошибочного приёма, дБ;

$P_{\text{ПРД}}(\text{дБ})$ – мощность передатчика, дБ;

$G_{\text{ПРД}}$ – коэффициент усиления передающей антенны, б/р;

d – расстояние между КА и НС, км.

Длина волны будет определяться следующим соотношением:

$$\lambda = \frac{c}{f} = \frac{3 \cdot 10^8 \text{ м/с}}{8,4 \cdot 10^9 \text{ Гц}} = 0,03569 \text{ м},$$

где c – скорость света в вакууме, м/с;

f – номинальная частота бортового ПРД ЦИ, Гц.

Определение коэффициента усиления приёмной антенны:

$$G_{\text{ПРМ}} = q \cdot \left(\frac{\pi \cdot D_{\text{АПРМ}}}{\lambda} \right)^2,$$

где $D_{\text{АПРМ}}$ – диаметр наземной антенны для приёма ЦИ, м;

$q = 0,6$ – коэффициент, зависящий от типа антенны.

$$G_{\text{ПРМ}} = 0,6 \cdot \left(\frac{3,14 \cdot 12}{0,0357} \right)^2 = 6,684 \cdot 10^5 \text{ б/р};$$

$$P_{\Phi\text{ПРД}}(\text{дБ}) = 10 \cdot \lg \left(\frac{4 \cdot \pi \cdot 400000}{0,03569} \right)^2 + 10 \cdot \lg 1,38 \cdot 10^{-23} + 10 \cdot \lg 85$$

$$+ 10 \cdot \lg 58 \cdot 10^6 - 10 \cdot \lg 6,684 \cdot 10^5 - 10 \cdot \lg G_{\text{ПРД}} - 10 \cdot \lg 0,96 - \\ - 10 \cdot \lg 0,96 + 1,2 + 15;$$

$$P_{\Phi\text{ПРД}}(\text{дБ}) = 54,05 - 10 \cdot \lg G_{\text{ПРД}}.$$

Выявление зависимости массы передатчика от излучаемой мощности по статистическим данным

В таблице 5 указаны статистические данные передатчиков для данного КА.

Таблица 5 – Статистические данные передатчиков

	$M_{\text{пред}}, (\text{кг})$	$P_{\text{пред}}, (\text{Вт})$	КА (название ПРД)	Источник
1	0,6	0,45	TOPSAT	www.sstl.co.uk
2	1,8	4	BILSAT-1	www.sstl.co.uk
3	2,5	7,5	X-band T-708	www.cinele.com
4	3,9	7,5	X-band T-722	www.cinele.com
5	4	11	Deimos-1	www.sstl.co.uk
6	4,1	12	-	www.sateng.com

$$M_{\text{пред}} = 0,901 \cdot P_{\text{пред}}^{0,576}$$

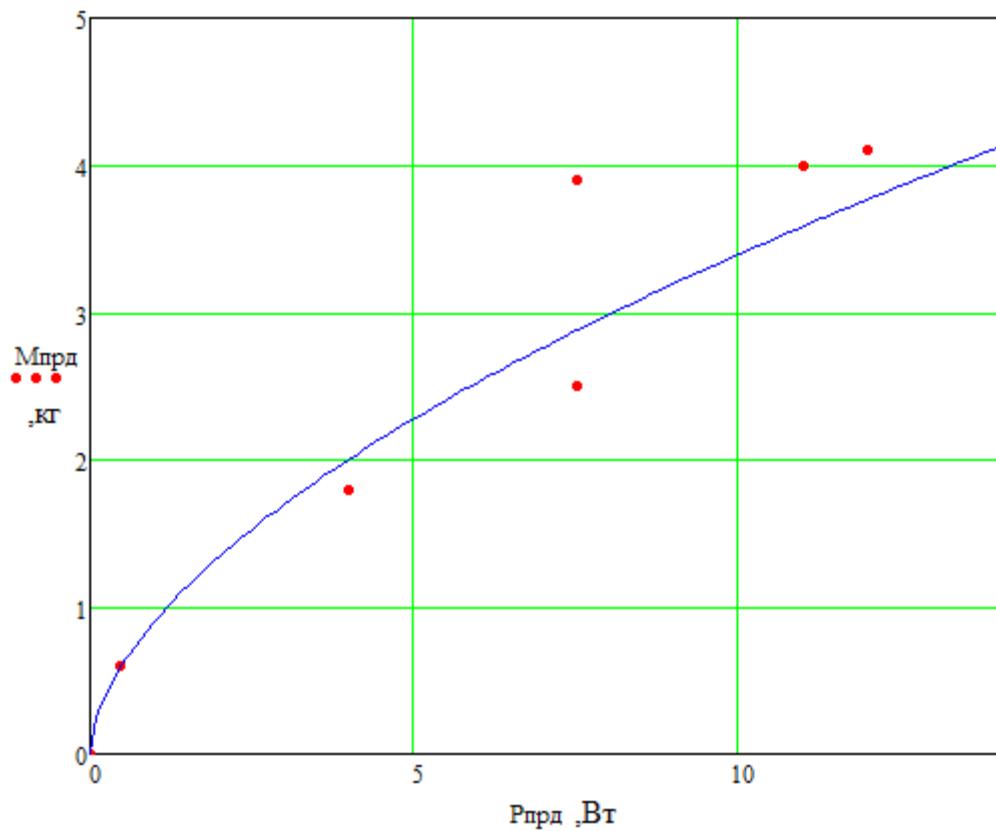


Рисунок 6 – Зависимость массы передатчика от мощности передатчика

Выявление зависимости массы антенны от коэффициента усиления по статистическим данным

В таблице 6 указаны статистические данные антенн для данного КА.

Таблица 6 – статистические данные антенн

	M_a , (кг)	G_a , (дБ)	КА (название антенны)	Источник
1	0,165	2	-	idesign.ucsc.edu
2	0,5	5	X-band Antenna	www.ruag.com
3	3	15	X-band Antenna	www.sstl.co.uk
4	3,25	18	X-band APM	www.sstl.co.uk
5	5	30	Ka-band APM	www.sstl.co.uk

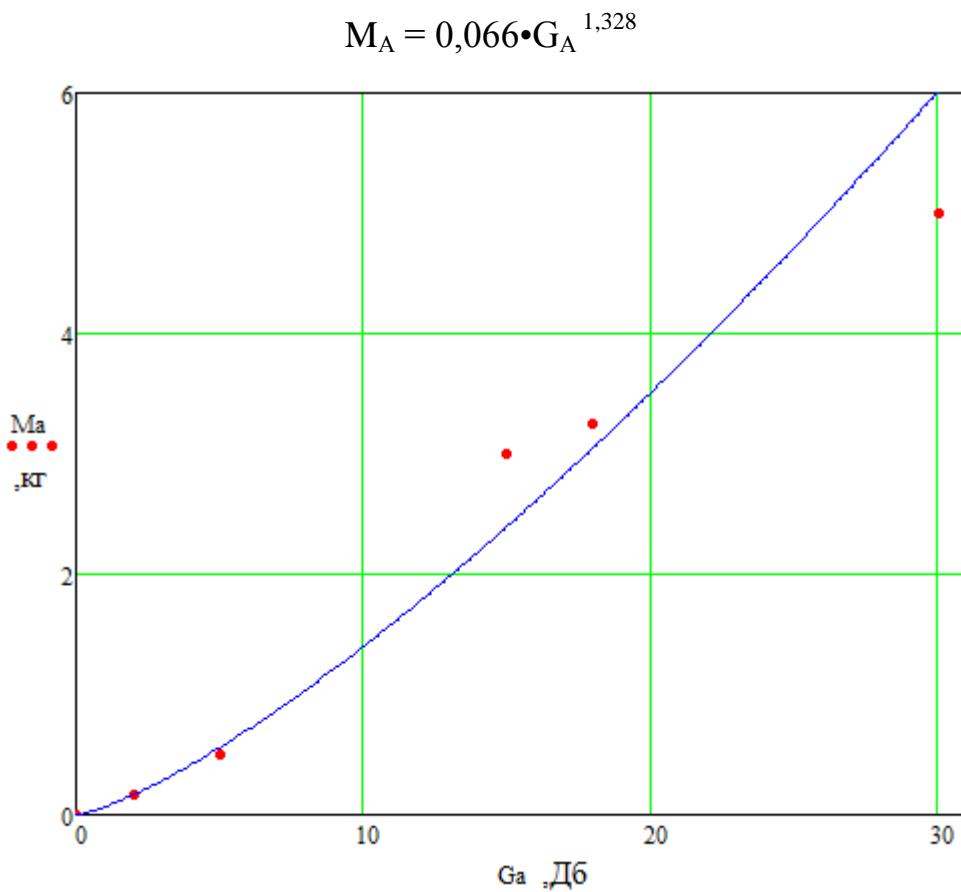


Рисунок 7 – Зависимость массы антенны от коэффициента усиления антенны

Определение оптимальных параметров БРК ЦИ

Зная $P_{\text{ПРД}}=54,05 - 10\lg(G_{\text{ПРД}})$ можно перейти от $M_A = f(G_{\text{ПРД}})$ к $M_A = f(P_{\text{ПРД}})$ и построить суммарный график БРК ЦИ.

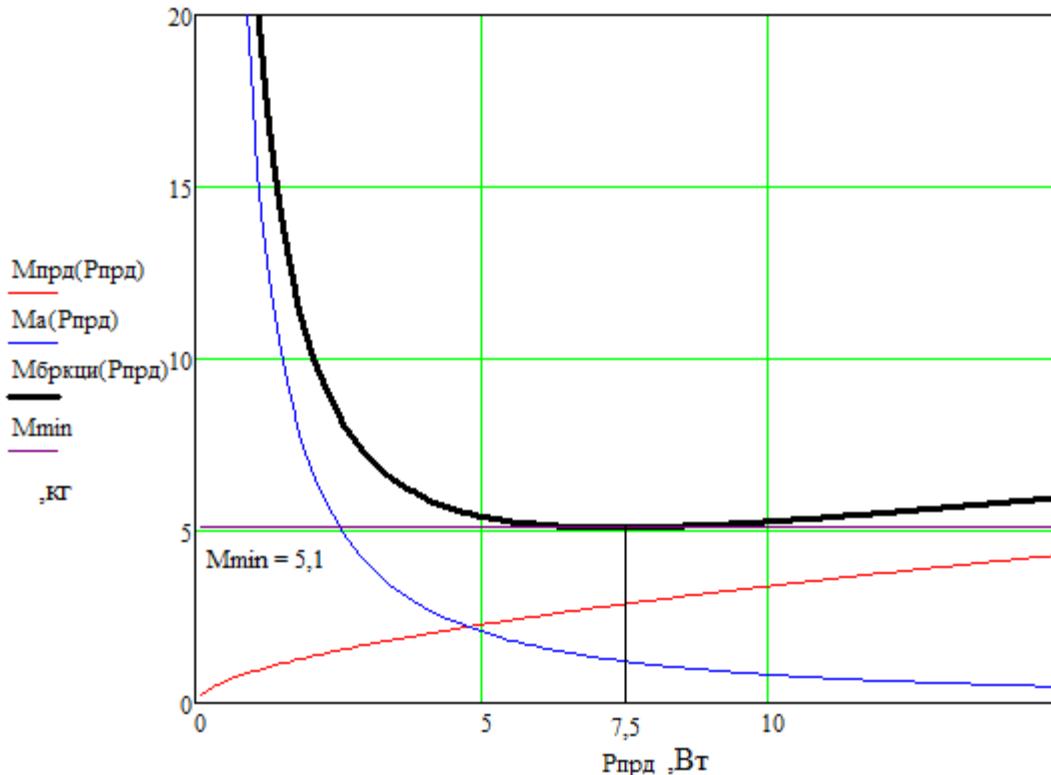


Рисунок 8 – Зависимость массы БРК ЦИ от мощности БРК ЦИ

Оптимальные значения: $M_{\text{БРК ЦИ}} = 5,1 \text{ кг}$, $P_{\text{ПРД}} = 7,5 \text{ Вт}$.

Масса БРК ЦИ складывается из:

M_A - масса антенно-фидерного устройства;

$M_{\text{ПРД}}$ - масса передающего устройства;

$M_{\text{проч}}$ - масса прочих устройств (составляет 20 % от $M_{\text{БРК ЦИ}}$).

$$M_{\text{БРК ЦИ}} = M_A + M_{\text{ПРД}} + M_{\text{проч}} = 0,953 \text{ кг} + 2,876 \text{ кг} + 1,271 \text{ кг} = 5,1 \text{ кг};$$

В результате анализа прототипов был сформирован БРК ЦИ со следующими характеристиками для решения поставленной задачи:

$M_{\text{БРК ЦИ}} = 5,1 \text{ кг};$

$P_{\text{ПРД}} = 7,5 \text{ Вт}.$

Основные технические характеристики БРК представлены в таблице 5.

В состав БРК входит:

- две приемные малонаправленные антенны (МНА ПРМ);
- две передающие малонаправленные антенны (МНА ПРД);
- передающая остронаправленная антenna (ОНА);
- два волноводных вращающихся соединения;
- делитель мощности (ДМ);
- три антенных переключателя (АП);
- два фильтра приёмного тракта;
- один фильтр передающего тракта;
- два коаксиально-волноводных перехода (КВП);
- элементы фидерного тракта.

Таблица 7 – Основные технические характеристики БРК

Наименование параметра	Размерность	Значение параметра	Примечание
Диапазон рабочих частот: • приёмника • передатчика	МГц	7145-7235 8400-8500	
Дальность радиосвязи:	км	от 200 до 400000	
Скорость передачи ТМИ при вероятности ошибки на бит 10^{-5}		32-512 кбит/с	
Скорость передачи КПИ при вероятности ошибки на бит 10^{-6}	бит/с	125, 500, 1000	
CAC	лет	1	

Продолжение таблицы 7

Наименование параметра	Размерность	Значение параметра	Примечание
Дежурный режим ПРМ (каждый ПРМ принимает сигнал в своей полу- сфере)			Одновременная работа 2-х ПРМ
Мощность ПРД	Вт	не менее 7,5	
Число ФК (релейных команд) для систем КА		не менее 32	
Интерфейсы связи		- МПИ по ГОСТ Р 52070-2003 - LVDS	
Точность прогноза <ul style="list-style-type: none"> • по скорости • по ускорению 	м/с м/с ²	± 50 ± 2	
Потребляемая мощность: <ul style="list-style-type: none"> • дежурный режим • сеансный режим 	Вт	не более 30 не более 80	
Масса РК	кг	не более 10	Без учета кабелей
Напряжение питания	В	(27 ⁺⁶ ₋₂)	

Система электроснабжения

Система электроснабжения включает в себя:

- солнечные батареи;
- литий-ионная аккумуляторная батарея;
- блок автоматики и коммутации.

В таблице 8 приведены данные по электропотреблению БА по прототипу «Луна-Глоб» на различных этапах функционирования.

Таблица 8 – данные по электропотреблению КА «Луна-Глоб» на различных этапах функционирования

Этап функционирования КА	Режим работы	Электропотребление БА, Вт
Выведение КА на траекторию перелета к Луне	Построение ПСО	$195 \div 339$
Перелет к Луне	СР	309
	ДР	271
Торможение и перевод на орбиту ИСЛ с высотой 100 км	СР	$261 \div 518$
	ДР	271
Функционирование на полярной орбите ИСЛ (100×100) км	СР	309
	ДР	271
Формирование посадочной орбиты (коррекция) и посадка	СР	$290 \div 533$
	ДР	271
Функционирование на поверхности	СР	$220 \div 260$
	ДР	183

На основании данных таблицы максимальное электропотребление бортовой аппаратуры в установившемся режиме (без учета импульсного потребления пиротехнических средств) не превышает 533 Вт.

Требуемые мощность и площадь БС

БФ входит в состав системы электроснабжения КА и предназначена для электроснабжения бортовых систем КА, а также заряда аккумуляторной батареи на освещенных участках орбиты и поверхности Луны в течение всего срока штатной эксплуатации.

На основании исходных данных прототипа «Луна-Глоб», наиболее энергонапряженным этапом является функционирование КА при подготовке к посадке и собственно при посадке КА. Мощность БФ, требуемая для обеспечения электропотребления бортовых систем КА и заряда АБ, на орбите посадки должна обеспечивать необходимую скорость восполнения ёмкости АБ, расходуемой при прохождении тени в соответствии с циклограммой электропотреблений, приведенной на рисунке 9. К началу сеанса посадки батарея должна быть заряжена полностью.

Условие выполнение энергобаланса на витке:

$$\frac{W_{ДР} \cdot T_{ТЕНИ}}{\eta_{CH}} + Q_{КОР} = (W_{БФ} - \frac{W_{CP}}{\eta_{CH}}) \cdot T_{СЕАНСА} \cdot \eta_{AB} + (W_{БФ} - \frac{W_{ДР}}{\eta_{CH}}) \cdot T_{ДР} \cdot \eta_{AB},$$

где $W_{БФ}$ - Мощность БФ требуемая для заряда АБ (450 Вт);

$W_{ДР}$ - Электропотребление БА в дежурном режиме (271Вт);

W_{CP} - Электропотребление БА в сеансном режиме (309Вт);

$Q_{КОР}$ - Разбаланс АБ после коррекции (34 Вт·ч);

η_{AB} - КПД аккумуляторной батареи по энергии (0,92);

η_{CH} - КПД стабилизатора напряжения (0,96);

$T_{ТЕНИ}$ - Продолжительность теневого участка (34 минуты);

$T_{СЕАНСА}$ - Продолжительность сеанса (60 минут);

$T_{ДР}$ - Длительность ДР на освещенном участке орбиты (20 минут).

Следовательно:

$$W_{БФ} = \frac{W_{ДР} \cdot T_{ТЕНИ} + Q_{КОР} \cdot \eta_{CH} + W_{CP} \cdot T_{СЕАНСА} \cdot \eta_{AB} + W_{ДР} \cdot T_{ДР} \cdot \eta_{AB}}{\eta_{CH} \cdot \eta_{AB} \cdot (T_{СЕАНСА} + T_{ДР})};$$

$$W_{БФ} = 470 \text{ Вт.}$$

При мощности БФ в режиме ПСО 470 Вт и электропотреблении в сеансах коррекции орбиты и торможения от 261 Вт до 518 Вт имеют место только непродолжительные разряды АБ (~16 минут) на глубину не более 9,5 А·ч. Электропотребление на этапе перелета в дежурном режиме составляет 271 Вт, при этом аккумуляторная батарея находится практически в режиме хранения.

Продолжительность теневых участков во время функционирования КА на круговой и посадочной орбитах не превысит 34 минуты.

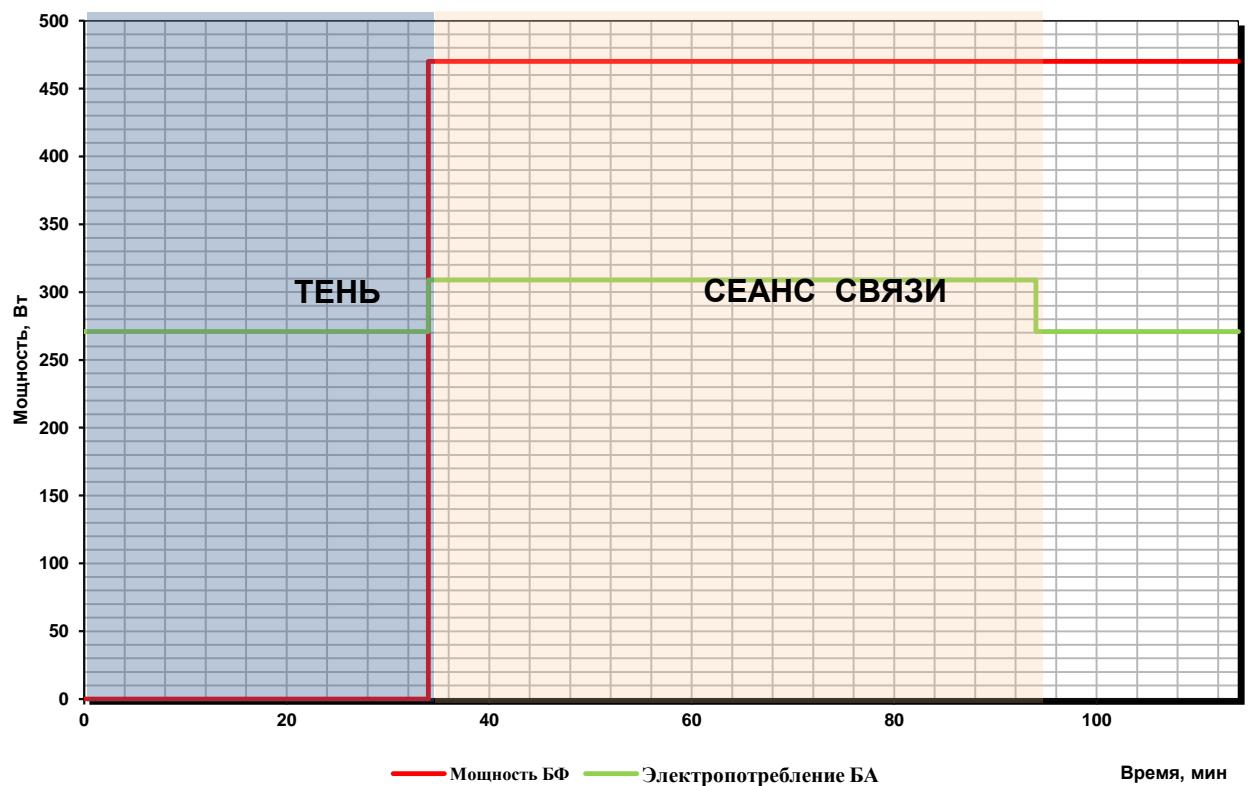


Рисунок 9 – циклограмма электропотребления БА на витке орбиты посадки

Разряды АБ во время выполнения КА орбитальных коррекций на указанных орбитах обусловлены отворотом панелей БФ от Солнца при выдаче корректирующего импульса в режиме инерциальной ориентации.

Компоновка на аппарате панелей солнечных батарей (БС) должна обеспечивать электроэнергией служебные системы на всех этапах функционирования КА.

По предварительным результатам оценки характеристик БФ требуемой мощности (470 Вт) при повышенном напряжении (35,5 В), генераторы БФ должны быть размещены на четырёх панелях БС, при этом располагаемая мощность БФ в начале ресурса с учетом схемы размещения БФ на КА (см. компоновку) составит не менее 494 Вт.

Таким образом, для генерирования требуемой мощности, БС КА должна иметь площадь под установку фотопреобразователей (ФП) не менее $4,514 \text{ м}^2$ и изготавливаться на базе прямоугольных трехкаскадных арсенид-галлиевых ФП производства ОАО «Сатурн».

Мощность БФ при ее размещении на панелях БС общей площадью $4,514 \text{ м}^2$ обеспечивается применением высокоеффективных трехкаскадных арсенид-галлиевых фотопреобразователей (ФПАГ) на германиевой подложке типа 3G30C с КПД 28,48% (в условиях АМ0, 28°C, Eso=1367 Вт/м²) изготовления фирмой ОАО «Сатурн».

Основные характеристики ФПАГ представлены в таблице 9.

Таблица 9 – Характеристики ФПАГ в условиях АМ0, 28°C, Eso=1367 Вт/м²

Параметр	Размерность	Значение
Коэффициент полезного действия	η , %	28,74
Напряжение холостого хода	$U_{oc}(T_0)$, мВ	2700
Плотность тока короткого замыкания	$J_o(T_0)$, мА·см ⁻²	16,9
Напряжение макс. мощности	$U_m(T_0)$, мВ	2350
Плотность тока максимальной мощности	$J_m(T_0)$, мА·см ⁻²	16,7
Температурные коэффициенты: - по напряжению холостого хода	K_{Tuo} , мВ·К ⁻¹	-6,0
- по току короткого замыкания	K_{Tio} , мА·см ⁻² ·К ⁻¹	0,010
- по напряжению макс. мощности	K_{Tum} , мВ·К ⁻¹	-6,1
- по току максимальной мощности	K_{Tim} , мА·см ⁻² ·К ⁻¹	0,009
Коэффициент поглощения лицевой поверхности ФПАГ	a_{Sfp}	0,91
Коэффициент излучения лицевой поверхности ФПАГ	ϵ_{fp}	0,84
Площадь ФПАГ	S, см ²	32,0

Требуемые энергия и мощность АБ

Наиболее энергонапряженным этапом функционирования КА на орбите ИСЛ является участок выполнения маневра коррекции перехода на посадочную орбиту и собственно посадки КА. При этом должно быть обеспечено полное восполнение емкости АБ непосредственно перед сеансом посадки. На рисунке 10 приведен график изменения разрядной емкости АБ на участке проведения второй коррекции на лунной орбите с выполнением последую-

щей серии траекторных измерений с целью коррекции времени включения ДУ КА и осуществления посадки КА на поверхность Луны.

Расход электроэнергии в теневых участках в соответствии с рисунком 10 составляет $5,4 \text{ А} \cdot \text{ч}$. Разряд АБ в сеансе посадки не превышает $16,0 \text{ А} \cdot \text{ч}$.

При величине мощности БФ не менее требуемой (470 Вт) обеспечивается полное восполнение емкости АБ перед посадкой, при этом максимальный разряд аккумуляторной батареи на посадке не превысит $16 \text{ А} \cdot \text{ч}$.

Таким образом, исходя из комплекса наихудших условий:

- продолжительность теневого участка 34 минуты;
- потери мощности БФ при проведении сеанса коррекции до 15%;
- отсутствие мощности БФ в сеансе посадки;

максимальная разрядная емкость АБ на энергонапряженном участке орбиты ИСЛ составит $16 \text{ А} \cdot \text{ч}$.

Максимальная разрядная мощность АБ в сеансе посадки с учетом потерь при преобразовании энергии и 10% запаса, составит 600 Вт.

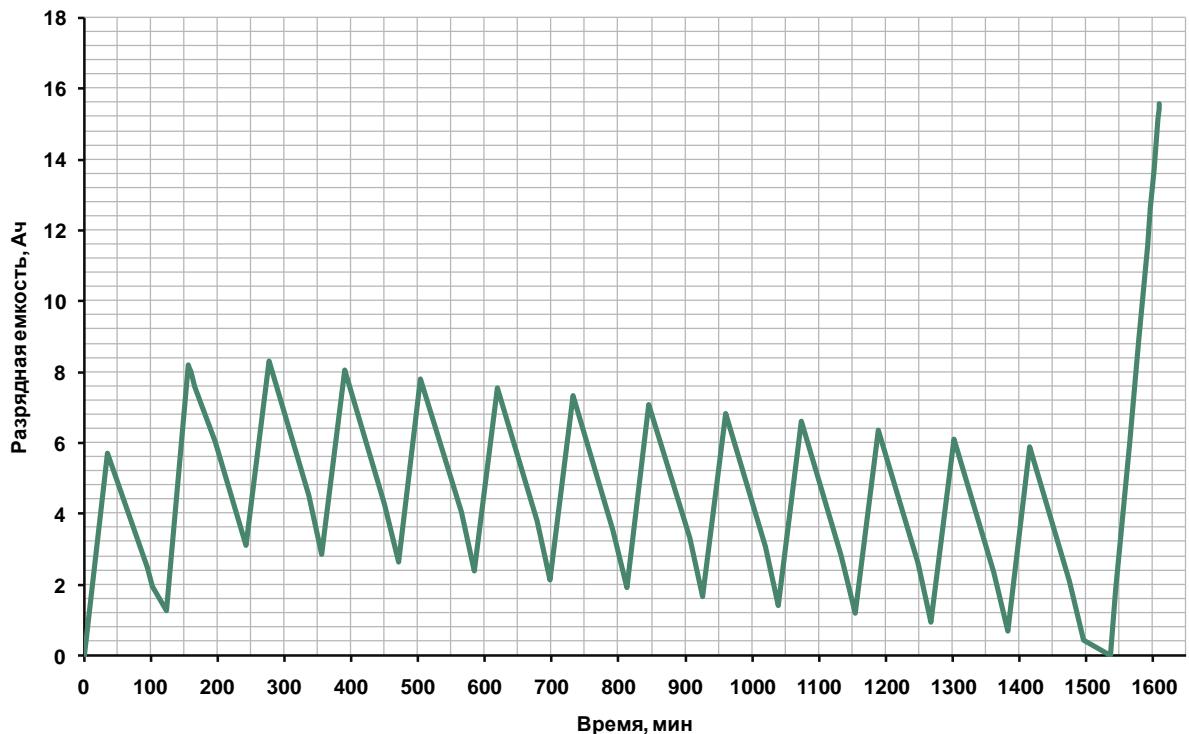


Рисунок 10 – График изменения ёмкости АБ при подготовке и посадке КА

После посадки КА величина требуемой разрядной емкости АБ будет определяться расходом энергии в течение лунной ночи.

Величина требуемой емкости АБ для обеспечения функционирования СЭС в течение лунной ночи (при собственном электропотреблении СЭС ~ 100 мА) с учетом её саморазряда составит ~ 40 А·ч. Кроме того, для проведенияочных сеансов измерений КНА продолжительностью $40 \div 60$ минут (либо после заката, либо перед восходом Солнца) дополнительно требуется ~ 10 А·ч. Таким образом, суммарный расход емкости АБ за лунную ночь составит ~ 50 А·ч, что превышает гарантированную емкость АБ 8ЛИ-40, установленную на прототипе «Луна-Глоб» (~ 31 А·ч).

Для гарантированного обеспечения электропотребления в течение лунной ночи, а также обеспечения проведенияочных сеансов измерений КНА должна использоваться батарея с гарантированной емкостью не менее 65 А·ч (с учетом требуемого расхода ~ 50 А·ч и 15% конструкторского запаса).

Циклический ресурс аккумуляторной батареи системы электроснабжения КА, с учетом заданных условий баллистического функционирования, должен составлять:

- 1 цикл разрядной емкостью ~ 16 А·ч при посадке;
- не менее 5 циклов разрядной емкостью ~ 10 А·ч при выполнении маневров коррекции и торможения;
- не менее 50 циклов разрядной емкостью ~ 6 А·ч при прохождении теневых участков за время функционирования на окололунных и посадочной орбитах;
- не менее 60 циклов разрядной емкостью ~ 6 А·ч в течение 12 лунных дней;

Таким образом, общий циклический ресурс АБ составит не более 130 циклов в течение САС КА.

В качестве аккумуляторной батареи системы электроснабжения КА предлагается применить АБ 8ЛИ-70. В таблице 10 приведены основные технические характеристики АБ 8ЛИ-70.

Таблица 10 – Технические характеристики АБ 8ЛИ-70

Технические характеристики	Значение
Состав батареи	
Количество ЛИА	8
Количество термометров	6
Количество байпасных переключателей	нет
Количество балансировочных резисторов	нет
Количество нагревателей	нет
Энергомощностные характеристики	
Номинальная энергоемкость, Вт·ч	2020
Энергоёмкость в конце САС, Вт·ч	1340
Номинальная емкость, А·ч	70
Глубина разряда, %	66
Ток заряда, не более, А	15
Ток разряда, не более, А	25
Максимальное напряжение АБ, В	33,2
Минимальное напряжение АБ, В	25
Саморазряд, % в сутки, не более	1
Конструктивные требования	
Масса батареи, кг	20
Удельная энергия, Вт*ч/кг	101
Тепловой режим	
Температура циклирования, °C	5...30

Продолжение таблицы 10

Технические характеристики	Значение
Температура транспортирования, °C	-50...+50
Температура хранения, °C	-10...+10
Требования по надежности:	
СAC, лет	3
общий ресурс, лет	5
количество циклов:	
глубиной разряда 66%	6
глубиной разряда 17%	9720
ВБР	0,998

В таблице 11 приведены итоговые технические характеристики СЭС с уточненными массами агрегатов.

Таблица 11 - Технические характеристики СЭС

Параметр			Значение
СAC, лет			1
Номиналы выходного напряжения СЭС, В			$27,5 \pm 0,35$
			$30,0 \pm 2,5$
Мощность, потребляемая БА, Вт	на освещенном участке орбиты		«+27CH» 600
			«+HСt» 250
	в тени		«+27CH» 600
			«+HСt» 250
Масса БС на основе фотопреобразователей из GaAs, кг			23,5
Масса ФП из GaAs с монтажем (в составе БС), кг			8,5

Продолжение таблицы 11

Параметр	Значение
Площадь БС по панелям, м ²	4,514
Масса комплекта литий-ионной АБ 8ЛИ-70, кг	20
Масса БАК, кг	18,5
Масса СЭС КА, кг	57,0

Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима (СОТР) КА предназначена для обеспечения на всех этапах эксплуатации заданного температурного режима посадочных мест аппаратуры и бортового оборудования.

Задачей СОТР является минимизация несанкционированного теплообмена с окружающей средой, регулирование теплоотвода от КА в окружающее пространство при увеличении тепловыделения на КА при включении бортового оборудования (например, в сеансах связи или при проведении коррекций траектории полета) и компенсация неустранимых теплостоков в окружающее пространство с целью поддержания заданного температурного диапазона на КА.

СОТР КА включает комплекс пассивных средств обеспечения теплового режима (ЭВТИ, специальные термооптические покрытия, нормированные термические связи, тепловые трубы) и активные средства обеспечения теплового режима – электронагреватели.

Система обеспечения теплового режима КА состоит из следующих подсистем:

- система обеспечения теплового режима ДУ (СОТР ДУ);

- система обеспечения теплового режима приборного отсека (СОТР ПО);
- системы обеспечения теплового режима выносных элементов.

Разбиение СОТР КА на подсистемы обусловлено компоновочной схемой КА, периодом функционирования и допустимыми диапазонами температур оборудования и аппаратуры.

Система обеспечения теплового режима ДУ

В СОТР ДУ используются следующие средства обеспечения теплового режима:

- покрытия с заданными термооптическими характеристиками;
- теплоизоляция;
- нормируемые термические связи элементов конструкции;
- использование теплоемкости конструкции и оборудования;
- электронагреватели.

С целью уменьшения амплитуды изменения температур посадочных мест аппаратуры и оборудования КА используется теплоемкость топлива, конструкции и оборудования для аккумулирования тепловой энергии.

Часть аппаратуры и оборудования ДУ установлена на кронштейнах.

Тепловая мощность, выделяющаяся в приборах и оборудовании, с помощью лучистого и кондуктивного теплообмена передается на конструкцию топливных баков, повышая температуру элементов конструкции и топлива.

Такая схема СОТР позволяет поддерживать температуру посадочных мест аппаратуры, установленной на ДУ в допустимом диапазоне без использования радиаторов.

Тепловой режим маршевого двигателя и двигателей малой тяги в процессе эксплуатации обеспечивается конструкцией указанных двигателей.

Тепловой режим топливных баков обеспечивается установкой электронагревателей мощностью 8-10 Вт на каждый бак, а также лучистым и кондуктивным теплообменом между баками и аппаратурой. Это реализуется установкой общей теплоизоляции на аппаратуру и ДУ и нанесением термооптического покрытия на поверхности взаимного лучистого теплообмена, а также конструктивным исполнением кронштейнов крепления аппаратуры к бакам. Электронагреватели мощностью по 5-8 Вт устанавливаются также на каждом топливном баке системы ориентации.

Заданная температура установочных кронштейнов двигателей малой тяги обеспечивается за счет организации кондуктивной тепловой связи каждого кронштейна с соответствующим топливным баком и установкой нагревателей мощностью 7-10 Вт каждый.

Вся наружная поверхность ДУ кроме зоны со стороны сопел маршевого двигателя закрывается экранно-вакуумной теплоизоляцией (30 слоёв ЭВТИ-2В). В зоне расположения высокотемпературных агрегатов маршевого двигателя и двигателей малой тяги поверхности ДУ закрываются высокотемпературной теплоизоляцией или теплозащитными экранами.

Для обеспечения теплового режима маршевого двигателя предусматривается элемент в конструкции ДУ, ограничивающий лучистый теплообмен двигателя с окружающим пространством после остывания двигателя до заданных температур, в виде теплоизолированной крышки с электронагревателем мощностью 20 Вт.

Для обеспечения теплового режима аппаратуры и оборудования КА на трассе перелета Земля-Луна на пассивных участках полёта может потребоваться закрутка КА вокруг оси «Х».

Обеспечение теплового режима приборов и оборудования внешнего расположения

СОТР КА должна обеспечивать тепловой режим приборов и оборудования, установленного, на выносных кронштейнах. К некоторым из приборов внешнего расположения температурные требования эксплуатации настолько широкие, что не требуется никаких дополнительных мероприятий кроме окраски специальной эмалью для поддержания температуры в заданном диапазоне. Для других приборов и оборудования необходимо предусмотреть автономные средства обеспечения теплового режима, к которым относятся электронагреватели.

Тепловой режим приводов ОНА, кронштейна ДИСД и кронштейна Lidar обеспечивается установкой электронагревателей.

Система обеспечения теплового режима приборного отсека

Состав и параметры системы обеспечения теплового режима ПО определяются в первую очередь условиями функционирования ПО на поверхности Луны. В период пребывания ПО на поверхности Луны в течении месяца, ПО подвергается длительному совместному тепловому воздействию от Солнца и от освещенной поверхности Луны или находится в тени, когда внешние тепловые потоки минимальны. Угол Солнца над горизонтом при лунном дне составляет величину не более 5 градусов. Угол между осью «Х» КА и направлением силы тяжести в точке посадки на поверхность луны не более 7 градусов.

СОТР ПО основана на сочетании элементов, которые обеспечивают ее функционирование, как в условиях невесомости, так и в условиях лунной и земной гравитации, а именно: с применением аксиальных тепловых труб (АТТ) и регулируемых контурных тепловых труб (КнТТ). При этом, АТТ в

условиях гравитации обеспечивают тепловой режим ТСП, работая в режиме термосифона.

СОТР ПО состоит из следующих основных элементов:

- тепловой сотопанели (ТСП), предназначеннной для аппаратуры служебных систем (СС),
- радиационного теплообменника на базе КнТТ, обеспечивающего регулируемый отвод тепла от ТСП в окружающую среду;
- теплоизоляции и температурных датчиков.

В верхней части ТСП устанавливается испаритель КнТТ и закрепляется радиатор СОТР под прямым углом к ТСП. Регулируемый обогрев ТСП производится отбором мощности от АБ и сбросом избыточной тепловой мощности с помощью теплопровода на базе КнТТ через радиатор .

СОТР ПО позволяет обеспечить температурный режим ТСП на всех этапах функционирования КА

Среднее тепловыделение от оборудования установленного на ТСП принималось равным 50 Вт. При этом, максимальный угол падения солнечных лучей на излучающую поверхность радиатора не должен превышать 30° на всех этапах существования КА.

Аксиальные ТТ установленные в ТСП должны сохранять свою работоспособность в диапазоне температур от минус 50 до плюс 50 °С. Используемый теплоноситель - аммиак.

В верхней зоне АТТ ТСП имеют тепловое соединение с испарителем КнТТ теплопровода радиатора (ТП РТ).

ТП РТ выполнен на базе двух регулируемых КнТТ, конденсаторы которых равномерно интегрированы в радиатор. Излучающая поверхность радиатора должна иметь оптические характеристики $As \leq 0.19$ и $\varepsilon > 0.85$ с учетом

деградации. Площадь излучающей поверхности радиатора должна быть не менее 1,4м².

Температурный диапазон работы РТ, а также интегрированных в него, либо, экспонированных в открытое пространство частей КнТТ (конденсаторов и транспортных зон) составляет от минус 180 до плюс 50 °С.

Температурный диапазон работы испарителя теплопровода РТ составляет от минус 50 до плюс 50 °С.

Максимальная передаваемая тепловая нагрузка теплопровода РТ составляет не менее 200 Вт на каждую КнТТ.

Используемый теплоноситель - пропилен.

Температурные требования

Диапазоны допустимых температур приборов, агрегатов и элементов конструкции КА указаны в таблице 12.

Таблица 12 – Диапазоны допустимых температур приборов, агрегатов и элементов конструкции КА

N п/п	Наименование системы	Допустимый диапазон температур, °C
1	Посадочные места блоков служебной аппаратуры КА	-30 – +50
2	Посадочные места приборов и блоков на выносных элементах конструкции	-150 – +150
3	Посадочные места астроприборов	-15 – +45
4	Несущая конструкция БФ	-150 – +150
5	Панели БФ	-160 – +150
6	Пиросистемы узлов раскрытия и разделения	-100 – +100
7	Рабочая поверхность радиатора	-150 – +60
8	Компоненты топлива в баках	+5 – +35
9	Компоненты топлива на входе в маршевый двигатель	+5 – +35
10	Компоненты топлива на входе в двигатели ма- лой тяги	+5 – +35
11	Разность температур компонентов топлива на входе в двигатели	Не более 10
12	Привод НА	-50 – +50

Бортовой комплекс управления

БКУ КА предназначен для решения следующих основных задач:

- управление движением центра масс аппарата и движением вокруг центра масс;
- наведение направленной антенны на наземный измерительный пункт;
- управление бортовыми системами и устройствами;
- управление двигательной установкой;
- обеспечение высокоточной и безопасной посадки по информации системы НДА;
- контроль работоспособности аппаратуры БКУ и бортовых систем КА, переключение резервных устройств и приборов в программируемых случаях.

Управление движением центра масс аппарата и движением вокруг центра масс должно проводиться на следующих участках экспедиции:

- коррекция траектории КА на перелетной траектории Земля-Луна;
- перелет Земля-Луна;
- переход на орбиту искусственного спутника Луны;
- функционирование на орбите искусственного спутника Луны
- управление функционированием аппаратуры и системой технического зрения на поверхности Луны.

Управление двигательной установкой должно проводиться на следующих этапах:

- приземный сеанс – подготовка ДУ к работе;
- коррекции на перелете Земля-Луна;
- торможение и выход КА на орбиту ИСЛ;
- коррекции орбиты ИСЛ;
- сход с орбиты и мягкая посадка.

Приборный состав БКУ

БКУ КА состоит из:

- комплекс бортовой интегрированный вычислительный БИВК, разработчик и изготовитель ЗАО НТЦ «Модуль»;
- адаптер связи АС18Р2 разработчик и изготовитель ОАО «НИИ Микроприборов им. Г.Я. Гуськова», обеспечивает управление приводами при наведении НА, а также обеспечивает управление часами реального времени;
- блок определения координат звезд модифицированный (БОКЗ) - 2 прибора, разработчик и изготовитель ИКИ РАН;
- бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) разработчик и изготовитель НПО ИТ;
- солнечный датчик 347К (СД) - 4 прибора, разработчик и изготовитель ОАО «НПП «Геофизика-Космос»;
- доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД) разработчик и изготовитель ОАО «Концерн «Вега»»;
- привод направленной антенны (П НА) – разработчик и изготовитель ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Массовые характеристики приборов БКУ

Массовые характеристики приборов БКУ КА приведены в таблице 13.

Таблица 13 – Массовые характеристики приборов БКУ

Прибор	Наименование	Масса прибора, кг	Кол-во, шт.	Общая масса, кг
БИВК	Комплекс бортовой интегрированный вычислительный	7,10	1	7,10
БОКЗ	Блок определения координат звезд модифицированный	2,00	2	4,00
СД 347К	Солнечный датчик	0,75	4	3,00
БИБ	Бесплатформенный инерциальный блок	1,50	1	1,50
АС 18Р2	Адаптер связи	2,50	1	2,50
ДИСД	Доплеровский измеритель скорости и дальности	9,00	1	9,00
ПНА	Привод направленной антенны	2,5	1	2,5
БУ	Блок управления	10,7	1	16,0
БКС	Бортовая кабельная сеть			7,4
БКУ	Бортовой комплекс управления			43,0

Примечание - Масса БКС взята из расчета 20% от суммарной массы приборов БКУ.

Характеристики энергопотребления приборов БКУ

Значения энергопотребления отдельных приборов БКУ приведены в таблице 14.

Таблица 14 - Энергопотребление приборов БКУ

Прибор	Наименование	Потребление, Вт
БИВК	Бортовой интегрированный вычислительный комплекс	не более 33
БОКЗ	Блок определения координат звезд	не более 22
СД 347К	Солнечный датчик	не более 10
БИБ	Бесплатформенный инерциальный блок	не более 20
АС 18Р2	Адаптер связи	не более 14
ДИСД	Доплеровский измеритель скорости и дальности	не более 50
ПНА	Привод направленной антенны	не более 32
БУ	Блок управления	не более 30

Система высокоточной и безопасной посадки

Система высокоточной и безопасной посадки (СВБП) предназначена для обеспечения посадки КА в сложных геологических условиях методом визуальной навигации, обнаружения и увода от опасных объектов.

Система разрабатывается Европейским космическим агентством и называется «Visual Navigation and Hazard Detection and Avoidance (VN&HDA)».

Система функционирует на этапах снижения и посадки как показано на рисунке 11.

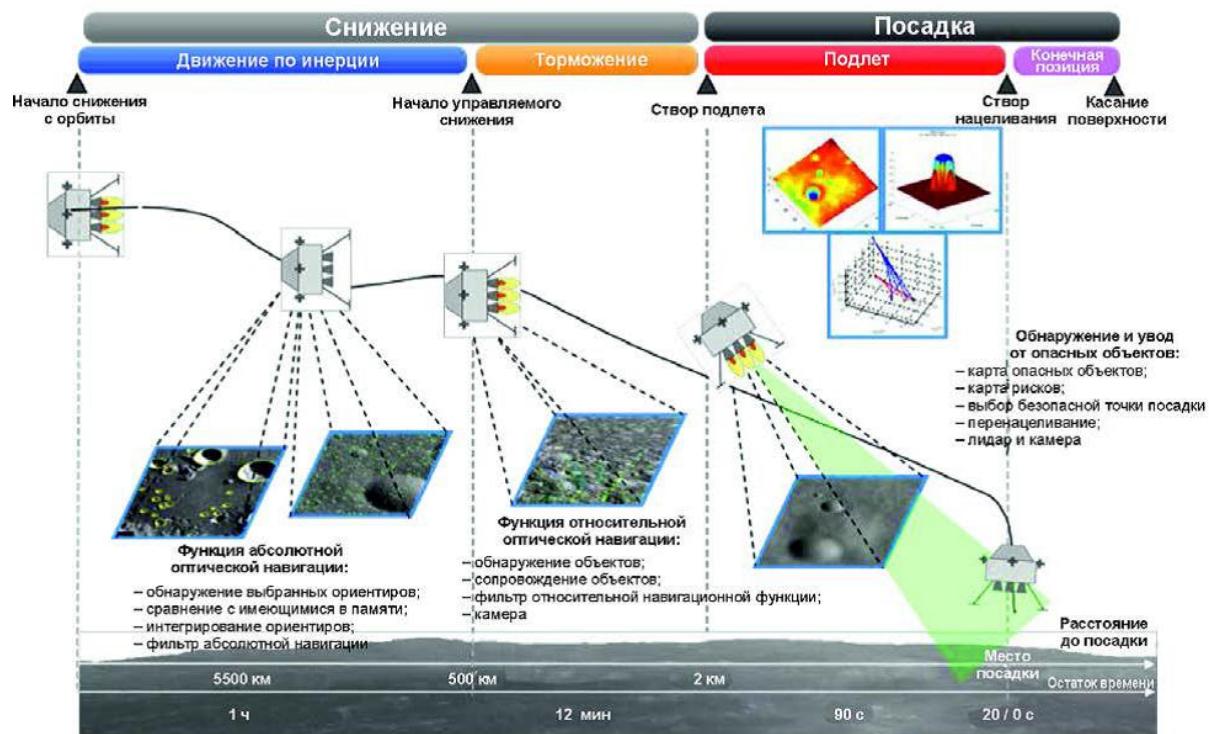


Рисунок 11 – Типовые этапы снижения и посадки, их контрольные точки, а также соответствующая работа функций системы визуальной навигации, обнаружения и увода от опасных объектов

В бортовой состав системы входят:

- камеры для навигации;
- трехмерный измеритель дальности LIDAR;
- специальное программное обеспечение вычислителя для обработки изображений.

Конструктивно-компоновочная схема КА

Конструктивно-компоновочная схема разрабатываемого аппарата приведена на рисунках 12 и 13.

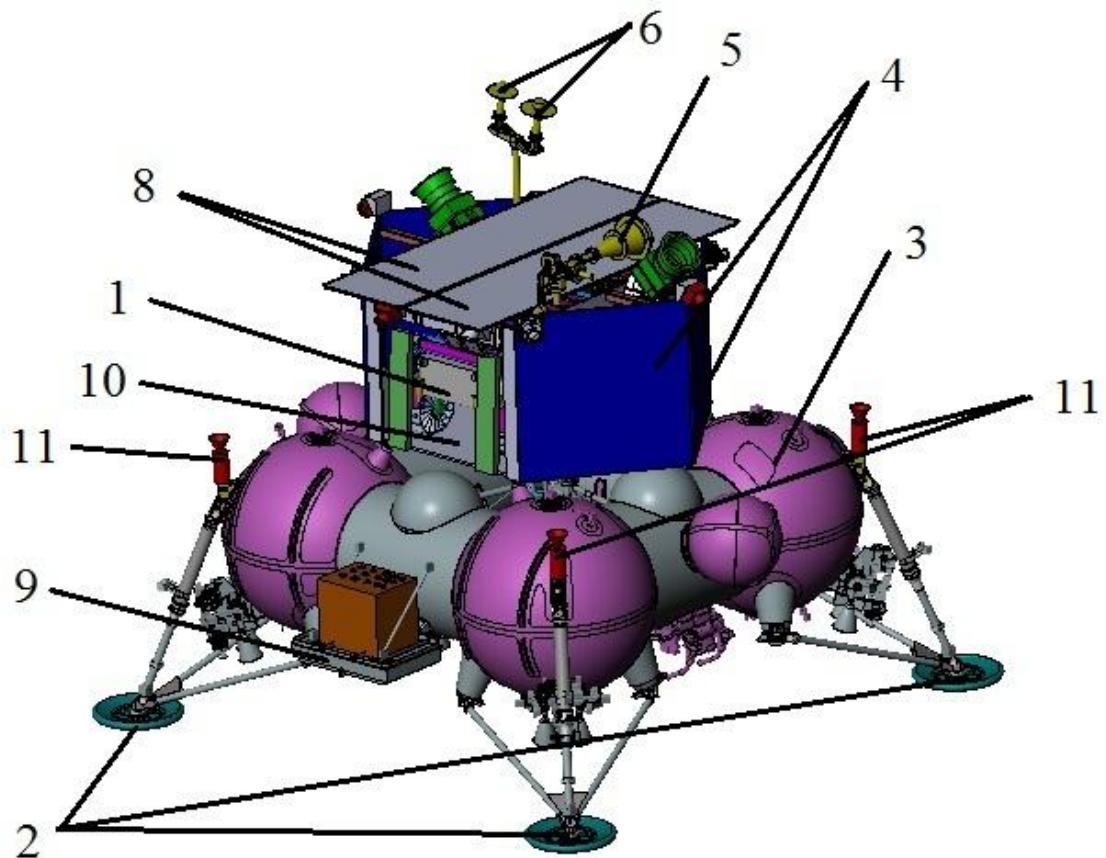


Рисунок 12 – Конструктивно-компоновочная схема КА

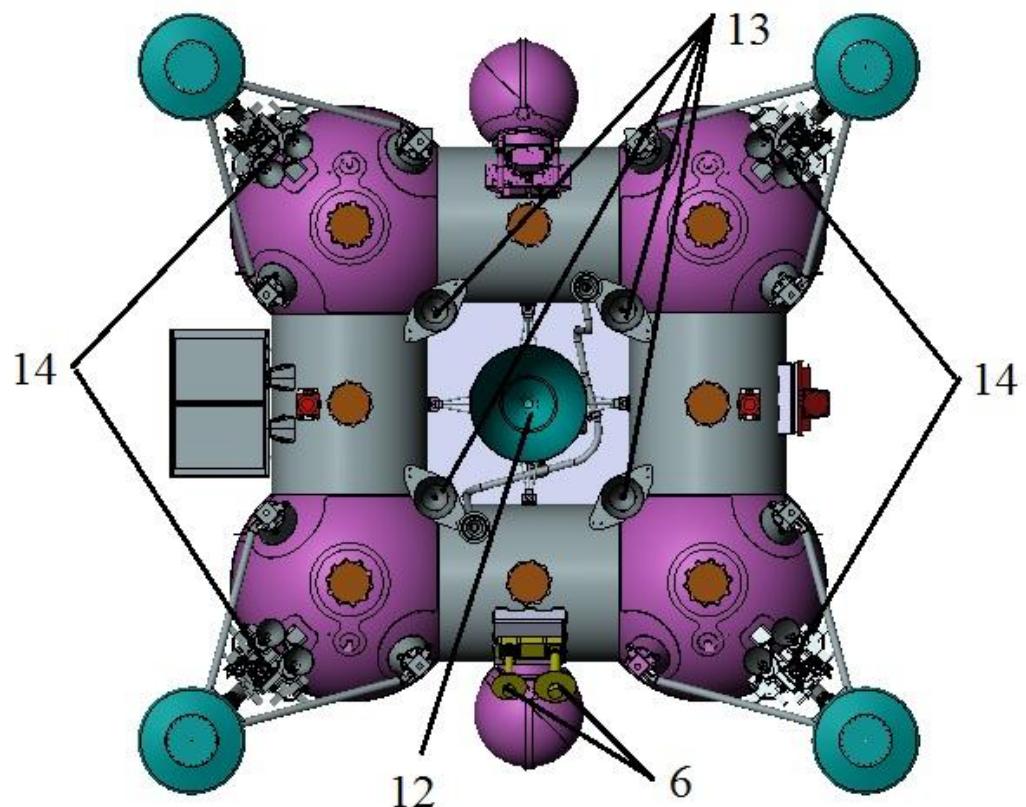


Рисунок 13 – Конструктивно-компоновочная схема КА (вид снизу)

- 1 – луноход;
- 2 – посадочное устройство;
- 3 – блок баков;
- 4 – панели солнечных батарей;
- 5 – антенна направленная;
- 6 – малонаправленные антенны;
- 7 – панель уголковых отражателей;
- 8 – радиаторы-излучатели;
- 9 – доп. панель для приборов;
- 10 – приборный отсек;
- 11 – твердотопливные двигатели малой тяги;
- 12 – маршевая двигательная установка;
- 13 – двигатели мягкой посадки;
- 14 – двигатели СОиС.

Расчёты массовых и инерционных характеристик проводились в программе SolidWorks 2013. Результаты расчётов занесены в таблицу 15.

Стоит отметить, что в реальный центр масс не заправленного КА не лежит в одной точке, на самом деле он находится внутри сферы радиусом 30 мм и с центром в расчётном центре масс.

Таблица 15 – Массовые и инерционные характеристики КА

Параметр	Значение
Плотность компоновки КА, $\text{кг}/\text{м}^3$	143,62
Центр масс КА, мм	$R_x = 780,16$ $R_y = 0,01$ $R_z = 0,02$
Моменты инерции КА, $\text{кг}\cdot\text{м}^2$	$I_x = 643,51$ $I_y = 809,34$ $I_z = 818,05$

Вывод

В данной части дипломного проекта:

- разработана конструктивно-компоновочная схема КА;
- спроектированы основные бортовые системы, обеспечивающие корректную работу КА на каждом этапе экспедиции;
- рассчитаны массовые и инерционные характеристики КА;
- определена масса подсистем и составлена лимитно-массовая сводка разрабатываемого КА.

СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

Для осуществления прилунения на участке спуска, необходимо снизить скорость космического аппарата до приемлемого значения. Эту задачу выполняет маршевый двигатель, который снижает скорость аппарата до величины нескольких метров в секунду. Но, тем не менее, даже эта небольшая скорость (порядка 3-4 м/с) способна создать серьёзные перегрузки, при «жесткой посадке» аппарата, что может привести к выходу из строя всего КА и перевозимого им лунохода. Также возникает проблема «отскока» КА от поверхности Луны при посадке.

Для обеспечения «мягкой посадки» на поверхности Луны требовалось создать специальное посадочное устройство, способное погасить остаточную кинетическую энергию. За основу была взята схема, состоящая из 4-х стоек, состоящих из V-образного подкоса, опоры и амортизатора – основной части устройства.

Для предотвращения «отскока» КА от поверхности Луны при посадке применяются четыре твердотопливных двигателя установленных на блоке баков. Задача этих двигателей состоит в том, чтобы в момент контакта посадочных лап с Лунной поверхностью «притянуть» дополнительным импульсом КА к поверхности.

Основная часть амортизатора – энергопоглотитель, который должен удовлетворять определенным требованиям:

- малая масса;
- запас по энергоемкости, в случае посадки с более высокими скоростями;
- способность действовать в условиях глубокого вакуума и резкого перепада температур;

- прочность и живучесть при нерасчетных условиях посадки (удар о камень, попадание в щель, посадка не на все опоры).

В число таких энергопоглотителей вошли:

- сотовый;
- деформируемый стальной стержень;
- плунжер с деформируемой трубой;
- полый стержень (или несколько) с фильтером (профилем);
- деформируемая сфера.

Описание основных энергопоглотителей

Сотовые энергопоглотители

Сотовые энергопоглотители (см. рисунок 14) полностью или частично разрушающиеся при посадке аппарата, относятся к энергопоглотителям одноразового действия. Низкая собственная масса, достаточно хорошее совпадение данных динамических и статических испытаний, сопротивление сотового блока смятию практически неизменно на всем этапе работы.

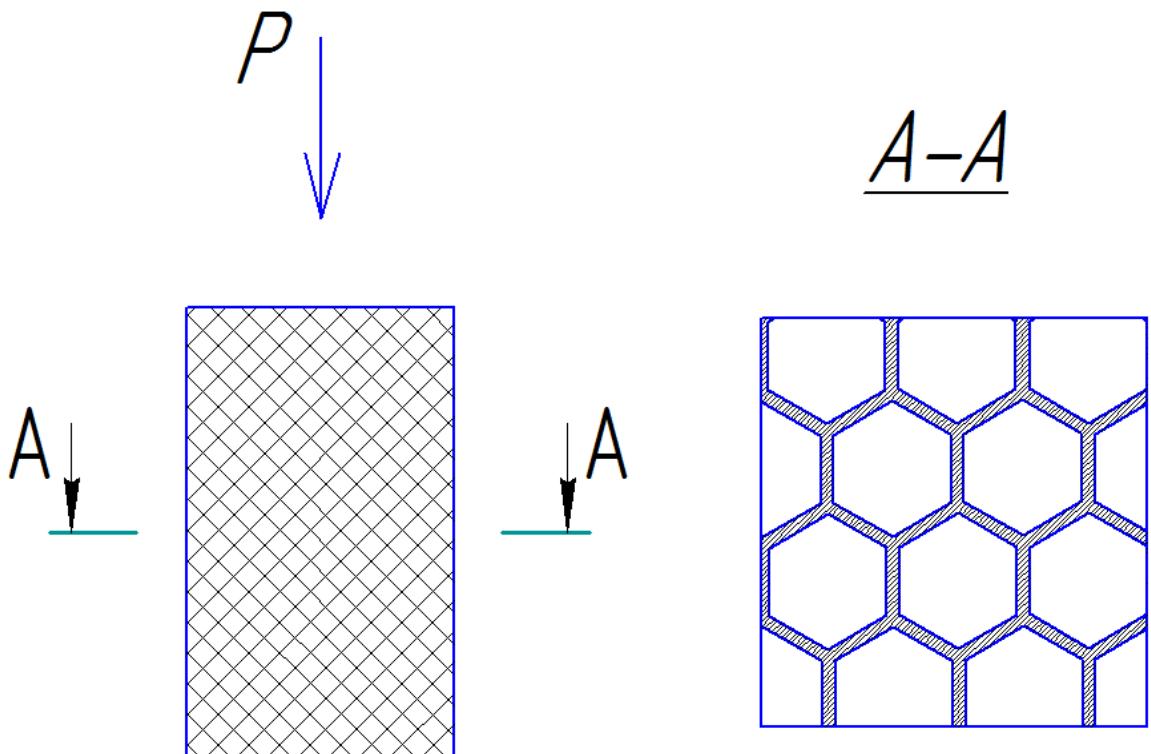


Рисунок 14 – Сотовый энергопоглотитель

Основные недостатки:

- сложность в подборе необходимой формы ячеек сотового блока и их материала;
- сложность изготовления сот .

Положительные качества:

- низкая собственная масса;
- удобство в эксплуатации.

Энергопоглотители с деформируемым стальным стержнем

Энергопоглотители могут иметь разную конструкцию, основными элементами которой являются две телескопически соединенные трубы с расположенным внутри них стержнем. Стальной стержень посредством специаль-

ных переходников и втулок соединяется с обеими трубами. Ударная нагрузка при посадке через внутреннюю трубу (шток) передается на стержень. При этом стержень растягивается, так как другой его конец жестко соединен с наружной трубой. Если усилие, растягивающее стержень, превысит предел текучести его материала, то начнется пластическая деформация стержня, в результате которой и происходит поглощение энергии удара (см. чертёж МАИ.0000.200 СБ).

Основные недостатки:

- в силу конструктивных особенностей при использовании стержня увеличиваются габариты как всего ПУ, так и аппарата в целом, а уменьшение размеров энергопоглотителя приводит к увеличению усилия растяжения стержня при уменьшении его хода.

Положительные качества:

- высокая энергоемкость;
- простота конструкции с точки зрения технологии, изготовления и эксплуатации.

Энергопоглотитель на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия

При нагружении амортизатора плунжер, установленный на штоке, внедряется в трубу, деформирует её, увеличивая диаметр, при этом происходит поглощение кинетической энергии посадки (см. чертёж МАИ.0000.100 СБ).

Положительные качества:

- компактность конструкции;
- удобство сборки

Основные недостатки:

- большое количество испытаний для достижения требуемого значения усилия;
- сложность в подборе используемых материалов, смазочных средств.

Энергопоглотитель с полым стержнем и фильтерой

В данном варианте амортизирующего устройства, при нагружении, через фильтеру (профиль) проходит несколько трубок (см. рисунок 15), деформируясь и изменяя свое сечение, гасится остаточная кинетическая энергия. Каждая из таких трубок с торца уже имеет необходимое сечение для облегчения установки в фильтере.

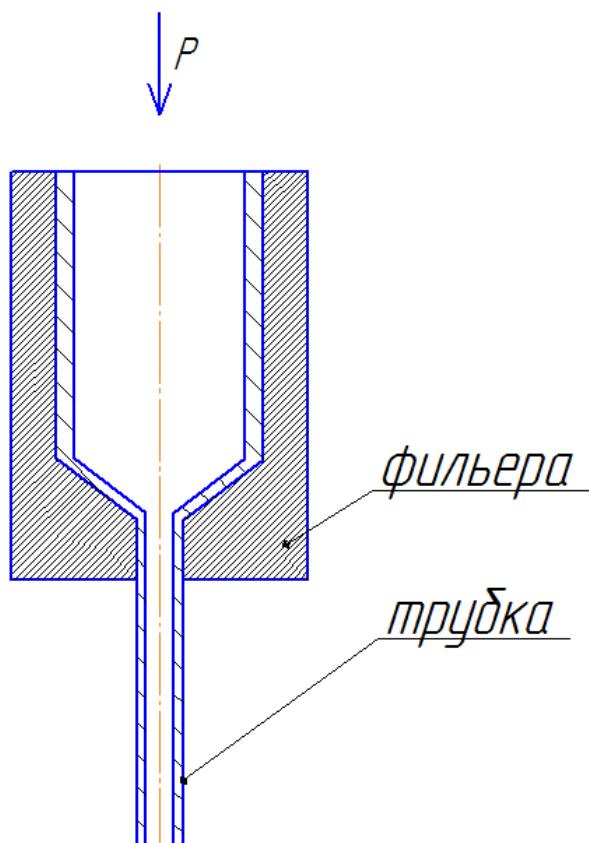


Рисунок 15 – Энергопоглотитель с полым стержнем и фильтерой

Основные недостатки:

- при увеличении нагрузки, приходящей на конструкцию, увеличивается количество трубок, необходимых для поглощения кинетической энергии, что напрямую влияет на массу посадочного устройства;
- сложность в креплении трубок внутри амортизатора.

Положительные качества:

- компактность конструкции;
- использование стандартных изделий (трубок);
- стабильные значения усилия деформации.

Энергопоглотитель на основе деформируемой сферы

Конструкция выполнена из химически фрезерованных полусфер (см. рисунок 16). При контакте с поверхностью такая сфера подвергается смятию и частичному разрушению, благодаря чему происходит поглощение кинетической энергии.

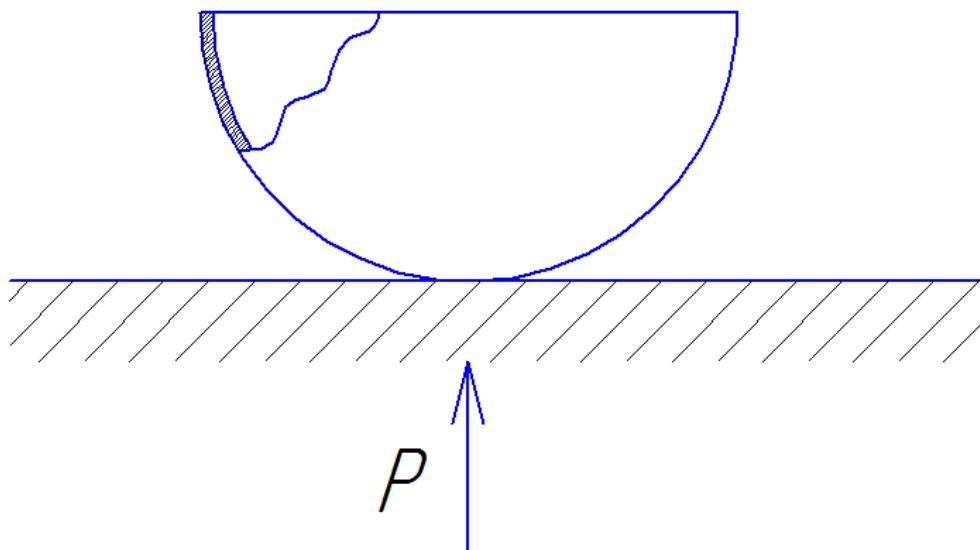


Рисунок 16 – Амортизатор на основе деформируемой сферы

Основные недостатки:

- высокая трудоемкость в изготовлении и сборке полусфер;
- сложность расчета усилия при деформации полусфер;
- большая масса конструкции.

Положительные качества:

- менее требователен (при посадке) к рельефу поверхности;
- работа деформации сферы возможна во всех направлениях.

Амортизаторы с энергопоглотителем в виде деформируемых стержней и сотовых блоков были применены на автоматических КА «Луна-16», «Луна-17», «Луна-20», «Луна-21», «Луна-24», совершивших мягкие посадки в различные районы лунной поверхности.

Для посадки на поверхность Марса на малой метеорологической станции (MMC) был применен амортизатор на основе фильтрного энергопоглотителя. Конструкция со сферическим энергопоглотителем была применена на аппарате Mars-75. Что же касается посадочного устройства на основе амортизатора с деформируемой трубой и плунжером, то на данный момент он был использован только на КА «Фобос-Грунт».

В рамках данной специальной части, я подробно рассмотрю конструкцию посадочного устройства на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия и конструкцию посадочного устройства с энергопоглотителем на основе деформируемого стального стержня.

Посадочное устройство КА на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия

Посадочное устройство (ПУ) предназначено для обеспечения «мягкой» посадки КА на поверхность Луны с заданными перегрузками.

За прототип выбрано ПУ КА «Фобос-Грунт» с включением элементов конструкции посадочного устройства КА «Луна-Ресурс».

Посадочное устройство состоит из четырех стоек, которые установлены на баках КА. Каждая стойка состоит из амортизатора, V-образного подкоса, опоры. Верхние концы подкоса и амортизатора шарнирно крепятся к кронштейнам на баках КА. Нижний конец амортизатора шарнирно закреплен к V-образному подкосу.

Амортизатор состоит из следующих основных деталей: сварного корпуса, штока, плунжера, деформируемой трубы, внутренней и внешних втулок, пирочки. Детали соединяются посредством резьбовых соединений. Корпус, шток и труба изготовлены из алюминиевого сплава АМг6. Плунжер, внешняя и внутренняя втулки изготовлены из материала 20Х13-Ш-Т. Внутренняя втулка установлена в корпусе и зафиксирована в нем штоком пирочки. Деформируемая труба вставлена во внутреннюю втулку и торцевым пояском опирается в неё. Плунжер, закрепленный на штоке, заведен в трубу и своей конической поверхностью прилегает к внутренней поверхности деформируемой трубы. Корпус, шток и другие детали фиксируются относительно друг друга внешней втулкой.

Подкос сварной, изготовлен из тонкостенных труб сплава АМг6. Трубы, с одной стороны приварены к V-образному кронштейну, а с другой к каждой трубе приварены кронштейны, которыми подкос крепится болтами к кронштейнам бака КА.

Опора установлена на сферической опоре, закрепленной на V-образном подкосе. Опора выполнена клёпано-сварной, из материала АМг6. Она состоит из кольцевого периферийного шпангоута, изготовленного из трубы, центрального силового корпуса и тонкостенной обшивки, которая приварена к трубе и приклёпана к силовому корпусу. В центре корпуса установлен вкладыш, в котором выполнена сферическая поверхность. На эту поверхность опирается сферическая опора, установленная на V-образном подкосе, и притягивается к ней накидной гайкой.

Принцип работы основан на поглощении кинетической энергии деформируемой трубой амортизатора. При нагружении амортизатора плунжер, установленный на штоке, внедряется в трубу, деформирует её, увеличивая диаметр, при этом происходит поглощение кинетической энергии посадки. Для уменьшения и стабилизации клиренса производится срабатывание пирочеки, которая фиксирует внутреннюю втулку. После этого происходит перемещение втулки, деформируемой трубы и внедрившегося в неё штока с плунжером.

Прочностной расчёт посадочного устройства

Исходные данные:

- Угол отклонения продольной оси КА от гравитационной вертикали в момент посадки не превышает $\beta = 7^\circ$. (Обеспечивается системой управления);
- Масса КА на момент посадки на Луну – от 938 до 979 кг;
- Максимальный наклон поверхности Луны в районе посадки $\alpha = 20^\circ$;
- Максимальная вертикальная скорость посадки $V_b = 3 \text{ м/с}$;
- Максимальная горизонтальная скорость посадки $V_g = 1 \text{ м/с}$;
- Ход штока амортизатора $\Delta l = 0,171 \text{ мм}$;
- Клиренс $h = 260 \text{ мм}$;

- Коэффициент трения опор КА о грунт $\mu = 0,25..0,5$;
- Ускорение свободного падения на поверхности Луны $g_{\text{л}} = 1,62 \text{ м/с}^2$.

Определяем максимальную нагрузку при посадке на всё посадочное устройство:

$$\frac{m \cdot V_{\max}^2}{2} + m \cdot g_{\text{л}} \cdot h = P_{\text{sum}} \cdot \Delta l;$$

Отсюда получаем, $P_{\text{sum}} = 9117 \text{ Н}$.

Определяем коэффициент перегрузки:

$$\eta_x = \frac{P_{\text{sum}}}{m \cdot g_{\text{л}}} = 5.9;$$

Расчётная схема посадки КА на одну посадочную опору (вверх по склону с $\alpha = 20^\circ$.) представлена на рисунке 17.

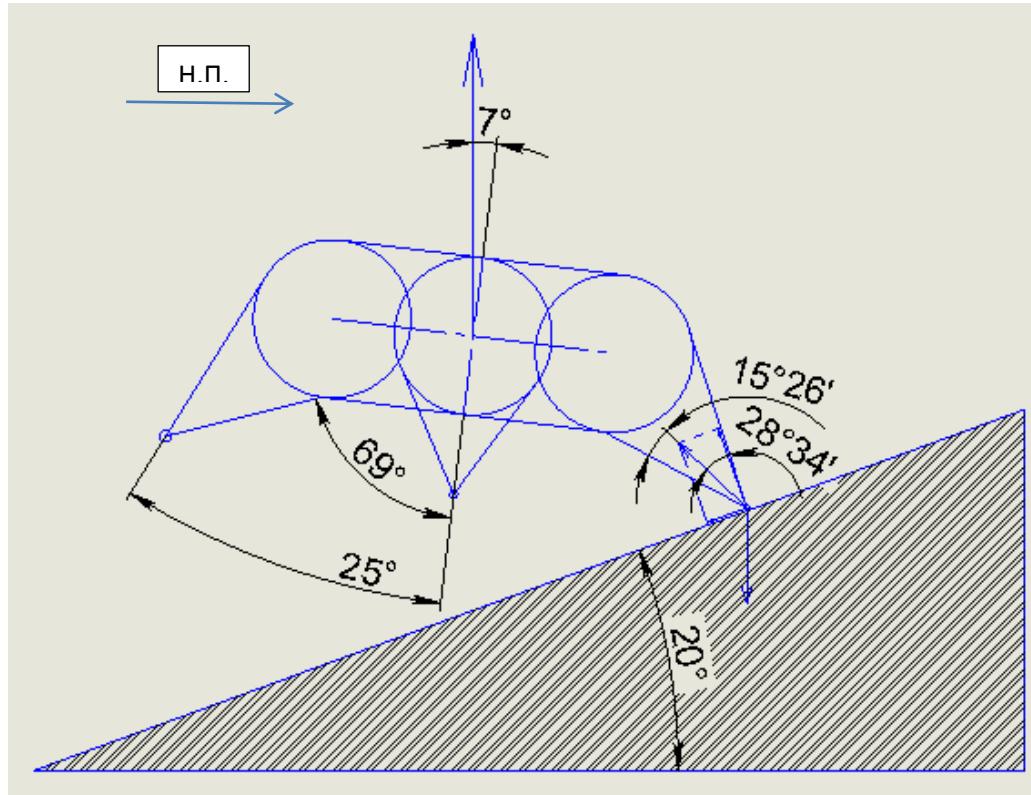


Рисунок 17 – Эскиз расчётного случая посадки на склон с углом 20°

На рисунке 18 показано направление действия равнодействующей силы в момент удара опоры о поверхность Луны.

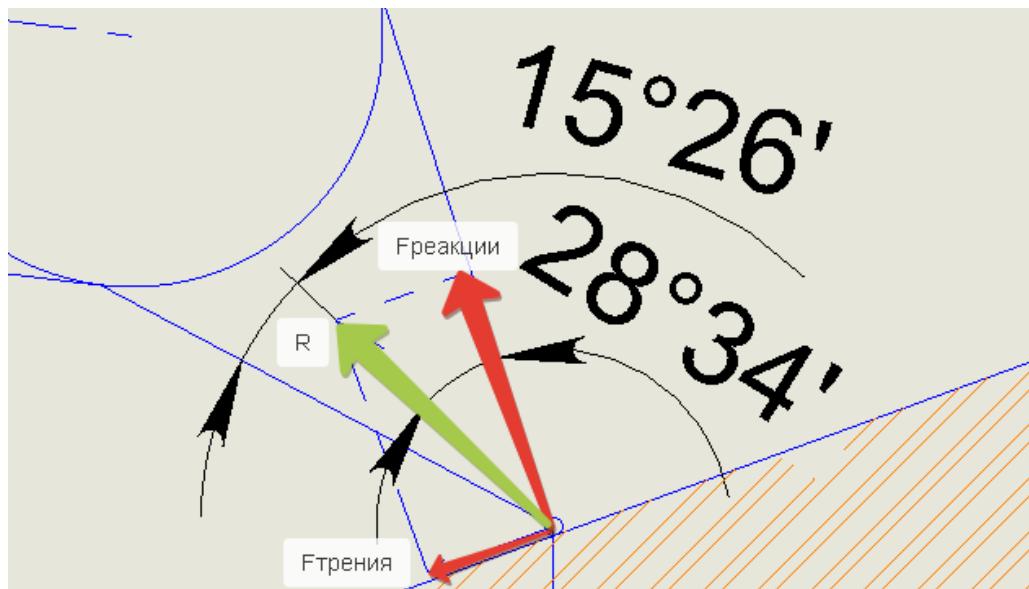


Рисунок 18 – Эскиз равнодействующей силы в момент посадки

Найдём силы которые действуют на подкосы и на амортизатор:

$$F_{\text{реакции}} = 9117 \text{ Н} ;$$

$$F_{\text{трения}} = \mu \times F_{\text{реакции}} = 0,5 \times 9117 = 4559 \text{ Н} .$$

Сила реакции опоры равна:

$$R = \sqrt{F_{\text{трения}}^2 + F_{\text{реакции}}^2} = 10193 \text{ Н} .$$

Силы действующие на амортизатор:

$$N_{\text{арм}} = |R \times \cos(28^\circ 34')| = 8958 \text{ Н} ;$$

$$Q_{\text{арм}} = |R \times \sin(28^\circ 34')| = 4863 \text{ Н} .$$

Равнодействующая сила действующая на оба подкоса:

$$N_{\text{подкосов}} = |R \times \cos(15^\circ 26')| = 9822 \text{ Н} ;$$

$$Q_{\text{подкосов}} = |R \times \sin(15^\circ 26')| = 2724 \text{ Н.}$$

Принимая во внимание, что угол между двумя подкосами равен 50° найдём силы действующие на подкосы:

$$N_{\text{подкоса}} = |N_{\text{подкосов}} \times \cos(25^\circ)| = 8902 \text{ Н.}$$

$$Q_{\text{подкоса}} = \frac{Q_{\text{подкосов}}}{2} = 1362 \text{ Н.}$$

Случай удара КА одной опорой в склон

Расчёт трубы подкоса

$P_{\text{сж}}=8902 \text{ Н}$ – сжимающая сила;

$F=0,91 \text{ см}^2$ – площадь поперечного сечения подкоса – трубы ($30\times2 \text{ мм}$);

$f=1,3$ – коэффициент безопасности;

Материал подкоса: АМг6: $\sigma_B=320 \text{ МПа.}$

Расчет на прочность

Расчет напряжения сжатия в подкосе:

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{P_{\text{сж}} \times f}{F} = \frac{8902 \times 1,3}{0,91 \times 10^{-4}} = 127,2 \times 10^6 \text{ Н/м}^2 = 127,2 \text{ МПа ;}$$

Расчет коэффициента запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{сж}}} = \frac{320}{127,2} = 2,52 > [\eta_H] = 1,1,$$

где $[\eta_H]$ – нормативный коэффициент запаса прочности.

Расчет на устойчивость

Расчет критического напряжения:

$$\sigma_{\text{кр}} = c \frac{\pi^2 \times E \times I}{F \times l^2} = 1 \times \frac{\pi^2 \times 70 \times 10^9 \times 5,2 \times 10^{-8}}{0,91 \times 10^{-4} \times (73 \times 10^{-2})^2} = 740,07 \times 10^6 \text{ Н/м}^2 = 740,07 \text{ МПа,}$$

где $c=1$ – коэффициент заделки для шарнирного закрепления;

$E=70$ ГПа – модуль упругости АМг6;

$I=5,2 \text{ см}^2$ – момент инерции трубы $D \times \delta = 30 \times 2$ мм;

$l=730$ мм – длина подкоса.

Расчет коэффициента запаса устойчивости:

$$\eta_y = \frac{\sigma_{kp}}{\sigma_{sjk}} = \frac{740,07}{127,2} = 5,82 > [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5 ,$$

где $[\eta_y]$ – нормативный коэффициент запаса устойчивости.

Случай бокового удара КА одной опорой в склон

Случай бокового удара КА одной опорой в склон характеризуется максимальной боковой перегрузкой центра масс КА и максимальной силой в подкосе.

Максимальная сила в подкосе в этом случае, составляет $P=10193$ Н.

Исходные данные:

$P_{раст}=10193$ Н – растягивающая сила;

$P_{сж}=10193$ Н – сжимающая сила;

$F=0,91 \text{ см}^2$ – площадь поперечного сечения подкоса – трубы (30x2 мм);

$f=1,3$ – коэффициент безопасности;

Материал подкоса: АМг6: $\sigma_B=320$ МПа.

Расчет на прочность

1. Расчет напряжения растяжения в подкосе

$$\sigma_{\text{раст}} = \frac{P_{\text{раст}} \times f}{F} = \frac{10193 \times 1,3}{0,91 \times 10^{-4}} = 145,6 \times 10^6 \text{ Н/м}^2 = 145,6 \text{ МПа.}$$

2. Расчет коэффициента запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{раст}}} = \frac{320}{145,6} = 2,2 > [\eta_H] = 1,1,$$

где $[\eta_H]$ – нормативный коэффициент запаса прочности.

Расчет на устойчивость

3. Максимальный расчетные напряжения сжатия в подкосе:

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{P_{\text{сж}} \times f}{F} = \frac{10193 \times 1,3}{0,91 \times 10^{-4}} = 145,6 \times 10^6 \text{ Н/м}^2 = 145,6 \text{ МПа.}$$

4. Расчет критического напряжения:

$$\sigma_{\text{кр}} = c \frac{\pi^2 \times E \times I}{F \times l^2} = 1 \times \frac{\pi^2 \times 70 \times 10^9 \times 5,2 \times 10^{-8}}{0,91 \times 10^{-4} \times (73 \times 10^{-2})^2} = 740,07 \times 10^6 \text{ Н/м}^2 = 740,07 \text{ МПа,}$$

где $c=1$ – коэффициент заделки для шарнирного опирания концов стержня;

$E=70 \text{ ГПа}$ – модуль упругости АМг6;

$I=5,2 \text{ см}^2$ – момент инерции трубы $D \times \delta = 30 \times 2 \text{ мм}$;

$l=730 \text{ мм}$ – длина подкоса.

5. Расчет коэффициента запаса устойчивости:

$$\eta_y = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{сж}}} = \frac{740,07}{145,6} = 5,08 > [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5, \text{ где}$$

$[\eta_y]$ – нормативный коэффициент запаса устойчивости.

Расчёт трубчатого амортизатора одностороннего действия

Характеристики амортизатора:

1. Максимальная длина амортизатора	858,5мм.
2. Ход штока амортизатора	171,5мм.
3. Ход опоры (клиренс)	260мм.
4. Амортизирующий элемент	деформируемая труба из АМг6М.
5. Усилие, действующее на амортизатор	10193 Н.
6. Вес амортизатора	3,5кг.

Методика и расчет упруго-пластических элементов трубчатых амортизаторов одностороннего действия

Расчет упруго-пластических элементов заключается в установлении геометрических размеров трубы и плунжера, а также в определении усилия сопротивления деформированию, развивающегося ТАОД, и зависит от принятой расчетной схемы. В основу расчетной схемы заложено свободное формирование очага деформации и обеспечение рабочей характеристики ТАОД.

При этом размеры трубы и плунжера до деформации принимаются конструктивно; средний диаметр трубы после деформирования D_{cp} определяется в процессе расчета; между внутренним диаметром трубы после деформации и цилиндрической частью плунжера возникает зазор Δ_{min} ; диаграмма деформирования характеризуется одним параметром – величиной сопротивления деформированию Р.

Необходимо иметь ввиду, что при равных начальных параметрах $(d_{cp}, \gamma, \alpha, D_n)$ амортизатор будет иметь большее значение коэффициента де-

формации k_0 (отношения радиусов трубы после и до деформации) и большую величину усилия сопротивления деформированию, что не всегда допустимо из-за условий размещения амортизаторов или относительного удлинения материала трубы.

Последовательность расчета

- 1) Устанавливается величина усилия сопротивления деформированию упруго-пластического элемента (УПЭ) по условию допускаемых для амортизирующего объекта (АО) перемещений и перегрузок P_{AO} , которая может быть определена в зависимости от назначения АО, допускаемых для него перемещений и перегрузок.
- 2) Принимается расчетная схема, назначаются марки материала трубы и плунжера, механические свойства, шероховатость поверхности, предельные отклонения на размеры, смазка. Для проведения расчета должны быть установлены следующие механические характеристики материала:
 - временное сопротивление разрыву трубы материала трубы σ_{ep} ;
 - предел текучести материала трубы и плунжера σ_t ;
 - диаграмма деформирования материала трубы (истинное напряжение – истинная деформация;
 - относительное равномерное остаточное удлинение ξ_p (или δ_5);
 - относительное изменение площади поперечного сечения образца (сужение) материала трубы при образовании шейки ψ_u ;
- 3) Устанавливается внутренний диаметр трубы d_{bh} до деформации из условия

$$d_{\text{шт}} \geq d_n,$$

где d_n – диаметр штока плунжера, определяемый его прочностью на растяжение при действии силы P_{AO} ;

$$d_n = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{AO}}{\pi \cdot [\sigma]}},$$

где $[\sigma]$ допускаемое напряжение на растяжение для штока плунжера.

- 4) Задается угол конуса плунжера из диапазона: $8^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$
- 5) Принимается относительная толщина трубы γ из диапазона: $0,05 \leq \gamma \leq 0,5$,

$$\text{где } \gamma = \frac{S}{r_{\text{шт}}};$$

S – толщина трубы;

$$r_{\text{шт}} – \text{внутренний радиус трубы до деформации } (r_{\text{шт}} = \frac{d_{\text{шт}}}{2}).$$

По выбранному значению γ устанавливается толщина трубы:

$$S = \gamma \cdot r_{\text{шт}}.$$

- 6) Вычисляется средний радиус трубы до деформации:

$$r_{cp} = r_{\text{шт}} + 0,5 \cdot S.$$

- 7) Принимается величина увеличения радиуса трубы при деформации k_0 (коэффициент деформации) из условия

$$1,02 \leq k_0 \leq 1,15,$$

$$\text{где } k_0 = \frac{R_{cp}}{r_{cp}} \approx \frac{D_n}{2 \cdot r_{\text{шт}}};$$

R_{cp} – средний радиус трубы после деформации;

D_n – диаметр цилиндрической части плунжера.

При выборе величины k_0 должно выполняться условие (9)

$$\xi = k_0 - 1 < \xi_P \text{ (или } \delta_5 \text{).}$$

По выбранному значению k_0 устанавливается диаметр цилиндрической части плунжера:

$$D_n \approx 2 \cdot k_0 \cdot r_{\text{en}}.$$

При этом для выбранной расчетной схемы должны выполняться условия:

$$2 \cdot (R_{cp} - 0,5 \cdot S) - D_n = \Delta_{\min};$$

$$\sigma = \frac{P_{AO}}{2 \cdot \pi \cdot R_{cp} \cdot S} \leq [\sigma]; ,$$

где Δ_{\min} – минимально допустимый зазор между цилиндрической частью плунжера и внутренним диаметром трубы после деформации (принимается конструктивно);

$[\sigma]$ - допускаемое напряжение на растяжение для материала трубы.

Если $\sigma > [\sigma]$, то следует изменить d_{en} , γ или k_0 .

8) Вычисляется радиус:

$$R_{cp} = \frac{D_n}{2} - r_n(1 - \cos \alpha) + \frac{S}{2} \cos \alpha,$$

где r_n – радиус скругления конической части плунжера при переходе в цилиндрическую.

9) Вычисляется радиус кривизны трубы:

$$R_m = \frac{\sqrt{r_{cp} \cdot S}}{\sqrt{2} \cdot \sin \alpha}.$$

10) Вычисляем радиус:

$$r_{cp} = r_{cp} + R_m(1 - \cos \alpha).$$

11) Вычисляем коэффициент K ,

$$K = \left[(1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot (1 - \frac{r_{cp}}{R_{cp}}) + \frac{r_{cp} - r_{cp}}{R_{cp}} - (1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot \frac{S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot R_{cp}} \cdot \ln \frac{2 \cdot R_{cp} + S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot r_{cp} + S \cdot \cos \alpha} + \frac{S}{4 \cdot R_m} \cdot \frac{r_{cp} + r_{cp}}{R_{cp}} \right]$$

где μ - коэффициент трения.

12) Определяется радиус кривизны:

$$R'_{m} \cdot R'_{m} = \frac{S}{4 \cdot K \cdot (1 - \cos \alpha)}$$

13) Находится наибольший средний радиус очага деформации:

$$R_{\max} = R_{cp} + R'_{m} (1 - \cos \alpha).$$

14) Устанавливается предел текучести материала трубы σ_s с учетом упрочнения при деформации.

15) Вычисляется коэффициент:

$$K_1 = \left[1 - \frac{r_{cp}}{R_{\max}} + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha \cdot \frac{R_{cp} - r_{cp}}{R_{\max}} - (1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot \frac{S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot R_{\max}} \cdot \ln \frac{2 \cdot R_{cp} + S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot r_{cp} + S \cdot \cos \alpha} + \frac{S}{4 \cdot R_m} \cdot \frac{r_{cp} + r_{cp}}{R_{\max}} + \frac{S}{4 \cdot R'_{m}} \cdot \frac{R_{cp}}{R_{\max}} \right]$$

16) Определяются наибольшие меридиональные напряжения в цилиндрической части трубы радиуса:

$$\sigma_{\rho \max} = \sigma_s (K_1 + \frac{S}{4 \cdot R'_{m}});$$

17) Проверяется прочность цилиндрической части трубы ТАОД:

$$\sigma_{\rho \max} \leq [\sigma]$$

18) Определяется наибольшее усилие сопротивления деформированию ТАОД:

$$P_{\max} = P = 2 \cdot \pi \cdot R_{cp} \cdot S \cdot \sigma_{\rho \max},$$

где $R_{cp} = R_{\max}$.

19) Найденное значение усилия сопротивления деформированию Р должно соответствовать усилию P_{AO} , определенному по условию допускаемых для АО перемещений и перегрузок. На основе него делается вывод о необходимости расчета при других значениях параметров

20) Если полученное усилие превышает допустимое, находим необходимый диаметр деформируемой трубы до и после деформации для рассчитанного усилия. В этом случае можно использовать следующее свойство трубчатых амортизаторов: при постоянных k_0, γ, α, μ величина условной площади $F^* = \frac{P}{\sigma_B}$, выражющей наименьшую допустимую площадь сечения трубы до деформации или усилие сопротивлению деформированию P (при постоянном σ_B) в зависимости от внутреннего диаметра изменяется пропорционально отношению площадей поперечных сечений труб, т.е. для двух труб с различными диаметрами (при прочих одинаковых параметрах) отношение усилий сопротивлений деформированию P (при постоянном σ_B) равно отношению площадей поперечных сечений тех же труб.

$$\frac{P'}{P} = \frac{F'}{F},$$

где F, F' - площади поперечных сечений труб до деформации.

$$F = 2 \cdot \pi \cdot r_{cp} \cdot S$$

$$F' = 2 \cdot \pi \cdot r'_{cp} \cdot S' = 2\pi(r'_{eh} + 0,5 \cdot S) \cdot S' = 2\pi(r'_{eh} + 0,5 \cdot \gamma \cdot r'_{eh}) \cdot \gamma \cdot r'_{eh} = 2\pi(r'_{eh})^2 \cdot \gamma \cdot (1 + 0,5 \cdot \gamma)$$

$$r'_{eh} = \sqrt{\frac{F'}{2\pi \cdot \gamma \cdot (1 + 0,5 \cdot \gamma)}}$$

$$S = \gamma \cdot r_{eh}$$

$$r_{cp} = r_{eh} + 0,5 \cdot S$$

$$R_{cp} = k_0 \cdot r_{cp}$$

$$D_n = 2 \cdot k_0 \cdot r_{eh}$$

21) Находим длину деформируемой трубы из условия:

$$L_{mp} \geq h + t + 2 \cdot d_{cp} + L_o,$$

где $d_{cp} = 2 \cdot r_{cp}$;

t - толщина фланца;

h – величина фактического перемещения дорна в трубе, которая назначается с учетом количества возможных нагрузений ТАОД в процессе эксплуатации и испытаниях. В некоторых случаях может быть найдена по заводским методикам;

$L_o \approx a + b_n$ - длина конической и цилиндрической части дорна.

Расчет

Рассчитать ТАОД на усилие сопротивления деформированию $P_{AO} = 10193 \text{ Н}$, применив расчетную схему, приведенную ниже. Размеры трубы до деформации: $d_{bh} = 40 \text{ мм}$; после деформации: $D_{bh} = 44 \text{ мм}$, $\Delta_{min} = 1 \text{ мм}$. Конструктивный ход $h = 171,5 \text{ мм}$. Материал трубы – Амг-6 с механическими свойствами $\sigma_T = 160 \text{ МПа}$; $\sigma_B = 320 \text{ МПа}$; $\delta_5 = 15\%$; допускаемые напряжения для трубы $[\sigma] = 150 \text{ МПа}$; $\psi_u = 0,1$; $\mu = 0,1$.

1. Проверяем внутренний диаметр трубы до деформации по условию:

$$d_{bh} = 40 \text{ мм} \geq d_n = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{AO}}{\pi \cdot [\sigma]}} = 22,6 \text{ мм}$$

2. Задаемся углом конуса плунжера:

$$\alpha = 16^\circ.$$

3. Вычислим относительную толщину трубы при заданной толщине трубы:

$$S = 1,2 \text{ мм};$$

$$\gamma = \frac{S}{r_{\text{bh}}} = 0,035.$$

4. Определяем средние радиусы трубы до и после деформации:

$$r_{cp} = r_{\text{bh}} + 0,5 \cdot S = 20,30 \text{мм};$$

$$R_{cp} = R_{\text{bh}} + 0,5 \cdot S = 22,35 \text{мм}.$$

5. Вычисляем коэффициент деформации:

$$k_0 = \frac{R_{cp}}{r_{cp}} = 1,098;$$

Условие $\xi = k_0 - 1 < \delta_5 = 1,098 - 1 = 0,098 < \delta_5$ выполняется.

6. Диаметр цилиндрической части плунжера

$$D_n = 2 \cdot k_0 \cdot r_{\text{bh}} = 43,931 \text{мм};$$

Условие $2 \cdot (R_{cp} - 0,5 \cdot S) - D_n = 0,069 \text{мм} = \Delta_{\min}$ выполняется.

Проверяем прочность трубы после деформации

$$\sigma = \frac{P_{AO}}{2 \cdot \pi \cdot R_{cp} \cdot S} = 132,3 \text{МПа} \leq [\sigma].$$

7. Вычисляем радиус:

$$R_{ep} = \frac{D_n}{2} - r_n (1 - \cos \alpha) + \frac{S}{2} \cos \alpha = 22,225 \text{мм},$$

где r_n (радиус перехода конической части плунжера в цилиндрическую).

8. Вычисляется радиус кривизны трубы:

$$R_m = \frac{\sqrt{r_{cp} \cdot S}}{\sqrt{2} \cdot \sin \alpha} = 9,867 \text{мм}.$$

9. Вычисляется радиус:

$$r_{ep} = r_{cp} + R_m (1 - \cos \alpha) = 20,725 \text{мм.}$$

10. Определяем коэффициент:

$$K = \left[(1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot \left(1 - \frac{r_{ep}}{R_{cp}}\right) + \frac{r_{ep} - r_{cp}}{R_{cp}} - (1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot \frac{S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot R_{cp}} \cdot \ln \frac{2 \cdot R_{cp} + S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot r_{ep} + S \cdot \cos \alpha} + \frac{S}{4 \cdot R_m} \cdot \frac{r_{ep} + r_{cp}}{R_{cp}} \right] = 0,16$$

11. Определяем радиус кривизны:

$$R'_m = \frac{S}{4 \cdot K \cdot (1 - \cos \alpha)} = 19,734 \text{мм.}$$

12. Устанавливаем предел текучести материала трубы σ_s с учетом упрочнения.

По кривой упрочнения при $\xi_i = \frac{1}{2} \cdot \ln \frac{R_{cp}}{r_{cp}} = 0,047$, получившемуся коэффициенту деформации соответствует $k_1 = 1,042$ находим $\sigma_s = k_1 \cdot \sigma_e = 333,44 \text{МПа}$.

13. Вычисляем коэффициент k_1 (в выбранной расчетной схеме $R_{cp} = R_{\max}$):

$$K_1 = \left[1 - \frac{r_{cp}}{R_{\max}} + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha \cdot \frac{R_{cp} - r_{cp}}{R_{\max}} - (1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \alpha) \cdot \frac{S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot R_{\max}} \cdot \ln \frac{2 \cdot R_{cp} + S \cdot \cos \alpha}{2 \cdot r_{ep} + S \cdot \cos \alpha} + \frac{S}{4 \cdot R_m} \cdot \frac{r_{ep} + r_{cp}}{R_{\max}} + \frac{S}{4 \cdot R'_m} \cdot \frac{R_{ep}}{R_{\max}} \right] = 0,173$$

14. Определяем наибольшие меридиональные напряжения в цилиндрической части трубы радиуса R_{cp} :

$$\sigma_{\rho \max} = \sigma_s (K_1 + \frac{S}{4 \cdot R'_m}) = 138,31 \text{МПа.}$$

15. Проверяем прочность цилиндрической части трубы ТАОД

$$\sigma_{\rho \max} \leq [\sigma],$$

где $\sigma_{\rho \max} = 138,31 \text{МПа}$,

$$[\sigma] = 150 \text{МПа.}$$

16. Определяется наибольшее усилие сопротивления деформированию ТАОД

$$P_{\max} = P = 2 \cdot \pi \cdot R_{cp} \cdot S \cdot \sigma_{\rho \max} = 9751H,$$

где $R_{cp} = R_{\max}$.

17. Поскольку найденное значение усилия сопротивления деформированию ниже заданного, необходимо повторить расчет при других значениях параметров.

Будем варьировать диаметром $d_{\text{вн}}$, оставляя остальные параметры без изменения. В этом случае можно использовать следующее свойство трубчатых амортизаторов: при постоянных k_0, γ, α, μ величина условной площади

$F^* = \frac{P}{\sigma_B}$, выражющей наименьшую допустимую площадь сечения трубы до

деформации или усилие сопротивлению деформированию P (при постоянном σ_B) в зависимости от внутреннего диаметра изменяется пропорционально отношению площадей поперечных сечений труб, т.е. для двух труб с различными диаметрами (при прочих одинаковых параметрах) отношение усилий сопротивлений деформированию P (при постоянном σ_B) равно отношению площадей поперечных сечений тех же труб.

Согласно этому свойству значение усилия P' может быть найдено из выражения

$$P' = P \cdot \frac{F'}{F},$$

где F, F' - площади поперечных сечений труб до деформации.

Используя это свойство, найдем площадь поперечного сечения трубы до деформации, соответствующего усилию 9751Н:

$$F' = \frac{P' \cdot F}{P};$$

$$F = 2 \cdot \pi \cdot r_{cp} \cdot S = 89,459 \text{мм}^2;$$

$$F' = \frac{P_{AO} \cdot F}{P_{\max}} = 85,582 \text{мм}^2$$

Определим искомый внутренний диаметр трубы из выражения

$$F' = 2 \cdot \pi \cdot r'_{\text{вн}} \cdot S' = 2\pi(r'_{\text{вн}} + 0,5 \cdot S) \cdot S' = 2\pi(r'_{\text{вн}} + 0,5 \cdot \gamma \cdot r'_{\text{вн}}) \cdot \gamma \cdot r'_{\text{вн}} = 2\pi(r'_{\text{вн}})^2 \cdot \gamma \cdot (1 + 0,5 \cdot \gamma);$$

$$r'_{\text{вн}} = \sqrt{\frac{F'}{2\pi \cdot \gamma \cdot (1 + 0,5 \cdot \gamma)}} = 19,562 \text{мм}.$$

Таким образом, заданному усилию сопротивления деформирования $P_{AO} = 10193H$ соответствует внутренний диаметр трубы до деформации $d_{\text{вн}} = 39,124 \text{мм}$.

При этом остальные размеры должны быть следующими:

$$S = \gamma \cdot r_{\text{вн}} = 0,685 \text{мм};$$

$$r_{cp} = r_{\text{вн}} + 0,5 \cdot S = 19,912 \text{мм};$$

$$R_{cp} = k_0 \cdot r_{cp} = 21,604 \text{мм};$$

$$D_n = 2 \cdot k_0 \cdot r_{\text{вн}} = 42,449 \text{мм};$$

18. Длина трубы устанавливается из условия:

$$L_{mp} \geq h + 2 \cdot d_{cp} + L_o;$$

$$h = 171,5 \text{мм};$$

$$b_n = 0,2 \cdot d_{\text{вн}} = 7,825 \text{мм};$$

$$a = \frac{D_n - d_{\text{вн}}}{2 \cdot \operatorname{tg} \alpha} = 5,802 \text{мм};$$

$$L_o = \frac{d_{\text{вн}} \cdot (k_0 + 0,4 \cdot \operatorname{tg} \alpha - 1)}{2 \cdot \operatorname{tg} \alpha} = 13,627 \text{мм};$$

$$L_{mp} \geq h + 2 \cdot d_{cp} + L_o = 239,527 \text{мм.}$$

Полученные в ходе данного расчета результаты, дают возможность ориентировочно рассчитать характеристики трубчатого пластического амортизатора одностороннего действия выбранной расчетной схемы, но с небольшой погрешностью в некоторых величинах. Это объясняется наличием большого количества коэффициентов, полученных в ходе испытаний (экспериментов) за долгий промежуток времени, различными вариантами исполнения «раздающей» детали (плунжер). Данная методика подходит, в основном для упрощенных моделей, в случае применения её для реальных агрегатов, данный алгоритм расчета необходимо дорабатывать.

Посадочное устройство КА на основе стержневого амортизатора

Предназначение и состав стержневого амортизатора аналогичны трубчатому. Стержневой амортизатор, состоит из двух основных частей: внешней трубы (корпуса) и внутренней (штока) выполненных из алюминиевого сплава АМг6М. Внешняя труба в сечении имеет кольцо. Шток имеет 2 симметричных паза, в которые вставлены шпильки, соединенные с втулкой внутри штока. Шпилька соединяет внутреннюю втулку штока с корпусом. Во внутренней втулке с помощью резьбы закреплен неподвижный конец стержня, выполненный из нержавеющей стали 18ХН10Т, который и является упруго-пластическим элементом (УПЭ). Ответная подвижная часть стержня так же закреплена с помощью резьбы в аналогичной втулке в передней части штока. При срабатывании амортизатора шток с подвижным концом стержня уходит в корпус, при этом УПЭ удлиняется, за счет чего и гасится кинетическая энергия.

Определение усилия, действующего на стержневой амортизатор

$\Delta l = 0,16\text{мм}$ – ход штока амортизатора

$h=235\text{мм}$ - клиренс

Определяем максимальную нагрузку при посадке на всё посадочное устройство:

$$\frac{m \cdot V_{\max}^2}{2} + m \cdot g_{\perp} \cdot h = P_{sum} \cdot \Delta l;$$

Отсюда получаем, $P_{sum} = 9075 \text{ Н}$

Определяем коэффициент перегрузки:

$$\eta_x = \frac{P_{sum}}{m \cdot g_{\perp}} = 5.8;$$

Получим максимально возможное усилие в амортизаторе согласно расчётной схеме посадки КА на одну посадочную лапу (вверх по склону с $\alpha = 20^\circ$.) представленной на рисунке 4.

Фреакции = 9075 Н ;

Frтрения = $\mu \times \text{Fреакции} = 0,5 \times 9075 = 4538 \text{ Н.}$

Максимальная возможная сила, действующая на амортизатор:

$$R = \sqrt{\text{Frтрения}^2 + \text{Fреакции}^2} = 10146 \text{ Н.}$$

Характеристики амортизатора

- | | |
|------------------------------------|--------|
| 1. Максимальная длина амортизатора | 955мм. |
| 2. Ход штока амортизатора | 160мм. |

3. Ход опоры (клиренс)	235мм.
4. Амортизирующий элемент	Стержень из 12Х18Н10Т.
5. Усилие амортизатора	10146 Н.
6. Вес амортизатора	4,2кг.

Методика расчета стержневого амортизатора на устойчивость, как
ступенчатой конструкции, закрепленной шарнирно

- 1) Находим площадь поперечного сечения трубы с ослабленным сечением
- 2) Вычисляем расстояние от оси симметрии трубы до центра тяжести сечения
- 3) Момент инерции для одной половины трубы с ослабленным сечением
- 4) Находим момент инерции трубы с неослабленным сечением
- 5) Находим критическую силу трубы с неослабленным сечением
- 6) Критическая сила для данной стойки
- 7) Площадь поперечного сечения трубы с неослабленным сечением
- 8) Критические напряжения
- 9) Находим расчетные напряжения в стойке амортизатора
- 10) Определяем коэффициент запаса устойчивости

Расчет

Длина амортизатора - 955мм;

Длина корпуса – 520 мм;

Длина пазов в штоке – 160 мм (каждый);

$\alpha = 152,5^\circ$ – угол, образованный кольцевым сектором в поперечном сечении штока;

$r = 18 \text{ мм}$ – внешний радиус штока;

$r_1 = 16 \text{ мм}$ – внутренний радиус штока;

$D = 40 \text{ мм}$ – внешний диаметр корпуса;

$d = 36 \text{ мм}$ – внутренний диаметр корпуса.

1) Находим площадь кольцевого сектора при известных данных $r_1=16$

мм, $r_2=18$ мм, $\alpha=152,5^\circ$:

$$S = \frac{\pi \cdot \alpha}{360^\circ} \cdot (r^2 - r_1^2) = 90,449 \text{ } \text{мм}^2.$$

2) Вычисляем расстояние от оси симметрии трубы до центра тяжести кольцевого сектора

$$V_0 = \frac{4}{3} \cdot \frac{r^3 - r_1^3}{r^2 - r_1^2} \cdot \frac{180^\circ}{\pi \cdot \alpha} \cdot \sin \frac{\alpha}{2} = 12,422 \text{ } \text{мм}.$$

3) Момент инерции для одной половины трубы с сечением в виде кольцевого сектора:

$Y_e = \frac{r^4 - r_1^4}{8} \cdot \left(\pi \cdot \frac{\alpha}{180^\circ} + \sin \alpha \right) - S \cdot V_0^2 = 1433 \text{ } \text{мм}^4$ - в дальнейшем данный результат будет умножаться на 2).

4) Находим момент инерции трубы сечением в виде кольца:

$$Y_a = \frac{\pi}{64} \cdot (D^4 - d^4) = 43220 \text{ } \text{мм}^4.$$

5) Находим критическую силу стержня длиной a с неослабленным сечением где $c=1$ – коэффициент заделки для шарнирного опирания концов стержня:

$$P_a = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot Y_a \cdot c}{l^2} = 22352 \text{ } H,$$

где $E = 70 \text{ ГПа}$ - модуль упругости.

6) Критическая сила для данной стойки:

при $\frac{b}{l} = \frac{160}{955} = 0,168$ и при $\mu^2 = \frac{Y_a}{2 \cdot Y_b} = 15,074 \Rightarrow \xi = 0,75$ (по графику);

$$P_{kp} = \xi \cdot P_a = 16764 \text{ H.}$$

7) Площадь поперечного (кольцевого) сечения трубы:

$$F_a = \frac{\pi \cdot (D^2 - d^2)}{4} = 52,566 \text{ mm}^2$$

8) Критические напряжения:

$$\sigma_{kp} = \frac{P_{kp}}{F_a} = 318,92 \text{ MPa.}$$

9) Находим расчетные напряжения в стойке амортизатора:

$$\sigma = \frac{T \cdot f}{F_a} = 250,92 \text{ MPa,}$$

где $T = 10146 \text{ H}$ - усилие в амортизаторе;

$f = 1,3$ - коэффициент безопасности.

10) Определяем коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta = \frac{\sigma_{kp}}{\sigma} = 1,271 > 1,2.$$

В ходе данного расчета стержневого амортизатора на устойчивость, представленного как ступенчатая конструкция переменного сечения, получен коэффициент запаса устойчивости, который позволяет установить амортизатор данного типа на КА.

Вывод

В рамках дипломного проекта для рассматриваемого космического аппарата, я выбираю вариант посадочного устройства с трубчатым амортизатором одностороннего действия (деформируемая труба и плунжер) по причине того что:

- посадочное устройство компактнее и легче , чем ПУ на основе стержневого амортизатора;
- клиренс после посадки меньше, чем на другом ПУ;
- конструкция технологична и удобна в сборке;
- при помощи механизма «зачековки», удаётся добиться стабилизации клиренса после посадки, что необходимо для правильного съезда лунхода с КА.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Описание схемы членения КА

КА делится на следующие части:

1. Блок баков;
2. Посадочное устройство;
3. Двигательная установка;
4. Двигатели СОиС;
5. Луноход;
6. Приборный отсек;
7. Панели солнечных батарей;
8. Термостабилизированная платформа (с приборами);
9. Привод направленной антенны;
10. Доп. плита для приборов;
11. Радиаторы.

Выбор основных конструкционных материалов

Требования, предъявляемые к основным конструкционным материалам КА:

1. Высокая удельная прочность;
2. Достаточная пластичность и ударная вязкость во всем диапазоне рабочих температур;
3. Неизменность механических свойств в условиях длительной работы в космосе;
4. Хорошая свариваемость.

Рассмотрим основные материалы и их физико-механические характеристики.

Таблица 16 - Основные материалы и их физико-механические характеристики

Материалы	Усредненная плотность γ ($\text{кг}/\text{см}^3$)	Усредненная σ_B (МПа)	σ_B/γ
Стали (Fe)	7,85	1400	171,08
Алюминиевые сплавы (Al)	2,85	550	192,98
Магниевые сплавы (Mg)	1,8	200	111,11
Титановые сплавы (Ti)	4,5	1000	222,22
Композиционные материалы	1,55	1400	903,23

Проанализируем данные в таблице 16:

- магниевые сплавы, имеют самые низкие, из исследуемых материалов, характеристики, высокую склонность к коррозии и не подходят в качестве основного конструкционного материала.
- стальные сплавы показывают низкие удельные характеристики, имеют слишком большой вес и также не подходят, как основной конструкционный материал.
- композиционные материалы имеют максимальные удельные характеристики, но в качестве основного материала их применение не всегда технологично.
- из оставшихся конструкционных материалов, титановые сплавы показывают лучшие характеристики. Также стоит отметить, что на сегодняшний день существуют технологии сварки титановых сплавов, это делает данные сплавы привлекательными в качестве основного конструкционного материала.
- удельные характеристики алюминиевых сплавов хуже, чем у титановых, но алюминиевые сплавы почти на 40% легче, чем титановые. Сплавы из алюминия хорошо свариваются, имеют достаточную пластичность и ударную вязкость во всём диапазоне рабочих температур. В условиях длительной работы в космосе механические свойства алюминиевых сплавов сильно не меняются. Следовательно, алюминиевый сплав также стоит рассматривать в качестве основного конструкционного материала.

Основой конструкции рассматриваемого КА является блок из четырёх сферических тонкостенных баков.

В качестве материалов для изготовления блока баков рассмотрим титановые и алюминиевые сплавы. Стоит отметить, что расчётные толщины стенок баков из рассматриваемых сплавов будут меньше, минимально возможной толщины стенки бака (по технологическим соображениям). Отсюда сле-

дует, что баки из алюминиевых сплавов будут легче примерно на 40%, чем баки из титановых сплавов. Именно поэтому, в качестве основного материала для изготовления блока баков используется АМг6.

Основные материалы, применяемые в изготовлении КА, приведены в таблице 17:

Таблица 17 – Основные материалы, применяемые в изготовлении КА

Название материала	Место применения
АМг6	Блок баков, кронштейны, арматура посадочного устройства.
ВТ6	Переходная ферма
ВТ14	Баллоны высокого давления
КМУ-4	Панели СБ

Обеспечение взаимозаменяемости

Основная часть несущей конструкции КА – блок баков собирается по плазово-шаблонному методу.

Рассмотрим схему увязки блока баков:

- 1) На увязку поступает 4 проставки (с припусками) и 4 сферических бака с уже приваренными кронштейнами. В каждом из кронштейнов уже просверлены технологические отверстия под болты и штифты;
- 2) 4 бака базируются по отверстиям в кронштейнах на специальной сборочной плите;
- 3) Проставки подгоняются индивидуально между каждой парой баков.

Благодаря данному методу:

- Сокращается в разы цикл и трудоёмкость изготовления КА;
- При необходимости на данной сборочной плите можно изготовить блок баков с другими габаритами;
- Упрощается процесс сборки;
- Обеспечивается заданная точность сборки.

Также на аппарате применяется и независимый метод взаимозаменяемости.

Так как для правильной работы посадочного устройства, оно должно быть закреплено на блоке баков с высокой степенью точности и жесткости, при сборке используется метод независимой увязки элементов с использованием математического моделирования поверхностей и воспроизведения их на оборудовании с ЧПУ.

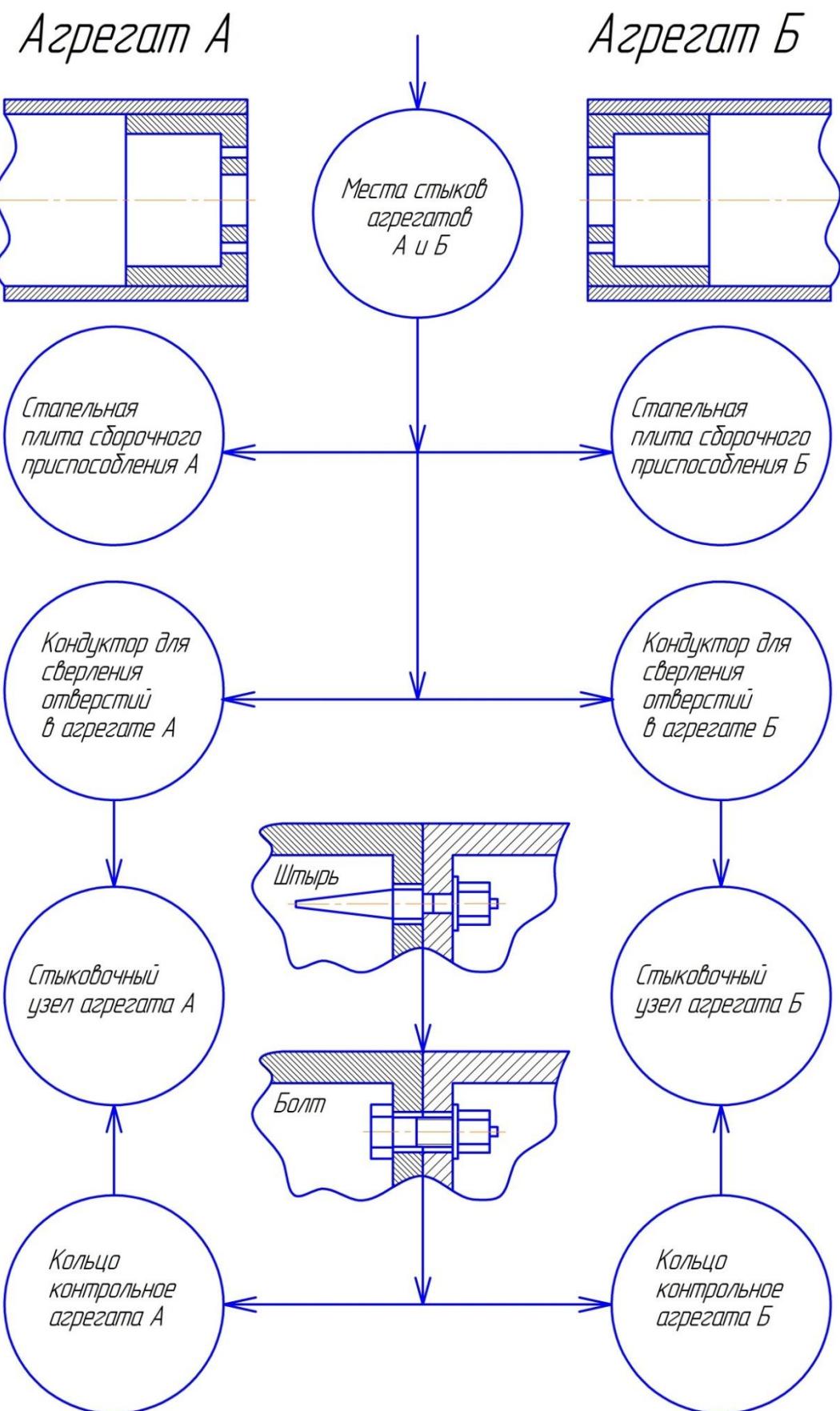
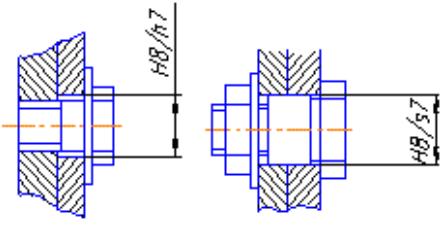
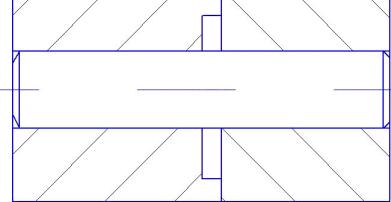
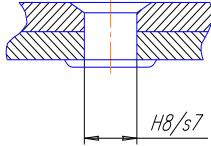
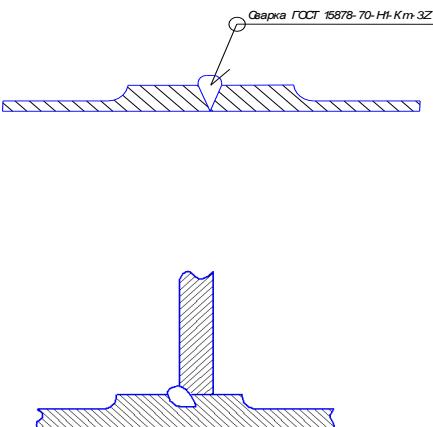


Рисунок 19 - Схема увязки для обеспечения взаимозаменяемости по стыкам агрегатов корпуса КА при методе зависимого изготовления.

Проработка стыков

Таблица 18 – Перечень основных стыков на КА

Тип соединения	Наименование стыка	Эскиз
Резьбовое, болтовое.	Весь приборный отсек. Монтаж панелей СБ, радиаторов, ТСП. Установка приборов. Установка ПУ, ДУ, СОиС на кронштейны.	
Штифтовое	Монтаж нижних крышек баков	
Клепка	Изготовление посадочных лап (соединение листа с кронштейном)	
Сварка	Изготовление блока баков и установка на нём кронштейнов	

Директивная схема сборки



Рисунок 20 – Директивная схема сборки КА

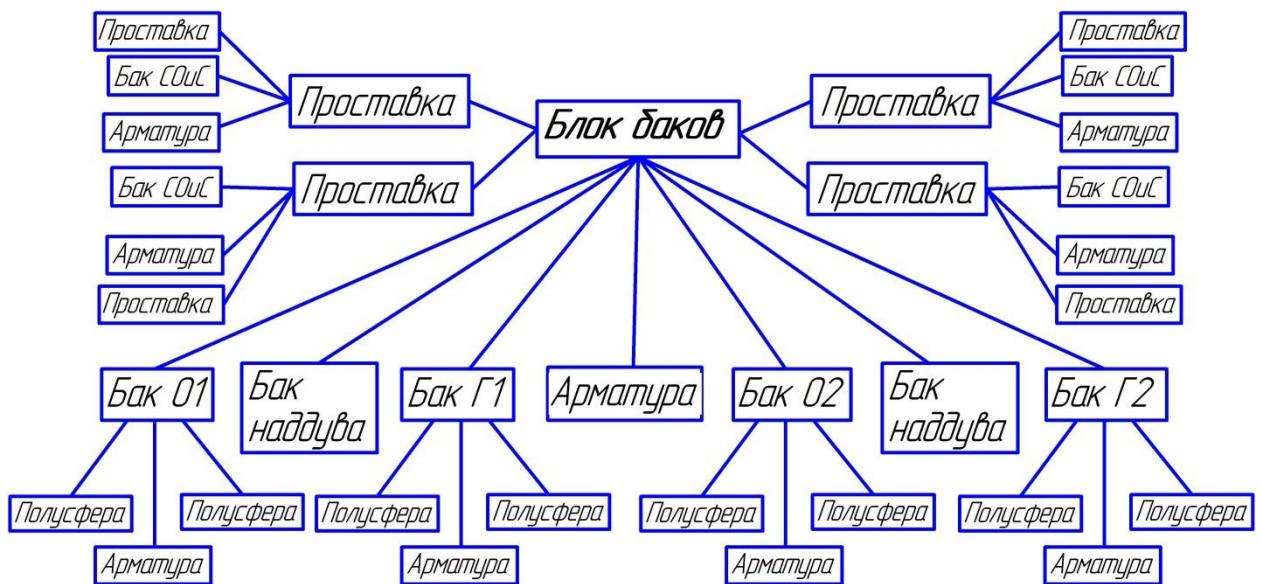


Рисунок 21 – Директивная схема сборки блока баков

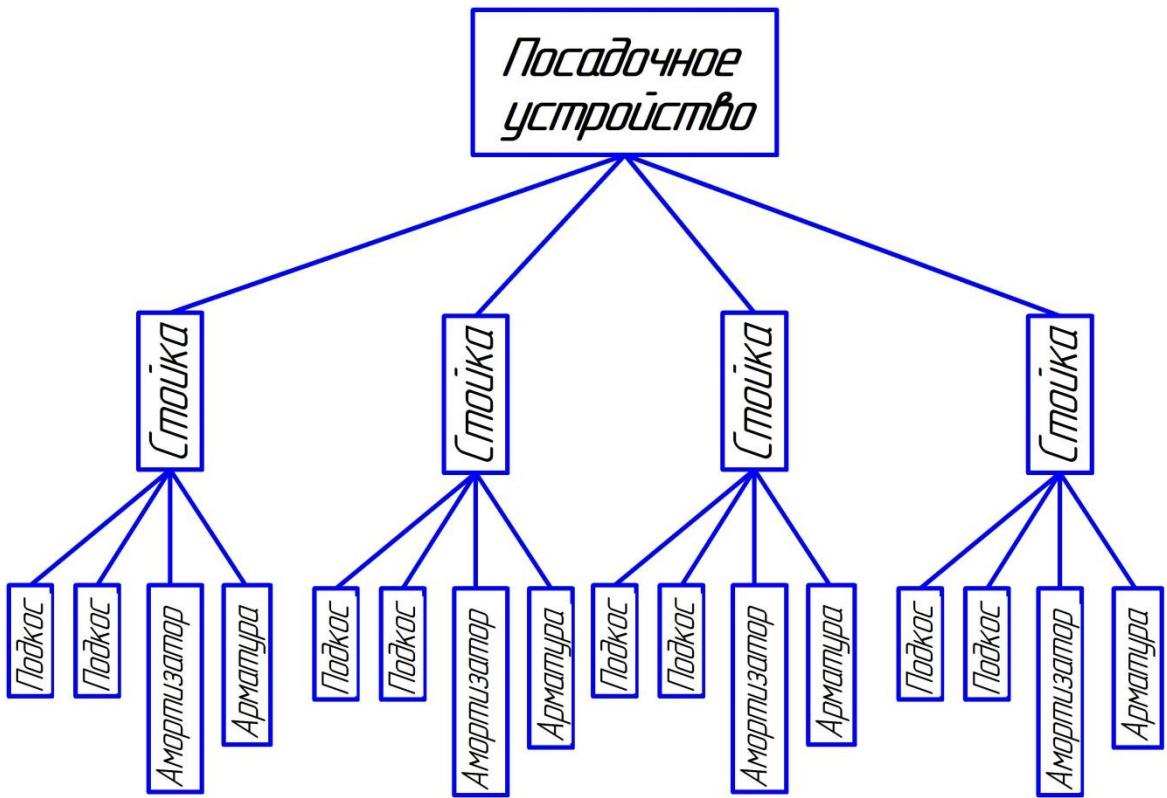


Рисунок 22 – Директивная схема сборки посадочного устройства

Оценка технологичности изделия

При проектировании и изготовлении КА технологичность конструкции достигается за счет применения унифицированных и стандартных деталей, сборочных единиц и других конструктивных элементов, рационального выбора конструкционных материалов.

Проведем количественную оценку технологичности проектируемого изделия:

- 1) Оценка преемственности узлов и агрегатов данного аппарата:

$$k_{\pi} = \frac{N_{cmap}}{N_{общ}} - \text{коэффициент преемственности};$$

$N_{cmap} = 50$ – количество отработанных узлов и агрегатов на других изделиях;

$N_{общ} = 69$ – общее количество узлов и агрегатов;

$$k_{\Pi} = 0,72.$$

2) Оценка унификации узлов и агрегатов данного аппарата:

$$k_{yн} = \frac{N_{yн}}{N_{общ}} \text{ – коэффициент унификации;}$$

$N_{yн} = 24$ – количество унифицируемых узлов и агрегатов;

$N_{общ} = 69$ – общее количество узлов и агрегатов;

$$k_{yн} = 0,35.$$

3) Оценка стандартизации используемых крепежных элементов:

$$k_{cm} = \frac{N_{cm}}{N_{общ}} \text{ – коэффициент стандартизации;}$$

$N_{cm} = 3988$ – количество стандартных крепежных элементов;

$N_{общ} = 4000$ – общее количество крепежных элементов;

$$k_{cm} = 0,997.$$

4) Оценка использования материалов при изготовлении КА:

$$k_{исп.мат.} = 1 - \frac{N_{мат.}}{N_{дет.}} \text{ – коэффициент использования материалов;}$$

$N_{мат.} = 6$ – количество материалов используемых в изготовлении КА

$N_{дет.} = 6000$ – количество деталей используемых в сборке КА;

$$k_{исп.мат.} = 0,999.$$

Таким образом, исходя из полученных данных, технологичность конструкции оценивается как хорошая.

Технологический процесс

Таблица 19 – Технологический процесс предварительных вибрационных испытаний стойки посадочного устройства

№ опер.	Наименование и содержание операции	Оборудо- вание	Инструмент	Кол-во рабочих	Время, ч
005	Входной контроль Проверить внешним осмотром стойку посадочного устройства на наличие механических повреждений.		Лупа 4-х кратного увеличения	1	0,5
010	Такелажная 1 Снять плиту с тележки и установить на стенд	Кран, стенд, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	1
015	Слесарная 1 Закрепить плиту на стенде согласно чертежу.	Стенд	Сумка мон- тажника	3	0,5
020	Такелажная 2 Снять переходник с тележки и установить на стенд	Кран, стенд, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	1
025	Слесарная 2 Закрепить переходник на плите согласно чертежу.	Стенд	Сумка мон- тажника	3	0,5
030	Слесарная 3 Установить и закрепить стойку посадочного устройства на переходник согласно чертежу.	Стенд, стре- мянка, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	1

Продолжение таблицы 19

№ опер.	Наименование и содержание операции	Оборудо- вание	Инструмент	Кол-во рабочих	Время, ч
035	Контрольная 1 Проверить внешним осмотром сборку стенда на соответствие чертежу.	Стенд, стремянка	Сумка монтажника	1	0,5
040	Испытательная 1 Провести вибрационные испытания по оси «Х» согласно режимам указанным в таблице 20.	Стенд		2	1
045	Контрольная 2 Провести внешний осмотр стойки ПУ и всех креплений на стенде. Трешины, механические повреждения, ослабление затяжки крепёжных элементов не допускается.	Стенд, стремянка	Лупа 4-х кратного увеличения	1	1
050	Оформление документации 1 Занести результаты в журнал испытаний.			1	0,5

Продолжение таблицы 19

055	Испытательная 2 Провести вибрационные испытания по оси «У» согласно режимам указанным в таблице 20.	Стенд		2	1
060	Контрольная 3 Провести внешний осмотр стойки ПУ и всех креплений на стенде. Трешины, механические повреждения, ослабление затяжки крепёжных элементов не допускается.	Стенд, стремянка	Лупа 4-х кратного увеличения	1	1
065	Оформление документации 2 Занести результаты в журнал испытаний.			1	0,5
070	Испытательная 3 Провести вибрационные испытания по оси «Z» согласно режимам указанным в таблице 20.	Стенд		2	1

Продолжение таблицы 19

075	<p>Контрольная 4</p> <p>Провести внешний осмотр стойки ПУ и всех креплений на стенде.</p> <p>Трешины, механические повреждения, ослабление затяжки крепёжных элементов не допускается.</p>	Стенд, стремянка	Лупа 4-х кратного увеличения	1	1
080	<p>Оформление документации 3</p> <p>Занести результаты в журнал испытаний.</p>			1	0,5
	<p>Повторить операции 040 – 080 три раза согласно режимам указанным в таблицах 21, 22 и 23.</p>				
085	<p>Слесарная 4</p> <p>Демонтировать крепежи между стойкой посадочного устройства и переходником.</p>	Стенд, стремянка	Сумка монтажника	3	0,5

Продолжение таблицы 19

№ опер.	Наименование и содержание операции	Оборудо- вание	Инструмент	Кол-во рабочих	Время, ч
090	Такелажная 3 Снять стойку со стенда, по- грузить в тележку.	Стенд, стремянка, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	0,5
095	Слесарная 5 Демонтировать крепежи между переходником и пли- той.	Стенд, стре- мянка	Сумка мон- тажника	3	0,5
100	Такелажная 4 Снять переходник со стенда и погрузить в тележку.	Кран, стенд, стремянка, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	0,5
105	Слесарная 6 Демонтировать крепежи между плитой и стендом.	Кран, стенд, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	0,5
110	Такелажная 5 Снять плиту со стенда, по- грузить в тележку.	Кран, стенд, транспорт- ная тележка	Сумка мон- тажника	3	1
	Передать плиту, переходник и стойку на следующие по- зиции.	транспорт- ная тележка			

Таблица 20 – Режимы испытаний на воздействие механических факторов в процессе транспортирования по осям «X», «Y» и «Z»

Пиковое ударное ускорение, м/с ²	Длительность действия, мс	Количество ударов по каждому направлению
5	6	5000

Таблица 21 – Режимы испытаний на стойкость при воздействии линейных ускорений по осям «X», «Y» и «Z»

Диапазон частот, Гц	Амплитуда, мм
5-15	7
15-20	14

Примечание – Испытание проводить при плавном изменении частоты со скоростью 0,5 окт/мин.

Таблица 22 – Режимы испытаний на прочность при ударно-импульсных нагрузках по осям «X», «Y» и «Z»

Частота, Гц	30-50	50-150	150-200	200-500	500-1000	1000-2000
Ускорение, g _{луны}	15-40	40-160	160-200	200-500	500	500
Длительность импульса, мс	2					

Таблица 23 – Режимы испытаний на прочность при воздействии штатной вибрации по осям «Х», «У» и «Z»

Поддиапазон частот, Гц	Амплитуда, мм	Время действия, с
5-10	4	480
10-20	4	
20-40	6	
40-80	6	
80-160	8	
160-320	10	
320-640	10	
640-1280	12	
1280-2000	14	

Техническое задание к стенду

1. Диапазон возбуждающих частот по синусоидальной вибрации: от 5 до 2000 Гц с шагом 1 Гц;
2. Диапазон амплитуд: от 4 до 14 мм с шагом 1 мм;
3. Диапазон ускорений: от 24 до 800 м/с² с шагом 1 м/с²;
4. Нагрузка на стенд: до 300 кг;
5. Погрешность измерения вибрации не должна превышать 2%.

Описание стенда

Испытательный вибростенд V8-440T предназначен для проведения испытаний изделий на воздействие однокомпонентной гармонической вибрации, широкополосную случайную вибрацию, ударную вибропрочность и другие виды вибраций и может эксплуатироваться в лабораторных и производственных условиях в различных отраслях промышленности.

Характеристики стенда:

- Работа по трём осям;
- Рабочий диапазон частот: от 1 до 3000 Гц с шагом 1 Гц;
- Рабочий диапазон ускорений: от 1 до 1080 м/с² с шагом 1 м/с²;
- Рабочая амплитуда: от 1 до 20 мм с шагом 1мм;
- Рабочая нагрузка на стенд: до 400 кг;
- Погрешность измерений вибрации: не превышает 1%.

Вывод

В данной части дипломного проекта:

- выбраны основные конструкционные материалы для создания аппарата;
- рассмотрен вопрос взаимозаменяемости агрегатов и узлов при сборке;
- разработана директивная схема сборки космического аппарата, проведена оценка технологичности изделия;
- разработано приспособление для вибрационных испытаний агрегата – посадочной стойки;
- разработаны технологический процесс и ТЗ к стенду для предварительных вибрационных испытаний агрегата;
- выбран стенд, удовлетворяющий требованиям ТЗ.

ОХРАНА ТРУДА

(Обеспечение безопасных условий труда работника ОТК после проведения вибрационных испытаний агрегата)

Описание рабочего места

Работа сотрудника проходит в комнате испытаний (см. рисунок 1).

Размеры комнаты 18x18 м и высота 8м($V_{комнаты} = 2592 \text{ м}^3$). По технологическому процессу окна в этой комнате не предусмотрены, поэтому естественное освещение отсутствует. Около дальней от входа стены расположен вибростенд (высота вибростенда $h_1=1\text{м}$). Не далеко от стенда стоит письменный стол для оформления документации. В комнате есть монтажная стремянка ($h_2= 1\text{м}$), которая позволяет производить осмотр высоких агрегатов. Отопление в комнате центральное, вентиляция в помещении происходит естественным способом. Воздуховод для вентиляции находится по центру комнаты. Во время жаркой погоды предусмотрено включение встроенного кондиционера.

Описание технологического процесса

По технологическому процессу проводится 4 разных режима вибрационных нагрузок (каждый режим длиться около часа). После каждого испытания работник ОТК с помощью лупы 4-х кратного увеличения проводит внешний осмотр стойки на наличие трещин, механических повреждений, ослаблений затяжки крепёжных элементов. После каждого осмотра работнику необходимо оформить технологическую документацию.

Разберём последовательность действий работника по данному тех. процессу:

- 1) После проведения режима, работника ОТК заходит в цех проведения испытаний, и сразу проходит в комнату испытаний.
- 2) Работник проводит внешний осмотр с помощью лупы 4-х кратного увеличения, для рассмотрения верхних мест стойки он может воспользоваться монтажной стремянкой. (работа длиться ≈ 30-60 мин.)
- 3) За письменным столом, стоящим рядом со стендом, работник делает отметку в журнале о проведённом осмотре. После этого он уходит из цеха. (≈ 2-10 минут).
- 4) Пункты 1-3 повторяются до тех пор, пока не будут проведены все 4 режима вибрации. **Примечание!** Не обязательно, что все режимы будут проходить в один день.
- 5) После последнего внешнего осмотра за письменным столом, стоящим рядом со стендом, работник ОТК полностью заполняет технологическую документацию (≈ 10-20 мин.).
- 6) После оформления документации работник ОТК передаёт оформленную документацию инженеру-испытателю и уходит из цеха испытаний.

Выявление вредных факторов

Вредными факторами при их работе являются:

- При использовании монтажной стремянки, существует возможность падения с неё работника.
- При осмотре стойки существует возможность падения деталей и узлов (от гаек и болтов до всего агрегата ($m_{\text{агрегата}} = 8\text{кг}$)) на работника ОТК;
- Недостаточная освещённость при осмотре стойки с помощью лупы.

Рассмотрим опасность для организма всех этих факторов:

- Падение работника со стремянки может привести к серьёзным травмам (переломам, вывихам, сотрясениям).

- Падение отдельных элементов конструкции на тело человека может привести к ушибам и ссадинам на теле человека;
- Плохая освещенность оказывает опасное действие на органы зрения.

Меры для минимизации опасных факторов

Для минимизации этих факторов необходимо:

- Для недопущения падения человека со стремянки, провести инструктаж о правилах работы с монтажной стремянкой. А также установить на порожки стремянки резиновые прокладки, чтобы исключить проскальзывание обуви работника.
- Для уменьшения травматизма от падающих элементов конструкции, обеспечить работника защищающими касками;
- Для уменьшения нагрузки на органы зрения, поставить в помещение расчётное количество люминесцентных светильников согласно нормам освещённости рабочих поверхностей в производственных помещениях (СНиП 23-05-95).

Исходные данные для расчётов

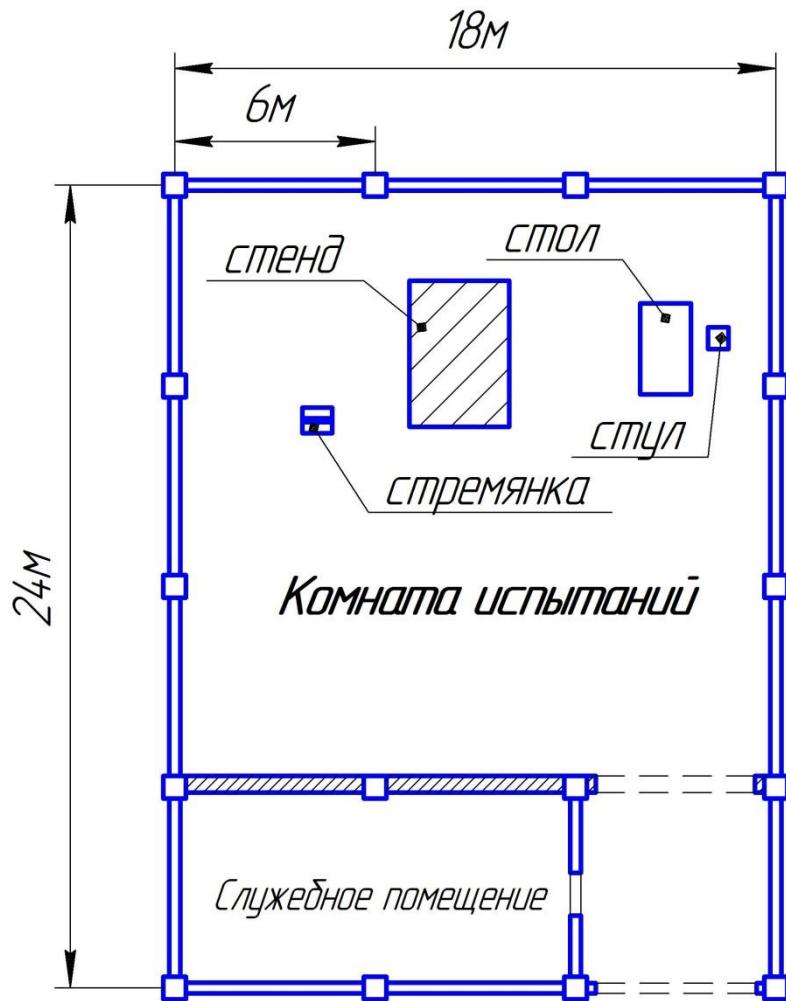


Рисунок 23 – Схема цеха вибрационных испытаний

Размер цеха составляет 24×18 м, а его высота - 8 м. В цехе имеются колонны, расстояние между которыми 6 м. В цехе имеется комната испытаний размером 18×18 м и высотой 8 м, служебное помещение размером 12×6 м и высотой 4 м, транспортировочный коридор размером 6×6 м и высотой 4 м.

Расчет необходимого искусственного освещения

Для начала, определим норму освещения и расчётную высоту для комнаты испытаний.

Данная комната, характеризуется очень высокой точностью зрительной работы, поэтому нормируемая освещённость системы общего освещения, определяемая по таблице 1 составит $E = 400$ лк.

Расстояние от светильника до перекрытия в цехе составляет 1,2 м, а высота расчётной поверхности - 1 м.

Расчётная высота помещения:

$$h = H - h_p - h_c = 8 - 1,2 - 1 = 5,8 \text{ м},$$

где H - высота помещения, м;

h_p - высота рабочей поверхности, м;

h_c - высота подвеса светильников, м.

Освещение будем производить с помощью светильников ЛСО04 с люминесцентными лампами. Положим, что один ряд светильников освещает полосу шириной 2м. Таким образом, для всего цеха предусмотрим установку 9 рядов светильников. В ряду предусмотрим установку 11 светильников.

Площадь комнаты испытаний составляет:

$$S = 18 \cdot 18 = 324 \text{ м}^2.$$

По таблице 25 для расчетной высоты помещения $h=5,8$ м, площади помещения $S=324 \text{ м}^2$ и нормированной освещенности $E=400$ лк находим значение удельной мощности, общего равномерного освещения - W :

$$W = 23 \text{ Вт/м}^2.$$

Произведем расчет мощности светильника:

$$P_C = \frac{S \cdot W}{n} = \frac{324 \cdot 23}{9 \cdot 11} = 75,3 \text{ Вт.}$$

Светильник ЛСО04 является двухламповым, отсюда мощность одной лампы определится как:

$$P_L = \frac{P_C}{2} = \frac{75,3}{2} = 37,7 \text{ Вт.}$$

Ближайшей по мощности лампой для полученного значения является 40 Вт. Светильники распределим равномерно по длине комнаты, предварительно сделав проверку на условие вместимости ламп:

$$L_C = l_C \cdot n = 1,57 \cdot 11 = 17,27 \text{ м} < L_K = 18 \text{ м},$$

где L_C - суммарная длина светильников;

l_C – длина одного светильника ;

n - количество светильников в ряду;

L_K – длина помещения

Условие соблюдено.

Таблица 24 – Нормы освещенности рабочих поверхностей в производственных помещениях по СНиП 23-05-95.

Характеристика зрительной работы; наименьший размер объекта различения, мм	Разряд зрительной работы	Подразряд зрительной работы	Контраст объекта с фоном	Характеристика фона	Освещенность при искусственном освещении, лк	
					При системе комбинированного освещения	При системе общего освещения
Наивысшей точности; менее 0,15	I	a	малый	темный	5000 4500	- -
		б	малый, средний	средний, темный	4000 3500	1250 1000
		в	малый, средний, большой	светлый, сред- ний, темный	2500 2000	750 600
		г	средний, большой	светлый, средний	1500 1250	400 300
Очень высокой точности; от 0,15 до 0,30	II	a	малый	темный	4000 3500	- -
		б	малый, средний	средний, темный	3000 2500	750 600
		в	малый, средний, большой	светлый, сред- ний, темный	2000 1500	500 400
		г	средний, большой	светлый, средний	1000 750	300 200
Высокой точности; от 0,30 до 0,50	III	a	малый	темный	2000 1500	500 400
		б	малый, средний	средний, темный	1000 750	300 200
		в	малый, средний, большой	светлый, сред- ний, темный	750 600	300 200
		г	средний, большой	светлый, средний	400	200

Таблица 25 – Значения удельной мощности, общего равномерного освещения при люминесцентных светильниках с лампами, ЛБ-40

<i>h, м</i>	<i>A, м²</i>	ЛСО						
		Е, лк						
		75	100	150	200	300	400	500
2-3	10-15	24	39	43	57	73	37	48
	15-25	20	28	36	49	62	32	39
	25-50	17,3	24	31	43	53	24,5	33
	50-150	14,8	20,5	26,5	37	45	21,5	27
	150-300	13,2	18,5	23,5	33	40	19,2	24
	>300	12	17,3	22	30	37	18,4	23
3-4	10-15	29,5	48	48	72	94	50	62
	15-20	23,5	34	41	63	82	43	54
	20-30	20,5	29	36	54	72	37	47
	30-50	17,7	25	31	45	61	32	40
	50-120	15,3	21	25,5	38	51	25,5	32
	120-300	12,8	17,4	22	33	44	21	27
	>300	11,3	15,5	19,5	29	39	19,2	24
4-6	10-17	31	46	62	92	124	64	80
	17-25	25,5	39	51	79	104	55	68
	25-35	22	34	44	69	93	47	58
	35-50	19,3	29	39	60	82	41	51
	50-80	16,3	25	33	50	69	34	43
	80-150	14	21	28	43	58	29	38
	150-400	12	17,5	24	36	50	23	28
	>400	10,5	15,5	21	31	43	20	25

Проектировочный расчёт вентиляционного канала

Исходные данные:

- Расчётная внутренняя температура $t_b = 25^{\circ}\text{C}$;
- Расчётная длина участка естественной вентиляции $l = 4 \text{ м}$;
- Расчётный расход воздуха в воздуховоде $L = 25 \text{ м}^3/\text{ч}$.

Определяем удельные потери давления по формуле:

$$R_{уд} = \frac{P_{гр}}{\Sigma l},$$

где $P_{\text{гр}}$ – гравитационное давление, действующее в вытяжном канале;

$$P_{\text{гр}} = h \cdot (\rho_h - \rho_b) \cdot 9,81 ,$$

где $h=4$ м – высота воздушного столба (для нашего случая – расстояние от середины высоты помещения до устья вытяжной шахты);

ρ_h – плотность наружного воздуха (принимаем при $t_h=5^{\circ}\text{C}$);

ρ_b – плотность воздуха в помещении.

Определяем плотности воздуха по формуле:

$$\rho = \frac{353}{273+t} ;$$

$$\rho_{h(+5)} = 1,27 \text{ кг/м}^3 ;$$

$$\rho_{b(+25)} = 1,18 \text{ кг/м}^3 ;$$

$$P_{\text{гр}} = 3,53 \text{ Па} ;$$

$$R_{\text{уд}} = 0,883 \text{ Па/м.}$$

Определение сечение канала по рекомендуемой скорости воздуха v_p
(для вертикальных каналов от 0,5 до 1,0 м/с):

$$F' = \frac{L}{3600 \cdot v_p} ;$$

$$F' = \frac{25}{3600 \cdot 1} = 0,007 \text{ м}^2 .$$

По таблице 26 по найденному значению F' находим стандартное сечение кирпичного канала $F = 0,14 \times 0,14 = 0,0196 \text{ м}^2$.

Таблица 26 – Размеры каналов из кирпича

Размер, мм	Площадь поперечного сечения, м ²	Размер, мм	Площадь поперечного сечения, м ²	Размер, мм	Площадь поперечного сечения, м ²
140×140	0,02	400×400	0,16	530×650	0,35
140×270	0,038	400×530	0,21	530×790	0,42
270×270	0,073	400×650	0,26	530×1060	0,56
270×400	0,111	400×790	0,32	650×650	0,43
270×530	0,143	530×530	0,28	650×790	0,52

Определяем действительную скорость воздуха в канале:

$$v_d = \frac{25}{3600 \cdot 0,0196} = 0,354 \text{ м/с.}$$

Определяем эквивалентный диаметр по формуле:

$$d_e = \frac{2 \cdot a \cdot b}{a + b};$$

$$d_e = 0,14 \text{ м.}$$

Определяем расчёт потерь давления на трение по длине канала с учётом его шероховатости по формуле:

$$\Delta P_1 = \frac{\lambda_r}{d_e} \cdot \rho_v \cdot \frac{v_1^2}{2} \cdot l_1 \cdot n_1.$$

Сначала определим число Рейнольдса при кинематической вязкости воздуха $\nu = 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ по формуле:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_d}{\nu}.$$

$Re = 3304 > 2300$, т.е. имеем турбулентный режим течения воздуха в канале.

Определяем коэффициент гидравлического трения по формуле:

$$\lambda_r = \frac{0,3164}{Re^{0,25}};$$

$$\lambda_r = 0,0417.$$

Определяем коэффициент гидравлического трения по формуле (с учётом шероховатости канала):

$$\lambda_{sh} = 0,11 \cdot \left(\frac{k_e}{d} + \frac{68}{Re} \right)^{0,25},$$

где k_e – абсолютная эквивалентная шероховатость поверхности воздуховода (согласно таблице 27);

$$\lambda_{sh} = 0,0518.$$

Таблица 27 – Абсолютная эквивалентная шероховатость применяемых для изготовления воздуховодов.

Материал	k_3 , мм	Материал	k_3 , мм
Листовая сталь	0,1	Шлакобетонные плиты	1,5
Асбестоцементные плиты или трубы	0,11	Кирпич	4
Фанера	0,12	Штукатурка (по сетке)	10
Шлакоалебастровые плиты	1		

Определяем коэффициент шероховатости по формуле:

$$n = \frac{\lambda_{\text{ш}}}{\lambda_{\text{г}}} = 1,24.$$

Потери давления составляют:

$$\Delta P_1 = \frac{0,0417}{0,14} \cdot 1,213 \cdot \frac{(0,354)^2}{2} \cdot 0,8 \cdot 1,24 = 0,0225 \text{ Па.}$$

(что составляет менее 1% от гравитационного давления, действующего в вытяжном канале).

Вывод

В данном разделе дипломной работы были:

- выявлены вредные факторы, которым подвергается работник ОТК по данному технологическому процессу;
- выявлены опасности для организма от данных факторов;
- предложен комплекс мер для уменьшения влияния опасных факторов на работника;
- проведён расчет необходимого искусственного освещения для комнаты испытаний.
- спроектирован вентиляционный канал для комнаты испытаний.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

В данном разделе дипломного проекта проводится технико-экономический анализ автоматического лунного космического аппарата массой 2200 кг.

В качестве критерия будем использовать стоимость разработки и изготовления космического аппарата. Для расчёта взята аналитическая модель полной стоимости.

Описание аналитической модели

Аналитическая модель полной стоимости представляет собой попытку сделать влияние различных факторов более наглядным в процессе разработки. При этом используется имеющийся опыт разработок и анализа, а также опорные данные, так как не все существенные влияния могут быть выражены математически.

Для аналитической модели полной стоимости характерны:

1. Применение рабочего часа в качестве единицы измерения затрат, с тем чтобы исключить коэффициенты пересчета валют, рабочее время, норму инфляции и зависимость стоимости одного рабочего часа от времени.
2. Применение статистически осредненной опорной величины средней затраты труда при разработке и изготовлении в зависимости от типа аппарата и его веса.
3. Введение коэффициентов для следующих факторов, влияющих на стоимость:
 - а) условий разработки и изготовление (поколение и технический уровень изделия)

- б) степени сложности аппарата;
- в) затрат на испытание при изготовлении;
- г) числа изготавляемых по программе космических аппаратов;
- д) темпа освоения производства (в зависимости от веса и количества изделий, выпускаемых за 1 год).

4. Введение коэффициентов эффективности руководства для следующих факторов, влияющих на стоимость.

- а) календарного, технического и финансового планов работ;
- б) организационных принципов и характера договорных отношений;
- в) загрузки и опыта организаций, участвующих в работах.

Расчёт стоимости космического аппарата

Формула составляется из уже упомянутых коэффициентов, однако коэффициенты, влияющие на разработку, отделены от коэффициентов, характерных для изготовления:

$$K = (H_{разр} \cdot F_{разр} + H_{np} \cdot F_{np}) \cdot F_{ynp} \cdot K_u,$$

где $H_{разр}$ - затраты на разработку (в часах);

H_{np} - затраты на изготовление (производство) космического аппарата (в часах);

K_u - полная стоимость одного рабочего часа (включая накладные расходы, процент прибыли, налоги и прочие сборы);

$F_{разр} = f_1 \cdot f_2$ - коэффициент разработки;

$F_{np} = f_3 \cdot f_4 \cdot f_5$ - коэффициент производства.

$F_{ynp} = f_6 \cdot f_7 \cdot f_8$ - коэффициент эффективности руководства (управления).

Затраты на капитальные сооружения в этой формуле не учитываются, т.к. они обычно осуществляются заказчиком или подрядчиком отдельно и непосредственно не входят в стоимость проекта, тогда формула примет следующий вид:

$$K = (H_{parp} \cdot f_1 \cdot f_2 + H_{np} \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot f_5) \cdot K_u \cdot f_6 \cdot f_7 \cdot f_8 + K_n,$$

где коэффициент K_n характеризует прибыль, если она выражена не в процентном отношении, а представлена в виде твердой прибыли или премии.

Теперь, определяются необходимые коэффициенты f .

Коэффициенты разработки

Коэффициент доли затрат на НИОКР f_I : затраты на исследования и разработку в пределе, а именно тогда, когда уже имеются в наличии все компоненты и подсистемы, стремятся к нулю. Все же обычно, когда речь идет о новом аппарате, должен быть изготовлен опытный образец, стоимость которого (установленная с учетом осредненного коэффициента освоения производства) приблизительно из 20% выше стоимости изготовления первого летного экземпляра аппарата, т. е. равна $1,2 H_{np}$.

Другой предельный случай может быть представлен верхней границей диапазона разброса данных рассмотренных проектов. Опыт показывает, что даже совершенно новая разработка никогда не бывает новой на все 100% (относительно веса), а самое большее на 80%.

Выбранный таким образом коэффициент f_I включает в себя «коэффициент новизны разработки» и «поколение аппарата», поскольку оба они характеризуются долей уже имеющихся компонентов и подсистем. Следовательно, коэффициент f_I изменяется в диапазоне от $1,2 \cdot H_{np}$, до $1,2 \cdot H_{parp}$.

Для автоматических лунных КА f_1 обычно лежит в диапазоне от 0,85 до 1,15, таким образом:

$$f_1 = 1,15.$$

Коэффициент сложности f_2 : среди аппаратов одного и того же поколения могут быть и другие технические решения, существенные для стоимости.

Более эмпирическую природу имеют определяемые программой полета коэффициенты сложности, которые, однако, оказалось целесообразно использовать в статической модели стоимости разработки.

Типичным коэффициентом такого рода является относительный вес топлива на борту космического летательного аппарата, который определенным образом свидетельствует о сложности выполняемой задачи

$$f_2 = \frac{M_{\Sigma}}{M_{кла}};$$

$$f_2 = 1,74.$$

Коэффициенты изготовления

Число космических аппаратов f_3 : число подлежащих изготовлению аппаратов непосредственно входит в стоимость изготовления, в данном случае к космическому аппарату относится предназначенные для полетов полностью укомплектованные аппараты. Изготавливаемые на стадии опытно-конструкторских работ макеты и образцы для стендовых испытаний, равно как и запасные части, не учитываются в стоимости. Таким образом,

$$f_3 = 1.$$

Коэффициент освоения производства f_4 : коэффициент освоение производства оказывает существенное влияние на величину стоимости из-

готовления при программе, предусматривающей изготовление более, чем одного космического аппарата. Он учитывает сокращение требуемых затрат рабочего времени, но в нашем случае можно данный коэффициент не учитывать, таким образом:

$$f_4 = 1.$$

Коэффициент затрат на испытания f_5 : коэффициент затрат на испытания f_5 . Часть расходов на изготовление космического аппарата связана с испытаниями и проверками готового изделия. Однако доля затрат на испытания и проверки может быть разной. Она зависит от:

- 1) требуемого объема испытаний,
- 2) сложности аппарата (надежность, резервирование),
- 3) имеющихся данных об условиях полета,
- 4) количества изменений в процессе конструирования и производства.

Можно считать, что коэффициент стоимости выше 1,2 содержит влияние изменений конструкции и технологического процесса. Учитывая, что разрабатываемый аппарат решает новые задачи, то программа испытаний будет модифицирована по сравнению с другими космическими аппаратами, таким образом коэффициент затрат на испытания можно взять следующим:

$$f_5 = 2,8.$$

Коэффициенты эффективности руководства

Коэффициент календарного планирования f_6 : имеется три различных фактора, могущих влиять на стоимость разработки:

- 1) Собственно календарный график выполнения проекта;
- 2) Задержки, связанные с техническими проблемами и изменениями технических условий;

3) Удлинение срока выполнения проекта из-за ограничений годового бюджета.

Проект имеет оптимальную длительность разработки, которой соответствует минимальные затраты: установление слишком короткого времени требует параллельное выполнение части работ, а искусственное удлинение времени выполнения проекта при фиксированных ассигнованиях также может привести к повышению стоимости из-за дополнительных расходов на заработную плату.

Учитывая новизну разработки и возможное увеличение срока разработки космического аппарата, коэффициент календарного планирования равен

$$f_6 = 1.$$

Коэффициент влияния организации работ f_7 : существуют разные способы организации разработок:

- 1) Разработка самим заказчиком или подключенной к нему организацией с закупкой подсистем и компонентов;
- 2) Разработка систем изделия несколькими параллельно работающими фирмами и координация работ заказчиком;
- 3) Разработка изделия головной фирмой и несколькими субподрядчиками.

Как показывает практика, наиболее приближенной формулой для расчета коэффициента влияния организации работ оказывается -

$$f_7 = n^{0,2},$$

где n – число задействованных предприятий в разработке

Предположительно, в разработке аппарата будет участвовать от 3 до 5 предприятий соответственно, коэффициент будет варьироваться от 1,25 до 1,38.

$$f_7 = 1,38.$$

Коэффициент использования мощности подрядчика f_8 : недостаточная загрузка или перегрузка мощностей подрядчика может приводить к увеличению расходов на производство и разработку, таким образом нежелательна такая ситуация когда мощности подрядчика либо используются не полностью, либо нагрузка превышает допустимый предел. В частности при недогрузке мощностей предполагается снижение стоимости выдачей последующего заказа. При перегрузке стоимость начинает расти из-за оплаты сверхурочных часов, включение в работу малоквалифицированного персонала. Данный коэффициент сложен для оценки, однако, по имеющимся данным, можно предположить, что загрузка предприятий будет неравномерной и возможно как недогрузка так и перегрузка мощностей в пределах до 20%, таким образом

$$f_8 = 1,2.$$

Затраты на разработку и изготовление

Данные по затратам на разработку и изготовление основаны на сборе статистических данных по предыдущим аппаратам. В качестве нормирующей принята средняя часовая ставка в США – 25 долл/час.

Полная часовая ставка выбрана в качестве единицы затрат в рассмотренных моделях, так как она не зависит от времени и места. Кроме того, при разработке образцов космической техники обычно более 90% времени составляют чистые затраты рабочего времени.

Полная часовая ставка включает не только стоимость рабочего часа, но также и все прочие расходы. В эту полную ставку входят:

- 1) среднечасовые затраты на персонал (чистая часовая ставка);
- 2) накладные расходы;
- 3) прибыль;

- 4) командировочные расходы;
- 5) налоги;
- 6) прочие расходы.

Следует отметить, что для Российской Федерации данная ставка безусловно будет ниже. Однако, так как расчет проводился, основываясь на данные американской расчетной модели, то в данном случае корректно использовать именно американскую часовую ставку.

Итак, анализируя проекты автоматических межпланетных станций, можно определить формулы для расчета затрат на разработку и изготовление:

$$H_{разр} = 91400 \cdot M^{0,72};$$

$$H_{np} = 47600 \cdot M^{0,48}.$$

Для автоматического лунного аппарата массой 2200 кг:

$$H_{разр} = 2,33 \cdot 10^7 \text{ часов};$$

$$H_{np} = 1,91 \cdot 10^6 \text{ часов.}$$

В результате, полная стоимость создания аппарата (без учёта прибыли) составляет:

$$K \approx 268 \text{ млн. долл.}$$

В пересчёте на рубли (при курсе доллара равному 60 рублей) стоимость создания аппарата составляет:

$$K' \approx 16 \text{ млрд. рублей.}$$

Вывод

Проведённые расчёты показали, что стоимость создания лунного космического аппарата массой 2200 кг ориентировочно будет составлять 268 млн. долларов (16 млрд. рублей).

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1) В.А. Ламзин. Лекции по курсу «Преддипломный курс по проектированию и конструированию космических аппаратов»;
- 2) Б.В. Грабин. Лекции по курсу «Конструирование космических аппаратов и агрегатов»;
- 3) В.И. Зернов. Лекции по курсу «Проектирование космических аппаратов и комплексов»;
- 4) М.С Константинов. Лекции по курсу «Основы теории полёта»;
- 5) Статистические данные и разработки НПО им. Лавочкина;
- 6) В.Т. Лизин, В.А. Пяткин «Проектирование тонкостенных конструкций», изд. 2-е переработанное и дополненное, Москва, Машиностроение, 1985;
- 7) А.С. Авдонин, «Расчет на прочность космических аппаратов», Москва, Машиностроение, 1979;
- 8) «Инженерный справочник по космической технике» под ред. А.В. Солодова, изд. 2-е, переработанное и дополненное, Москва 1977;
- 9) ОСТ 92-9011-78 «Элементы упруго-пластические амортизаторов пластического типа. Методика расчёта.» ;
- 10) В.И. Баженов, М.И. Осин «Посадка космических аппаратов на планеты», Москва, Машиностроение, 1978;
- 11) А.Л. Абивов «Технология самолётостроения», издание 2-е переработанное и дополненное, Москва, Машиностроение, 1982;
- 12) Белов С.В., Бринза В.Н., Векшин Б.С. «Безопасность производственных процессов. Справочник», Машиностроение, 1995;
- 13) Саркисян С.А., Минаев Э.С. «Экономическая оценка летательных аппаратов». Машиностроение, Москва, 1972;
- 14) Интернет-сайт www.sstl.co.uk ;
- 15) Интернет-сайт www.cinele.com.