

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

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

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

« 29 » 01 2024г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Разработка посадочного устройства для спускаемого аппарата на
спутник Юпитера Европу


Исполнитель
студент группы 8111 – ос



(подпись, дата)

А.А. Козырев

Руководитель
профессор, доктор техн.
наук



(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант
доцент



(подпись, дата)

К.А. Насуленко


Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь

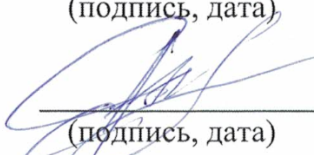
Нормоконтроль
старш. препод. каф. СиТРК



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



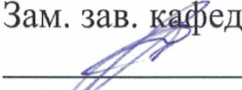
(подпись, дата)

Д.С. Кругляков

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

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

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Козырева Антона Александровича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка посадочного устройства для спускаемого аппарата на спутник Юпитера Европы

(утверждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 01.02.2024.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: высота старта с НОО 200 км, высота орбиты над Европой 100 км.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: статистические данные о СА, подбор оборудования и целевой аппаратуры, расчёт основных параметров системы электропитания и массогабаритных параметров, прочностной расчёт ПУ и его основных элементов, создание и анализ 3D модели ПУ, безопасность и экологичность производства, экономический расчёт.


5. Перечень материалов приложения: титульный лист, цели и задачи, чертежи и 3D модель ПУ, результаты статического и частотного анализа ПУ, 3D модель и конструктивно компоновочная схема аппарата.

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

7. Дата выдачи задания: 30.12.2023.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Плутенко А.Д., профессор,
доктор техн. наук.

Задание принял к исполнению: 30.12.2023 г.



(подпись студента)

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 82 страницы, 31 рисунок, 29 таблиц и 15 источников.

СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ, ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА, СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, ЭНЕРГОПОГЛОТИТЕЛИ, ПОСАДОЧНОЕ УСТРОЙСТВО, ПОДКОС, АМОРТИЗАТОР, СТЕРЖЕНЬ

В работе представлены результаты проектирования спускаемого аппарата и посадочного устройства.

Цель работы – разработка посадочного устройства для спускаемого аппарата на спутник Юпитера Европу и проектирование внешнего облика самого аппарата.

В рамках данной работы были сформированы следующие задачи:

- провести сбор статистических данных по СА;
- рассчитать основные параметры СА и его основных бортовых систем
- выбрать энергопоглотители и рассчитать параметры ПУ;
- разработать трёхмерную модель ПУ и СА;
- провести статический и частотный анализ конструкции ПУ;
- провести расчёт искусственного освещения и аэрации помещения испытания ПУ;
- провести оценку стоимости изготовления СА.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	9
1 Общая часть	10
1.1 Спускаемые аппараты	10
1.2 Виды конструкций	10
1.2.1 Конструкция корпуса СА для «плотной» атмосферы	10
1.2.2 Комбинированная (сборная) конструкция СА	10
1.3 Сбор статистических данных по СА	11
1.3.1 Фобос–Грунт	11
1.3.2 Луна–25	14
1.3.3 Лаплас П1 и Лаплас П2	17
1.4 Выбор оборудования приборов БКУ и СОИС	19
1.4.1 Бортовой комплекс управления	20
1.4.2 Бортовая аппаратура командно–измерительной системы	21
1.4.3 Служебная телевизионная система	22
1.4.4 Блок определения координат звёзд	23
1.4.5 Оптический солнечный датчик	24
1.4.6 Бесплатформенный инерциальный блок	25
1.4.7 Доплеровский измеритель скорости и дальности	26
1.4.8 Лазерный высотомер–вертикант	27
1.4.9 Двигатели маховики	28
1.4.10 Антенно–фидерная система	29
1.5 Выбор целевой аппаратуры	30
1.6 Выбор двигательных установок	33
1.6.1 Выбор МДУ	33
1.6.2 Выбор блока ДМТ	33
1.7 Вывод по главе	34
2 Расчётная часть	35
2.1 Расчёт основных параметров системы электропитания	35

2.1.1	Расчёт основных характеристик СЭП	35
2.1.2	Выбор РИТЭГ	36
2.2	Расчёт массогабаритных параметров	37
2.2.1	Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических манёвров	37
2.2.2	Определение затрат топлива на выполнение межорбитального перелёта	41
2.3	Вывод по главе	42
3	Специальная часть	43
3.1	Выбор энергопоглотителя	43
3.1.1	Сотовые энергопоглотители	44
3.1.2	Энергопоглотитель с деформируемым стальным стержнем	44
3.1.3	Энергопоглотитель на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия	45
3.1.4	Энергопоглотитель на основе деформируемой сферы	46
3.2	Прочностной расчёт посадочного устройства	46
3.2.1	Определение основных действующих сил	46
3.2.2	Случай удара СА одной опорой в склон	49
3.2.3	Случай бокового удара СА одной опорой в склон	51
3.3	Амортизатор на основе стержневого энергопоглотителя	52
3.3.1	Определение запаса устойчивости штока	53
3.3.2	Определение запаса устойчивости корпуса	55
3.3.3	Выбор стержня	56
3.4	Создание и анализ сборки	58
3.4.1	Статический анализ	59
3.4.2	Частотный анализ	60
3.5	Вывод по главе	64
4	Безопасность и экологичность	65
4.1	Опасные и вредные факторы закрытых помещений	65

4.2 Расчёт искусственного освещения	66
4.3 Расчёт эффективной аэрации	70
4.4 Вывод по главе	73
5 Экономика	74
5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца СА в линейной постановке	75
5.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца СА в нелинейной постановке	76
5.3 Вывод по главе	78
Заключение	79
Библиографический список	81

ОПРЕДЕЛЕНИЕ, ОБОЗНАЧЕНИЕ, СОКРАЩЕНИЕ

БКУ – бортовой комплекс управления;
БСД – блок сбора данных;
ДУ – двигательная установка;
ДМ – двигатели маховики;
КНА – комплекс научной аппаратуры;
КА – космический аппарат;
МК – манипуляторный комплекс;
МДУ – маршевая двигательная установка;
НОО – низкая опорная орбита;
ПА – посадочный аппарат;
ПМ – перелётный модуль;
ПУ – посадочное устройство;
РИТЭГ – радиоизотопный термоэлектрический генератор;
РН – ракета – носитель;
РБ – разгонный блок;
СА – спускаемый аппарат;
СТС – служебная телевизионная система;
СЭП – система электропитания;
САПР – система автоматизированного проектирования;
ЦВМ – цифровая вычислительная машина.

ВВЕДЕНИЕ

Первые запуски КА сначала на орбиты искусственных спутников земли, а затем для исследования Луны и планет солнечной системы стали первым этапом практической космонавтики

Направление развития современной космонавтики идёт в сторону удешевления производства космической техники за счёт открытия как новых материалов, так и новых способов их производства. При этом новые КА становятся всё более технологичными, что способствует новым открытиям и решению актуальных научных задач

Европа как источник исследований является очень притягательным для учёных всего мира. Ведь на Европе под толщей льда глубиной до 30 км находится океан из обычной воды, которая сохраняет своё жидкое состояние благодаря гравитации Юпитера, разогревающего Европу.

Европа по многим параметрам схожа с Луной, она также находится в приливном захвате Юпитера, а её размеры и, следовательно гравитация, не многим меньше Луны. Температура на экваторе Европы также схожа с минимальной температурой на Луне

Таким образом полёт к Европе и посадка на её поверхность является актуальным сценарием для множества исследований.

Разработка ПУ так же является актуальной задачей, которая определяется выбором энергопоглотителей с конкретным принципом работы из всего разнообразия материалов и сценариев и, что определит принцип действия амортизатора, а также основные габариты и массу всего ПУ.

1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1.1 Спускаемые аппараты

Спускаемые аппараты – это особый класс КА, основное назначение которых является доставка на планеты назначения научно – исследовательского оборудования и экипажей [1].

СА в процессе жизненного цикла подвергается большому количеству разнообразных факторов: вакуум, радиационные воздействия, экстремальные температурные воздействия, перегрузки и вибрация. При всём этом СА должен обеспечить безопасную посадку в заданном районе. Таким образом предъявляются серьёзные требования к конструкции и надёжности систем СА, а также к минимизации массы аппарата.

1.2 Виды конструкций корпуса СА

Рассмотрим два возможных вида конструкции корпуса СА:

– моноблочный, предназначенный для аппаратов, совершающих спуск в «плотной» атмосфере. Примером такого СА может служить зонд «Гюйгенс», совершивший посадку на спутник Сатурна Титан;

– комбинированный или сборный – для разреженной атмосферы. Примером такого СА может служить проект «Фобос– Грунт» или серия СА «Луна» [1].

1.2.1 Конструкция корпуса СА для «плотной» атмосферы

Наиболее приемлемыми формами корпуса при использовании моноблочных конструкций СА являются сферическая, коническая со сферическим затуплением и фарообразная. Анализ их показал, что в известной степени СА, имеющие форму фары, могут обеспечить большую массовую отдачу и использоваться на траекториях «скользящего» спуска, однако требуют специальной системы ориентации [1].

1.2.2 Комбинированная (сборная) конструкция корпуса СА

СА, предназначенные для космических тел с разреженной атмосферой, характеризуется малой удельной нагрузкой на мидель. Для Марса это значение

от 600 до 3000 Н/м². Такая малая нагрузка обеспечивает торможение до посадочных скоростей при баллистическом или «скользящем» спусках.

Такое значение удельной нагрузки в основном достигается использованием аэродинамического экрана (конической формы) большой площади и посадочного контейнера – исследовательского блока [1].

Последний этап полёта СА – это посадка на поверхность тела назначения. Во время контакта с поверхностью у СА есть две составляющие скорости: вертикальная и горизонтальная.

Вертикальная скорость не должна превышать определённого значения, которое может находиться в диапазоне от 1 м/с до 10 м/с в зависимости от массы космического тела, способа торможения и расчётной нагрузки ПУ.

При наличии горизонтальной составляющей скорости СА, которая может находиться в пределе от 1 м/с до 3 м/с, происходит его скольжение по поверхности, что может привести к переворачиванию СА.

Таким образом ДУ должна обеспечить необходимый минимум составляющих скорости СА для обеспечения мягкой посадки.

ПУ в свою очередь должно обеспечивать максимальную надёжность, чтобы поглотить оставшуюся кинетическую энергию аппарата в момент посадки и сохранность оборудование, необходимое для выполнения поставленных задач.

1.3 Сбор статистических данных по СА

Перед началом проектирования СА необходимо провести сбор и анализ статистических данных по СА, совершавших или планирующих совершить посадку на спутники Юпитера или других малых тел Солнечной системы.

Прототипы СА будем выбирать исходя из следующих критериев:

- доступность информации;
- схожесть конструкции СА;
- отечественное производство.

1.3.1 Фобос–Грунт

Попытки исследовать поверхность марса предпринимались нашей страной ещё в 1996 году с помощью проекта «Марс–96». Однако данная миссия

закончилась неудачей. В дальнейшем после продолжительного простоя было принято решение возобновить миссию по исследованию Марса, в частности была идея собрать грунт на поверхности Фобоса и отправить на Землю для дальнейшего изучения и понимания природы происхождения спутника. По мимо забора грунта было также предусмотрено множество исследований, таких как исследование поверхности путём съёмки, определение параметров вращения спутника, исследования физических условий среды в которые входило изучение магнитных и электрических полей, солнечного ветра и убегающих ионов атмосферы Марса.

В данном проекте планировалось совершить качественный скачок в т методах производства КА, а также использовать передовые технологии для реализации миссии [3].

Сам аппарат был многоцелевым и состоял из четырёх основных модулей:

- «Фрегат–СБ», предназначенный для выведения всего комплекса на отлётную траекторию от Земли и созданием тормозного импульса на орбите Марса;

- ПМ, предназначенный для создания тормозного импульса около Фобоса и посадки на поверхность, а в дальнейшем с помощью МК взять грунт и перегрузить его в возвращаемый аппарат параллельно занимаясь другими исследованиями;

- возвращаемый аппарат служил транспортом для спускаемого модуля, в котором хранились образцы грунта. Его основной целью было доставить эти образцы к орбите Земли и войти в её атмосферу;

- спускаемый модуль был самым маленьким из всех модулей КА и представлял собой конусовидный контейнер с толстыми стенками из стеклотекстолита и стеклосот, необходимых для защиты капсулы с образцами, в моменты прохождения плотных слоёв атмосферы Земли [3].

На рисунке 1.1 представлены модули КА «Фобос–Грунт»

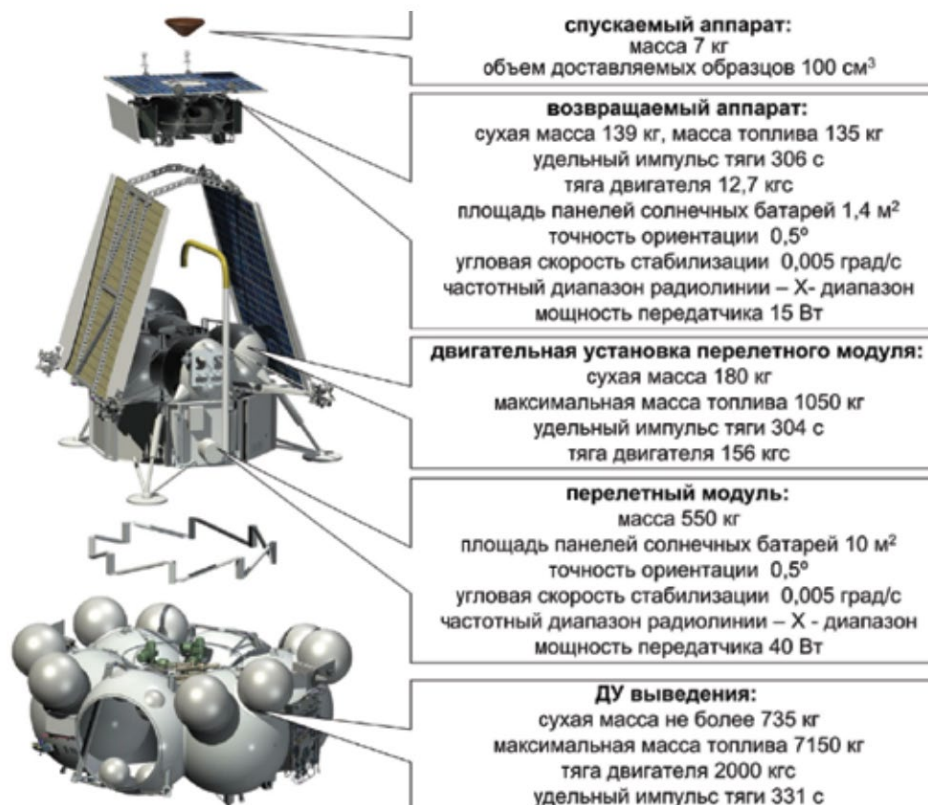


Рисунок 1.1 – Модули КА «Фобос–Грунт» [3]

В состав ПМ входили все основные системы, позволяющие модулю функционировать совершенно независимо. В роли силового элемента выступали баки топлива, к которым крепились все основные элементы.

В конструкцию также входила силовая рама, на которой устанавливались тепловые сотовые панели в количестве восьми штук. Эти панели позволяли поддерживать необходимую температуру приборов целевой и бортовой аппаратуры, которые крепились на эти панели [3].

Модульная схема членения ПМ приведена на рисунке 1.2 [3].

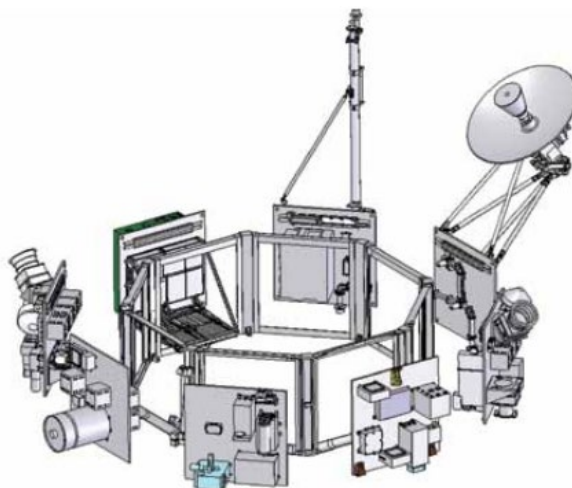


Рисунок 1.2 – Схема членения ПМ КА «Фобос–Грунт» [3]

Таблица 1.1 – Основные параметры проекта Фобос–Грунт [3]

Ракета–носитель	Зенит–2 + МДУФ
Масса, кг:	
КА (заправленного)	13 500
научной аппаратуры	50
СА (заправленного) (без ВА)	1780
СА (сухая) (без ВА)	550
ДУ СА (сухая)	180
ВА (заправленного)	281
ВА (сухая)	139
МДУ (заправленного)	7885
МДУ (сухая)	735
Удельная тяга, с:	
СА	304
ВА	306
МДУ	331

1.3.2 Луна – 25

Исследование Луны и её поверхности была одна из приоритетных задач СССР, однако последняя миссия была проведена в 1976 году. С тех пор первая за много лет миссия по изучению поверхности Луны была «Луна–25».

КА «Луна–25» (рисунок 1.3) был запущен 11.08.2023, успешно выведен на траекторию перелёта к Луне и 16.08.2023 вышел на орбиту искусственного спутника Луны. 19.08.2023 в ходе выполнения операции по переходу на

предпосадочную орбиту произошла нештатная ситуация, которая не позволила выполнить манёвр с заданными параметрами. По результатам предварительного анализа, в связи с отклонением фактических параметров импульса от расчётных, АМС перешла на нерасчётную орбиту и столкнулась с поверхностью Луны [4].

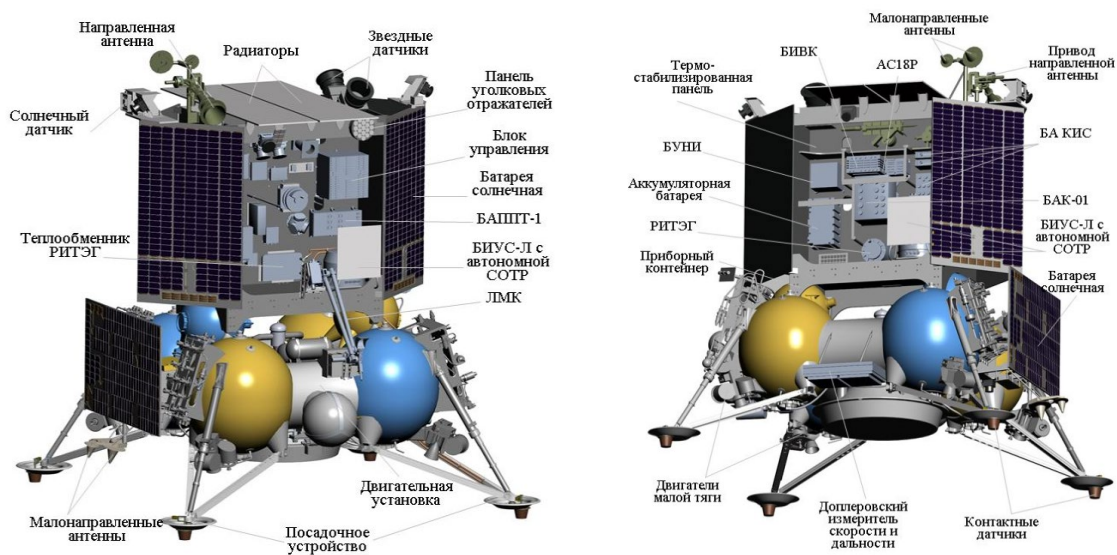


Рисунок 1.3 – Общий вид и основные системы КА «Луна–25» [5]

Цели проекта:

- перелет до Луны;
- отработка системы посадки;
- проверка работоспособности систем бортовой и целевой аппаратуры в условиях пребывания на Лунной поверхности в течении одного года;
- исследование реголита и экзосферы выбранной области Луны дистанционными и контактными методами [4].

Комплекс научной аппаратуры можно разделить по задачам, для которых предназначены отдельные приборы.

Для поиска воды, летучих соединений, изучения элементного и изотопного состава, применялись следующие приборы:

- ЛАЗМА–ЛР (лазерный масс–спектрометр) – изучал элементный и изотопный состав;
- АДРОН–ЛР (нейтронный и гамма–детектор) – изучал элементный состав и искал воду;

– ЛИС–ТВ–РПМ (инфракрасный спектрометр) – изучал минералогический состав.

Исследования экзосферы:

– ПМЛ (пылевой мониторинг Луны) – изучал компоненты пыли и магнитные поля;

– АРИЕС–Л (ионный энерго–масс–анализатор) – изучал ионы и нейтральные частицы, а также солнечный ветер [4].

ПУ КА «Луна–25» (рисунок 1.4) представляло собой четыре стойки, крепящихся в трёх места к кронштейнам бака.

В состав ПУ входили следующие элементы:

- V-образный подкос;
- амортизатор;
- опорная пята.

В качестве энергопоглотителя в амортизаторе использовалась лента. Принцип работы заключался в том, что в амортизаторе находилась деформируемая лента, на которую в момент посадки давил шток, тем самым растягивая её поглощал кинетическую энергию.

Характеристики амортизатора:

- максимальная длина амортизатора 914 мм;
- ход штока амортизатора 161 мм;
- клиренс 260 мм;
- максимальная сила, действующая на амортизатор, 750 кг [9].

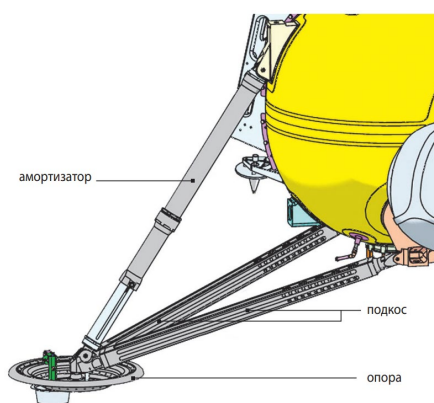


Рисунок 1.4 – Внешний вид ПУ КА «Луна–25»

В КА так же использовался РИТЭГ, однако его электрическая мощность составляла всего 6,5 Вт, а тепловая мощность не превосходила 145 Вт. Предназначался такой генератор для питания электроэнергией часов реального времени, а тепловой энергией поддерживал рабочую температуру бортовых и целевых систем.

Таблица 1.2 – Основные параметры проекта «Луна–25»

Масса, кг:	
КА (заправленного)	1750
КА (сухая)	750,6
Комплекса научной аппаратуры (КНА)	30
Двигательной установки	274,2
Мощность, обеспечиваемая бортовую аппаратуру, Вт.	650
Электропотребление КНА, Вт.	100

1.3.3 Лаплас П1 и Лаплас П2

Одной из перспективных Российских миссий можно назвать миссию «Лаплас–П» по изучению Ганимеда, Ио и Европы путём съёмки с помощью орбитального аппарата «Лаплас–П1» (рисунок 1.5) и непосредственно поверхности Ганимеда с помощью СА «Лаплас–П2» [6].

Миссия «Лаплас–П» представляет собой два аппарата «Лаплас–П1» и «Лаплас–П2», которые должны запустить с разницей в одну неделю.

В состав орбитального аппарата «Лаплас–П» входят блоки малонаправленной и остронаправленной антенн, приборный отсек, панели солнечных батарей и ДУ с баками [7].

С помощью данного аппарата планировалось провести ряд исследований:

- радиационные исследования (с помощью приборов АСПЕКТ–Ю, СПИНЭ–КВ, ЛЮЛИН–Г–1);
- магнитные исследования (с помощью прибора МА–Г–1);
- оптические исследования (с помощью приборов ТСНН–ЛП–1, СУАР, УЛИС);
- радиолокационные и радиофизические исследования (с помощью приборов РП–Г, РМГ–1).

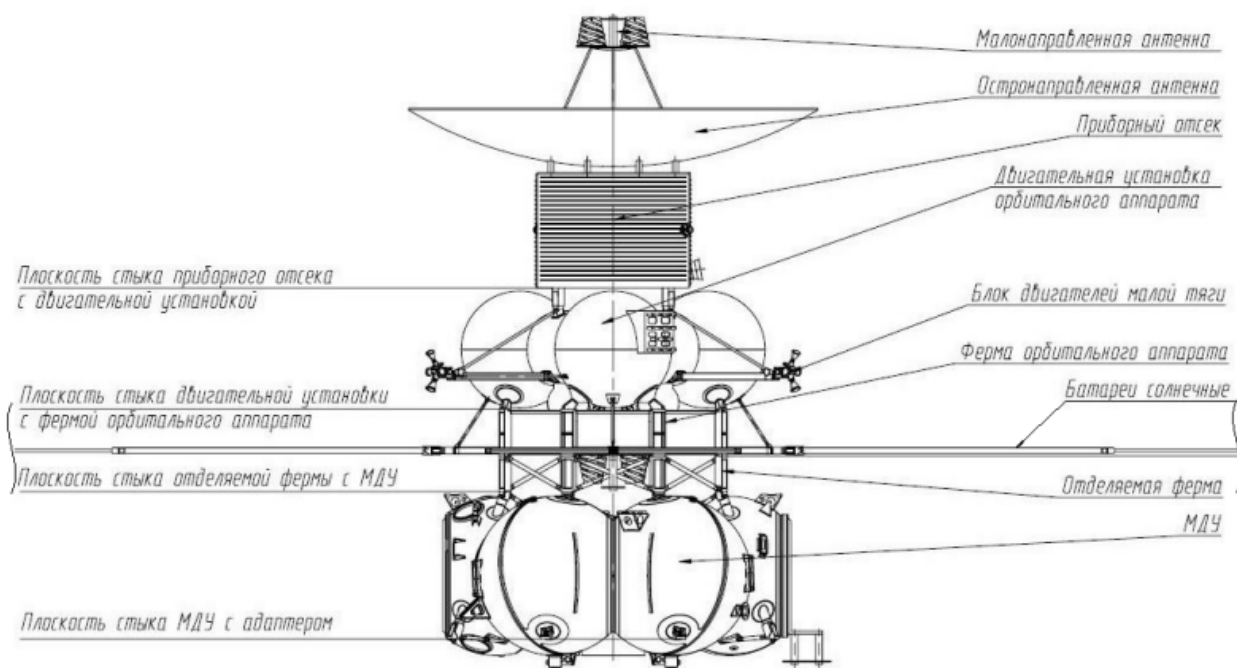


Рисунок 1.5 – Общий вид и основные элементы КА «Лаплас – П1» [7]

Так как КА «Лаплас–П2» (рисунок 1.6) предполагал посадку на поверхность Ганимеда, то в его состав уже входил СА, соединяемый с МДУ через адаптер и отделяемую ферму. Так как Ганимед является спутником Юпитера, то использование солнечных батарей для питания все аппаратуры на поверхности Ганимеда невозможно, так как средний поток солнечного излучения там меньше в двадцать семь раз. Поэтому «Лаплас–П2» получает электроэнергию от двух РИТЭГ большой мощности, которые также обеспечат аппарат тепловой энергией [7].

ПУ также как и на СА «Луна–25» представляет собой четыре стойки, которые состоят из амортизатора, V-образного подкоса и опорной пяты.

В качестве топлива используется смесь несимметричного диметилгидразина в качестве горючего и амилина в качестве окислителя. Объем и диаметр баков составляет 340 литров и 900 мм каждый [7]

Для КА «Лаплас–П2» планируются следующие научные исследования:

- контактные исследования (с помощью приборов СЕЙСМОГРАН–Г, МК–Г, ГАК–Г);
- радиационные исследования (с помощью прибора ЛЮЛИН–Г–1);

- оптические исследования (с помощью приборов ЛАГМА–Г, РАТ–Г, ТСПП–ЛП, ТСНН–ЛП, ИСЛ);
- магнитные исследования (с помощью прибора МА–Г–1);
- либрационные и радиофизические исследования (с помощью приборов ЛИБРАЦИЯ–Г, РМГ) [6].

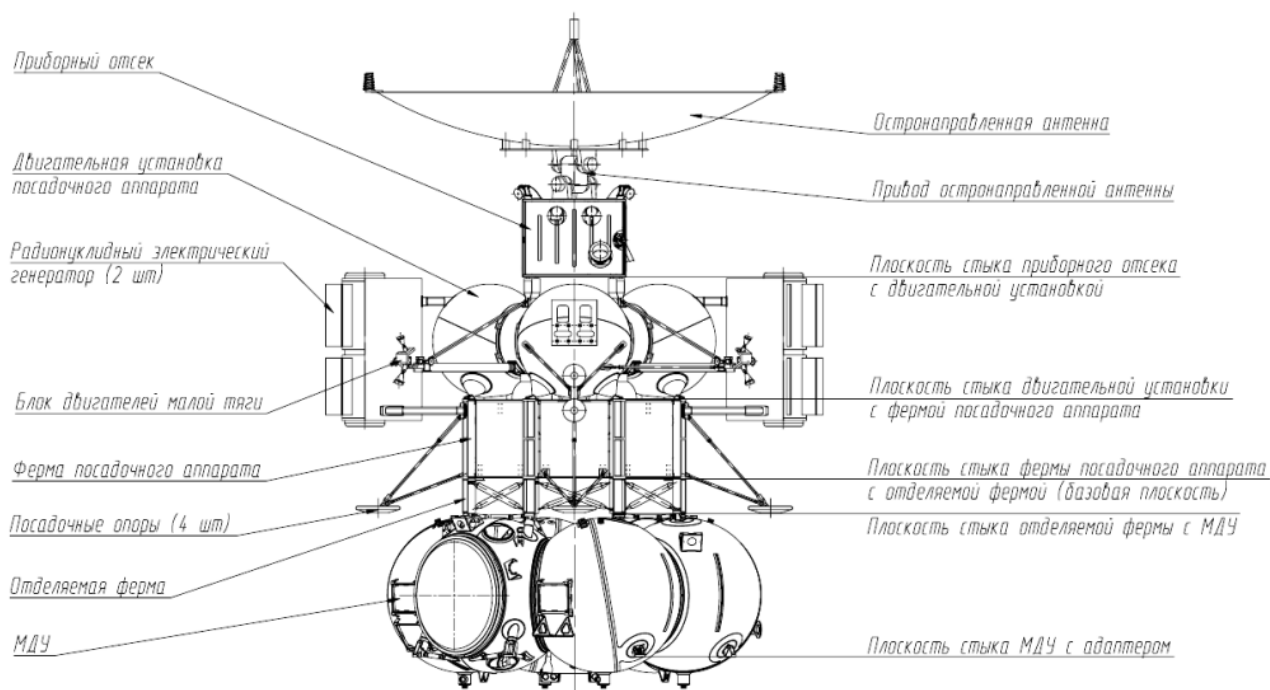


Рисунок 1.6 – Общий вид и основные элементы КА «Лаплас–П2» [7]

Таблица 1.3 – Основные параметры проекта Лаплас–П1 и Лаплас–П2 [8]

Параметры/миссия	Лаплас–П1	Лаплас–П2
Ракета–носитель, разгонный блок	«Ангара–А5», «КВТК»	
Начальная масса КА, кг	7000	6800
Масса научной аппаратуры, кг	50	50
Источник электроэнергии	4 панели СБ	2 РИТЭГ

1.4 Выбор оборудования приборов БКУ и СОИС

Для выполнения основной задачи по исследованию поверхности СА должен совершить мягкую посадку на поверхность Европы.

Условия посадки:

– составляющие скорости СА (вертикальная и горизонтальная) во время посадки должны быть в пределах от 0,5 м/с до 2 м/с и от 0 м/с до 1 м/с соответственно;

– СА во время посадки должен сесть в расчётную область и встать на все опоры ПУ;

Чтобы выполнить эти условия необходимо снабдить СА приборами, измеряющими скорость, высоту и координаты аппарата, а также ДУ и блоком ДМТ для маневрирования.

1.4.1 Бортовой комплекс управления

БКУ КА предназначен для решения следующих задач:

– управлением движения как самого центра масс аппарата, так и движением вокруг него;

– управление бортовыми системами и устройствами;

– управление тягой и наклонами ДУ;

– контроль бортовых систем КА.

Бортовой вычислительный комплекс является совокупностью пяти приборов: двух ЦВМ22 (рисунок 1.7) и трёх АС [3].

Адаптер связи (АС) – это прибор, предназначенный для управления приводами при наведении направленных антенн, а также для обеспечения управления манипуляторными комплексами.



Рисунок 1.7 – Общий вид ЦВМ22

Таблица 1.4 – Характеристики ЦВМ и АС

	ЦВМ	АС
Производительность ПЗ, Mflops	30,5	–

Ёмкость ОЗУ, кб	2048	–
Ёмкость ПЗУ, кб	4096	–
Способ резервирования	Дублирование	–
Срок акт. существования, лет	12,5	–
Темпер. диапазон работы, С°	–40 – +50	–
Напряжение питания, В	18–36	–
Потребляемая мощность, Вт	8–12	не более 14
Габариты, мм	122×121×121	–
Масса, кг	1,9	2,5

1.4.2 Бортовая аппаратура командно – измерительной системы

Бортовая аппаратура командно – измерительной системы (БА КИС) (рисунок 1.8) предназначена для выполнения следующих функций:

- приём команд с наземной станции с последующей передачей назад информации о их приёме;
- передача команд наземной станции системам КА;
- приём информации и команд от вычислительных систем КА и формировании ответных команд;
- приём и передача массивов информации от приборов КА на наземную станцию;
- ретрансляция сигналов, сверка режимов и коррекция бортового времени [10].



Рисунок 1.8 – Общий вид БА КИС [10]

Таблица 1.5 – Характеристики БА КИС [10]

Группа исполнения	5.3
Частотный диапазон	С
Скорость передачи информации – по запросному каналу радиокоманд – по ответному каналу КПИ	100 бит/с 1000 бит/с
БА КИС обеспечивает точность измерения: – наклонной дальности – радиальной скорости	$\leq 10\text{м}$ $\leq 0,01 \text{ м/с}$
Срок активного существования	≥ 15 лет
Энергопотребление: – дежурный режим – сеансовый режим	≤ 30 Вт ≤ 63 Вт
Масса	≤ 23 кг
Мощность передатчика	10 (2; 5) Вт

1.4.3 Служебная телевизионная система

СТС (рисунок 1.9) необходима для проведения съёмок и формирования изображений обстановки, находящейся в поле зрения камер системы, в том числе для съёмки около манипуляторного пространства, что даст возможность направлять манипулятор вручную [11].

Посадка будет проводится на спутнике, на который ещё не спускались аппараты и не проводились детальные исследования поверхности, поэтому камеры СТС позволят увидеть в первую очередь окружающий ландшафт в месте посадки.

В состав СА включим СТС–Л, внешний вид, которого представлен на рисунке 1.9, а характеристики в таблице 1.6 и 1.7 соответственно.

СТС–Л состоит из:

- четырёх широкоугольных камер КАМ–О;
- четырёх узкоугольных камер КАМ–С;
- одного БСД;
- кабельной сети [11].

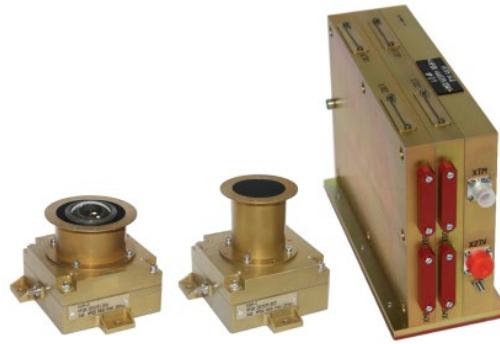


Рисунок 1.9 – Общий вид прибора СТС–Л – камеры КАМ–О, КАМ–С и блок БСД [11]

Таблица 1.6 – Основные характеристики камер СТС–Л [11]

Камера	КАМ–О	КАМ–С
Количество камер, шт.	4	4
Угловое поле зрения, °	115×115	55×55
Размер матрицы, мм	11,264×11,264	
Число рабочих пикселей	2048×2048	
Расчётное фокусное расстояние объектива, мм	4,8	12,3
Относительное отверстие объектива	1:8	
Габариты, мм	76,5×109×107	105,5×109×107
Масса, кг	0,35	0,38
Энергопотребление, Вт	1,8	

Таблица 1.7 – Основные характеристики БСД [11]

Число высокоскоростных каналов	8
Скорость приёма данных на канал, Мбит/с	54
Объём внутренней энергонезависимой памяти, Гбит	24
Габариты, мм	227×154×81
Масса, кг	1,8
Собственное энергопотребление, Вт	10

1.4.4 Блок определения координат звёзд

Блок определения координат звезд БОКЗ – МФ (рисунок 1.10) предназначен для съёмки участков звёздного неба и высокоточного определения местоположения КА по этим изображениям в реальном времени [3].

Сам прибор представляет из себя моноблок, внутри которой установлена цифровая телевизионная камера на ПЗС – матрице и мощный процессор.

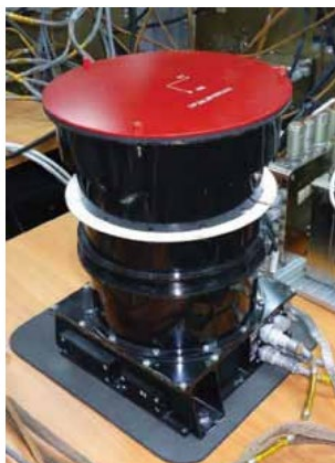


Рисунок 1.10 – Общий вид прибора БОКЗ–МФ [3]

Таблица 1.8 – Основные характеристики прибора БОКЗ–МФ [3]

Масса, кг	1,65
Количество, шт	2
Энергопотребление, Вт	11
Габариты, мм	247×179×180
Допустимая угловая скорость измерения ориентации, град/с	1...2
Частота обновления информации об ориентации, Гц	1
Время (макс) распознавания зарегистрированных звезд без априорной информации об ориентации, с	8
Выходные данные	Матрица направляющих косинусов
Точность $\sigma_{x,y}/\sigma_z$, угл.с	5/12

1.4.5 Оптический солнечный датчик

Оптический солнечный датчик (ОСД) (рисунок 1.11) также как и БОКЗ – МФ предназначен для определения положения КА, только путём получения информации о направлении на Солнце продольной оси КА [3].



Рисунок 1.11 – Общий вид прибора ОСД [3]

Таблица 1.9 – Основные характеристики ОСД [3]

Масса, кг	0,67
Количество, шт	2
Энергопотребление, Вт	3
Габариты, мм	120×112×72,5
Период обновления данных, мс	250
Выходная информация	Матрица направляющих косинусов
Точность (3σ):	
– при угловой скорости до 0,1 град/с, угл. мин	3
– при угловой скорости до 1 град/с, угл. мин	5

1.4.6 Бесплатформенный инерциальный блок

Бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) (рисунок 1.12) состоит из трех волоконно–оптических гироскопов и трех кварцевых акселерометров [3].

Этот прибор предназначен для измерения векторов линейного ускорения и угловой скорости.



Рисунок 1.12 – Общий вид прибора БИБ

Таблица 1.10 – Основные характеристики прибора

Масса, кг	1
Количество, шт	2
Энергопотребление, Вт	10
Шумовая составляющая в выходной информации (3σ), угл.с	3
Стабильность «нулевого» сигнала на любом временном интервале длительностью до 2 ч после проведения калибровки углоизмерительных каналов, град/ч	0,2
Номинальная цена импульса выходной информации акселерометров, м/с ²	0,005...0,01
Допустимое отклонение цены импульса, %	$\pm 0,05$

1.4.7 Доплеровский измеритель скорости и дальности

Доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД) (рисунок 1.13) обеспечивает радиолокационный захват отраженного от подстилающей поверхности сигнала, измерение доплеровских частот, а также определение на основе измеренных дальностей и передачу в БКУ углов θ_D и ψ_D отклонения оси ОХ_П от нормали к подстилающей поверхности. Углы θ_D и ψ_D соответствуют поворотам вокруг осей ОХ_П и ОУ_П [3].

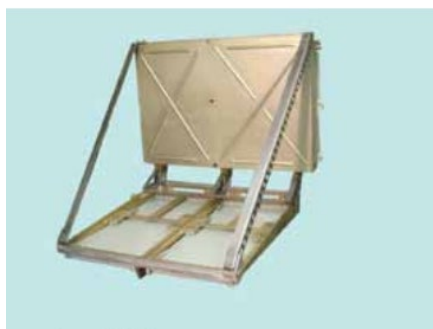


Рисунок 1.13 – Общий вид прибора ДИСД [3]

Таблица 1.11 – Основные характеристики прибора ДИСД [3]

Диапазон изм. скор. в проекциях на направления лучей антенной сист., м/с ²	± 40
Макс. погрешность измерения скоростей, м/с ²	$ v \leq (0,05 + 0,01 v)$
Диапазон измеряемых дальностей, м	от 0,5 до 4000
Макс. погрешность измерения дальности, м	$ D \leq (0,05 + 0,02D)$
Время радиолокац. захвата поверх. по дальности, с	≤ 1

Диапазон измеряемых углов $\theta_{\text{д}}$ и $\psi_{\text{д}}$, °	± 20
Макс. погрешность измерения углов, °	≤ 3
Электропотребление, Вт	≤ 50
Масса, кг	9

1.4.8 Лазерный высотомер – вертикант

ЛВ–В (Лазерный высотомер – вертикант) (рисунок 1.14) необходим для измерения высоты аппарат от подстилающей поверхности в направлении оси $OX_{\text{п}}$, а также двух перпендикулярных углов отклонения от нормали подстилающей поверхности к оси $OX_{\text{п}}$ [3].

Лазерный высотомер – вертикант измеряет и выдает в БКУ:

- значение высоты до поверхности;
- значения наклонных дальностей до подстилающей поверхности по четырем фиксированным направлениям относительно оси – $OX_{\text{п}}$;
- углы $\theta_{\text{л}}$ и $\psi_{\text{л}}$ отклонения нормали к площадке осредненной поверхности Европы от продольной оси $OX_{\text{п}}$ [3].



Рисунок 1.14 – Общий вид прибора ЛВ–В

Таблица 1.12 – Основные характеристики прибора ЛВ–В [3]

Погрешность измерения дальности, м	≤ 3
Период обновления информации, с	1
Диапазон значений углов $\theta_{\text{л}}$ и $\psi_{\text{л}}$, °	± 20
Диапазон высот измерения, м	от 60 000 до 1000
Макс. погрешность определения углов $\theta_{\text{л}}$ и $\psi_{\text{л}}$, °	≤ 1
Время непрерывной работы, ч	≤ 2
Энергопотребление, Вт	25

Габариты, мм	221×226×116
Масса, кг	7,9

1.4.9 Двигатели маховики

Электромеханические исполнительные органы предназначены для формирования управляющих динамических и гироскопических моментов по осям стабилизации космического аппарата.

В СА будет входить силовой гироскопический комплекс СГК20–20 (рисунок 1.15) и блоком управления.

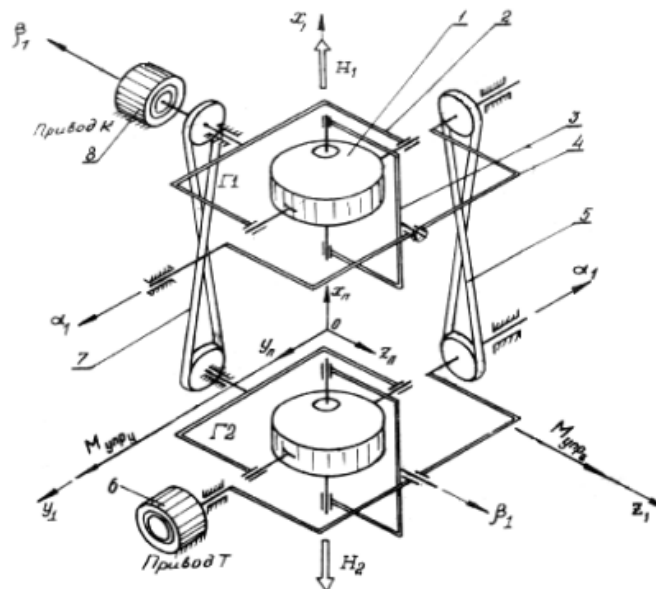


Рисунок 1.15 – Упрощённая кинематическая схема силового гироскопического устройства

Таблица 1.13 – Основные характеристики СГК20–20 и БУ

Кинетический момент, Н · м · с	20
Максимальный управляющий момент, Н · м	20
Потребляемая мощность (пост. составляющая / в макс. режиме одного ДМ), Вт	≤ 30/60
Масса (ДМ/БУ), кг	14,5 / 8
Ресурс, ч	150 000

1.4.10 Антенно – фидерная система

Антенно – фидерная система (АФС) (рисунок 1.16) будет включать в себя остронаправленную антенну, работающую в режиме приёма – передачи, три малонаправленные антенны (рисунок 1.17), обеспечивающие приём радиоволн и три режекторных фильтра, которые защищают приёмный тракт от паразитного излучения.

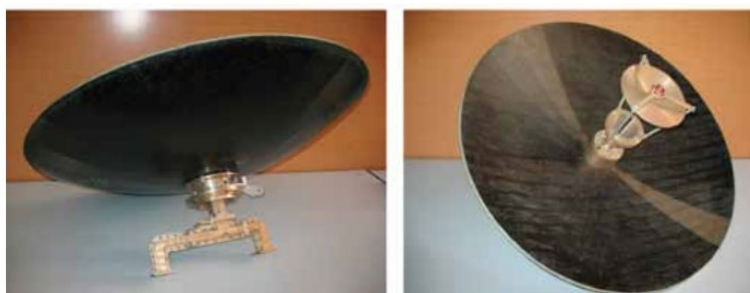


Рисунок 1.16 – Остронаправленная антенна



Рисунок 1.17 – Малонаправленная антенна

Таблица 1.14 – Характеристики антенно – фидерной системы

Диаметр остронаправленной антенны, мм	800
Электропотребление, Вт	≤ 80
Масса, кг	15

Таблица 1.15 – Характеристики приборов БКУ и СОИС

Прибор	Масса прибора, кг	Кол-во, шт	Электропотребление, Вт	Общая масса, кг
ЦВМ	1,9	2	8–12	3,8
АС	2,5	2	≤ 14	7,5
БА КИС	≤ 23	1	≤ 63	≤ 23
СТС–Л	4,72	1	24,4	4,72

Продолжение таблицы 1.15

БОКЗ–МФ	1,65	2	11	3,3
ОСД	0,67	2	3	1,34
БИБ	1	2	10	2
ДИСД	9	1	≤50	9
ЛВ–В	7,9	1	25	7,9
ДМ	22,5	4	60	22,5
АФС	15	1	≤80	15

Из таблицы 1.15 можем определить среднесуточную мощность и общую масса бортовых обеспечивающих систем:

$$P_{\text{бoc}} = \sum P_i + 10\% = 402,4 + 10\% = 442,64 \approx 443\text{Вт}, \quad (1.1)$$

где 10% это запас на неучтённые системы.

$$m_{\text{бoc}} = \sum m_i = 100,06\text{кг}.$$

1.5 Выбор целевой аппаратуры

Целью данного аппарата является проведение научных исследований на поверхности Европы, в частности:

- замер уровня радиации;
- проведение исследований сейсмической активности;
- панорамная съёмка поверхности с помощью СТС-Л и манипуляторного комплекса;
- изучение подстилающей поверхности, а том числе её состав;
- выполнения манипулятором операций забора льда и его загрузка в приёмник научного прибора для дальнейшего анализа.

Для осуществления этих задач была подобрана следующая целевая аппаратура:

- АДРОН–ЛР (активный детектор нейтронов и гамма–лучей) определяет содержание воды в форме льда, а также элементный состав в поверхностном слое в месте посадки на глубине до 1м;

- ЛАЗМА–ЛР (лазерно–ионизационный времяпролётный масс–спектрометр) позволяет с особой точностью определить элементный и изотопный состав реголита в месте посадки;
- ЛИС–ТВ–РПМ (лунный инфракрасный спектрометр с телевизионной поддержкой рабочего поля манипулятора) выполняет съёмку в направлении манипулятора, а также спектральный диапазон ЛИС может помочь провести оценку минерального состава поверхности и его разнообразия вблизи места посадки;
- АРИЕС–Л (широкоугольный ионный энерго–масс–анализатор) позволяет изучить процесс взаимодействия солнечного ветра с ледяной коркой на поверхности Европы;
- сейсмометр СЕЙСМО–1 записывает сейсмический шум и позволяет тем самым получить информацию о внутреннем строении спутника, а также о влиянии гравитации Юпитера на Европу;
- хроматограф ХМС–1Ф предназначен для измерения содержания органических и не органических компонентов в пробе;
- масс–спектрометр МАЛ–1Ф предназначен для исследования химического и изотопного состава газообразной компоненты образцов;
- MIMOS 2 (миниатюрный мёссбауэровский спектрометр) его основная задача заключается в обнаружении присутствия соединения железа;
- АОСТ (миниатюрный фурье–спектрометр) изучает состав атмосферы, в частности содержание и распределение газов, аэрозолей и водяного пара;
- ГРАС–Ф (сейсмогравиметр) позволяет провести измерения гравитационного поля и его вариаций, а также микроускорений, обусловленных сейсмическими колебаниями на поверхности Европы;
- термодетектор ТЕРМОФ ОБ предназначен для теплофизических измерений в приповерхностном слое льда;
- ДИ–АРИЕС (панорамный энерго–масс–спектрометр ионов) его основной задачей является дополнить прямые исследования поверхности измерениями малых составляющих солнечного ветра;

– УСО (ультрастабильный осциллятор) предназначен для измерения доплеровского сдвига частоты;

– СИОК (система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры) главной задачей данной системы является объединение телеметрических систем, научных приборов и т.п. с помощью единого интерфейса;

– микроскоп МикрОмега предназначен для получения изображения микроструктуры льда;

– МК (манипуляторный комплекс) предназначен для добычи льда и перемещения его в научные приборы, а также проведения исследований при помощи панорамной камеры и микроскопа.

Прототип МК будет взят с Луна–16 с шнековым пробоотборником. Всего будет установлено два комплекта МК. Вторым МК нужен для подстраховки, если заклинит или что–то случится с первым.

МК установлен с возможностью досягаемости научных приборов.

Таблица 1.16 – Массовая сводка целевой аппаратуры

Название	Электропотребление, Вт	Масса, кг
АДРОН–ЛР	20	6,1
ЛАЗМА–ЛР	8	2,8
ЛИС–ТВ–РПМ	14	2,451
АРИЕС–Л	≤7	2,5
СЕЙСМО–1	0,5	0,955
ХМС–1Ф	6	3
МАЛ–1Ф	40	4,5
МIMOS 2	2	0,5
АОСТ	≤10	4,1
ГРАС–Ф	0,1	0,3
ТЕРМОФОБ	2,5	0,955
ДИ–АРИЕС	3,5	1,943
УСО	3,5	1,5
СИОК	3,5	1,7
МикрОмега	3	2
МК	140	13,6×2

Из таблицы 1.16 можем определить среднесуточную мощность и суммарную массу целевой аппаратуры:

$$P_{\text{ЦА}} = \sum P_i + 10\% = 263,6 + 10\% = 289,96 \approx 290 \text{Вт}, \quad (1.2)$$

где 10% это запас на неучтённые системы.

$$m_{\text{ЦА}} = \sum m_i = 62,504 \text{кг}.$$

1.6 Выбор двигательных установок

1.6.1 Выбор МДУ

МДУ предназначен для проведения корректировок в процессе полёта начиная с момента отделения от РБ и до самой посадки. Так же он создаёт основной тормозной импульс для снижения вертикальной скорости посадки до приемлемых 1...2 м/с.

В качестве МДУ возьмём ЖРД – 11Д458Ф (рисунок 1.18), разработанный ФГУП «НИИМАШ», использующий в качестве компонентов топлива несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и амилин.



Рисунок 1.18 – Общий вид ЖРД – 11Д458Ф

1.6.2 Выбор блока ДМТ

Основной функцией блока ДМТ является ориентация и стабилизация аппарата, на всём пути начиная от разделения с РБ и заканчивая посадкой на поверхность. Так же ДМТ в процессе посадки уменьшает горизонтальную

скорость аппарата до минимальных значений, что уменьшает шанс скольжения аппарата по поверхности и как следствие его опрокидывания, а также прижимает аппарат к поверхности, чтобы избежать «подпрыгивание» аппарата.

В качестве блока ДМТ (рисунок 1.19) возьмём четыре двигателя 11Д457Ф и 1 двигатель 17Д58ЭФ в каждом блоке. Всего 20 двигателей, разделённых на четыре блока.

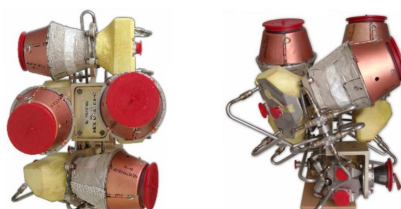


Рисунок 1.19 – Общий вид блока ДМТ

Таблица 1.17 – Характеристики ДУ

Удельный импульс тяги МДУ, м/с	2982
Максимальная масса топлива, кг	1050
Суммарная масса блоков ДМТ, кг	26
Тяга ДУ, Н	382,4
Сухая масса ДУ, кг	210

1.7 Вывод по главе

В данной части дипломного проектирования:

- даны описания корпусов СА;
- собраны статистические данные по СА отечественного производства;
- подобрана бортовая и целевая аппаратура, а также оценена их масса и электропотребление;
- выбрана ДУ.

2 РАСЧЁТНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Расчёт основных параметров системы электропитания

К основным массозатратным элементам СЭП можно отнести источники энергии, в нашем случае радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ).

Использование аккумуляторных батарей не имеет смысла, так как РИТЭГи будут работать в течении всего срока активного существования.

2.1.1 Расчёт основных характеристик СЭП

Таблица 2.1 – Исходные данные

Срок активного существования, лет	T_{AC}	9
Среднесуточная мощность целевой аппаратуры, Вт	$P_{ЦА}$	290
Среднесуточная мощность бортовых обеспеч. систем, Вт	$P_{БОС}$	443
Коэф. ежегодного снижения мощности РИТЭГ	$k_{РИТЭГ}$	0,0078

Среднесуточная мощность СЭП без учёта собственного потребления равна:

$$P_{СМН} = P_{ЦА} + P_{БОС} = 290 + 443 = 733 \text{ Вт.} \quad (2.1)$$

Вычислим среднесуточную мощность системы электропитания с учётом собственного потребления СЭП по формуле:

$$P_{СЭП} = \frac{P_{СМН}}{1 - k_{соб}} = \frac{733}{1 - 0,07} = 788,172 \text{ Вт.} \quad (2.2)$$

Определим мощность собственного потребления СЭП:

$$P_{СЭП}^{соб} = P_{СЭП} - P_{СМН} = 788,172 - 733 = 55,172 \text{ Вт.} \quad (2.3)$$

Находим коэффициент снижения мощности РИТЭГ за всё время активного существования:

$$k_{AC} = (1 - k_{РИТЭГ})^{T_{AC}} = (1 - 0,0078)^9 = 0,932. \quad (2.4)$$

Выходит, что за 9 лет активного существования РИТЭГ потеряет до 7% от своей изначальной мощности

Определим необходимую мощность РИТЭГ с учётом потерь в период активного существования:

$$P_{РИТЭГ} = \frac{P_{СЭП}}{k_{AC}} = \frac{788,172}{0,932} = 845,678 \text{ Вт}. \quad (2.5)$$

2.1.2 Выбор РИТЭГ

Радиоизотопный термоэлектрический генератор – это устройство, которое преобразует энергию радиоактивного распада ядра или тепловую энергию изотопа в электрическую энергию.

Достоинства РИТЭГ:

- простая конструкция;
- возможность работы десятилетиями;
- одновременное использование как источника питания и тепла;
- не требует обслуживания.

Недостатки:

- в качестве топлива используют редкие изотопы;
- низкое КПД (в районе 3–5%);
- с увеличением мощности существенно увеличивается масса.

В качестве основного источника питания был выбран американский GPMS–RTG так как отечественных аналогов способных выдавать достаточную мощность и при этом иметь сравнительно небольшую массу не существует.

Всего будет установлено три GPHS–RTG (рисунок 2.1) выдающих суммарно 900Вт мощности.

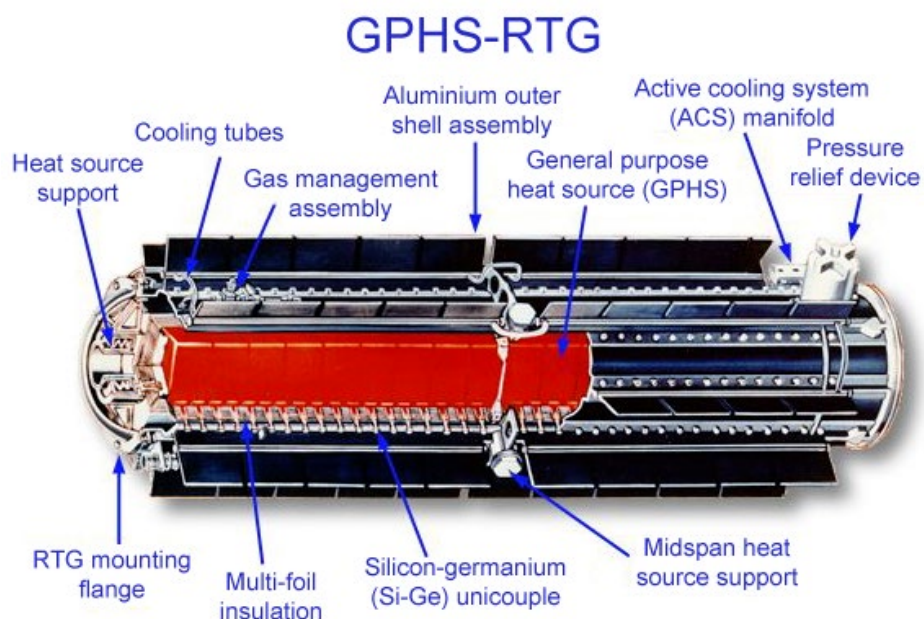


Рисунок 2.1 – Общий вид и основные элементы GPHS–RTG

Таблица 2.2 – Основные характеристики GPHS–RTG

Электрическая мощность, Вт	300
Тепловая мощность, Вт	4400
Изотоп	^{238}Pu
Вес топлива, кг	7,8
Полная масса, кг	57,8
Диаметр, м	0,422
Длина, м	1,14

2.2 Расчёт массогабаритных параметров

Габариты аппарата ограничиваются космической головной частью (КГЧ) РН, для того чтобы подобрать РН необходимо определится с РБ и массой всего комплекса в целом.

2.2.1 Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров

Расчёт будем проводить в рамках грависфер нулевой протяжённости.

Орбиты планет будем считать круговыми не компланарными.

Таблица 2.3 – Исходные данные

Гравитационный параметр Земли, км ³ /сек ²	μ_z	398600
Гравитационный параметр Солнца, км ³ /сек ²	μ_s	132,712·10 ⁹
Гравитационный параметр Юпитера, км ³ /сек ²	μ_j	126,686·10 ⁶
Радиус орбиты Земли, км	r_z	149,597·10 ⁶
Радиус орбиты Юпитера, км	r_j	778,208·10 ⁶
Радиус орбиты Европы относительно Юпитера, км	r_{ej}	670900
Радиус Земли, км	r_{0z}	6371
Радиус Юпитера, км	r_{0j}	71492
Гелиоцентрическая скорость Земли, км/с	v_z	29,785
Гелиоцентрическая скорость Юпитера, км/с	v_j	13,058
Высота старта с НОО, км	H	200
Высота орбиты над Европой, км	h	100

Так как перелёт Гомановский между двумя круговыми орбитами, то на гелиоцентрическом участке нам необходимо только трансверсальная составляющая скорости в начальной и конечной точке перелётной орбиты. (Начальная и конечная точка перелётной орбиты совпадают с апсидальными точками перелётного эллипса).

На рисунке 2.2 представлена схема перелёта.

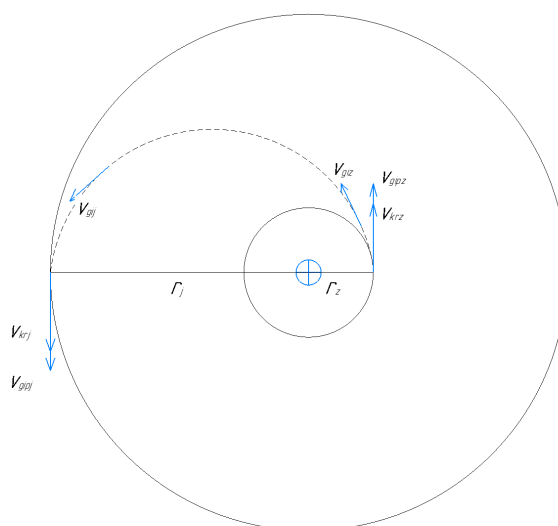


Рисунок 2.2 – Орбиты планет и перелётная орбита в гелиоцентрической системе координат

В качестве точки старта выберем космодром Восточный, широта которого равна $51,5^\circ$.

Наклонение Юпитера относительно плоскости эклиптики равно $1,03^\circ$, а наклонение Европы к экватору Юпитера равно $0,47^\circ$.

Значит нам необходимо в процессе перелёта изменить угол на:

$$i = 51,5 - 1,03 - 0,47 = 50^\circ.$$

Найдём гелиоцентрические скорости в начальной и конечной точках перелётногo эллипса:

$$\begin{aligned} v_{gz} &= \sqrt{\frac{2\mu_s}{r_z} - \frac{2\mu_s}{r_z + r_j}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 132,712 \cdot 10^9}{149,597 \cdot 10^6} - \frac{2 \cdot 132,712 \cdot 10^9}{149,597 \cdot 10^6 + 778,208 \cdot 10^6}} = \\ &= 38,577 \frac{\text{км}}{\text{сек}}; \end{aligned} \quad (2.6)$$

$$\begin{aligned} v_{gj} &= \sqrt{\frac{2\mu_s}{r_j} - \frac{2\mu_s}{r_z + r_j}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 132,712 \cdot 10^9}{778,208 \cdot 10^6} - \frac{2 \cdot 132,712 \cdot 10^9}{149,597 \cdot 10^6 + 778,208 \cdot 10^6}} = \\ &= 7,396 \frac{\text{км}}{\text{сек}}. \end{aligned} \quad (2.7)$$

Найдём гиперболический избыток скорости на начальной и конечной точках гелиоцентрического участка орбиты:

$$v_{giz} = v_{gz} - v_z = 38,577 - 29,785 = 8,792 \frac{\text{км}}{\text{сек}}; \quad (2.8)$$

$$v_{gij} = v_{gj} - v_j = 7,396 - 13,058 = -5,662 \frac{\text{км}}{\text{сек}}. \quad (2.9)$$

Рассчитаем местную гиперболическую скорость старта с НОО и прилёта на орбиту Европы:

$$v_{gipz} = \sqrt{v_{giz}^2 + \frac{2 \cdot \mu_z}{r_{0z} + H}} = \sqrt{8,792^2 + \frac{2 \cdot 398600}{6371 + 200}} = 14,093 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}; \quad (2.10)$$

$$v_{gipj} = \sqrt{v_{gij}^2 + \frac{2 \cdot \mu_j}{r_{0j} + r_{ej} + h}} = \sqrt{(-5,662)^2 + \frac{2 \cdot 126,686 \cdot 10^6}{71492 + 670900 + 100}} =$$

$$= 19,321 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}. \quad (2.11)$$

Найдём круговые скорости на орбите старта и прилёта:

$$v_{krz} = \sqrt{\frac{\mu_z}{r_{0z} + H}} = \sqrt{\frac{398600}{6371 + 200}} = 7,788 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}; \quad (2.12)$$

$$v_{krj} = \sqrt{\frac{\mu_j}{r_{0j} + r_{ej} + h}} = \sqrt{\frac{126,686 \cdot 10^6}{71492 + 670900 + 100}} = 13,725 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}. \quad (2.13)$$

Рассчитаем необходимое приращение скорости старта с НОО и прилёта на орбиту Европы:

$$\Delta v_1 = \sqrt{v_{krz}^2 + v_{gipz}^2 - 2v_{krz}v_{gipz} \cos(i_1)} = \sqrt{7,78^2 + 14,09^2 - 2 \cdot 7,78 \cdot 14,09 \cdot 0,76} =$$

$$= 9,545 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}; \quad (2.14)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_{krj}^2 + v_{gipj}^2 - 2v_{krj}v_{gipj} \cos(i_2)} = \sqrt{13,7^2 + 19,3^2 - 2 \cdot 13,7 \cdot 19,3 \cdot 0,98} =$$

$$= 6,275 \frac{\text{KM}}{\text{сек}}, \quad (2.15)$$

где значения i_1 и i_2 были выбраны методом подбора так, чтобы суммарное значение затрат были минимальными.

Суммарные затраты скорости будут равны:

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 = 9,545 + 6,275 = 15,82 \frac{\text{км}}{\text{сек}}. \quad (2.16)$$

2.2.2 Определение затрат топлива на выполнение межорбитального перелёта

Масса СА будет состоять из массы целевой аппаратуры, бортовых обеспечиваемых систем, СЭП плюс запас на нерассчитанные системы:

$$m_{\text{СА}} = (m_{\text{ЦА}} + m_{\text{БОС}} + m_{\text{СЭП}} + m_{\text{МДУ}} + m_{\text{T}}) + 10\% = (100,06 + 62,504 + 57,8 \cdot 3 + 210 + 1050) + 10\% = 1595,964 + 10\% = 1755,56 \text{ кг}. \quad (2.17)$$

Для нахождения топлива на втором импульсе нам так же необходимо учесть сухую массу РБ.

Примем сухую массу РБ равную сухой массе РБ «Фрегат–СБ», тогда:

$$m_{\text{СА+СРБ}} = m_{\text{СА}} + 1080 = 2835,56 \text{ кг}. \quad (2.18)$$

Масса топлива необходимая для торможения в окрестности Юпитера:

$$m_{\text{T2}} = m_{\text{СА+СРБ}} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|\Delta v_2|}{W}\right) \right) = 2835,56 \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|6,275|}{2981}\right) \right) = 2490,029 \text{ кг}. \quad (2.19)$$

Для нахождения топлива на первом импульсе нам нужно учесть дополнительно топливо для второго импульса.

Масса топлива необходимая для ускорения в окрестности Земли:

$$m_{T1} = (m_{CA+CPB} + m_{T2}) \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-|\Delta v_1|}{W}\right) \right) = (2835,56 + 2490,029) \times \\ \times \left(1 - \exp\left(\frac{-|9,545|}{2981}\right) \right) = 5108,887 \text{ кг.} \quad (2.20)$$

Тогда суммарная масса топлива РБ:

$$m_T = m_{T1} + m_{T2} = 2492,029 + 5108,887 = 7598,915 \text{ кг.} \quad (2.21)$$

С учётом запаса топлива на коррекцию и на невыработанные остатки реальная масса топлива будет немного выше.

В качестве РБ выберем РБ «Фрегат–СБ» со сбрасываемым блоком баков, тогда суммарная масса всего комплекса будет:

$$m_{sum} = m_{CA} + m_{PB} = 1755,56 + 11680 \approx 13435 \text{ кг,} \quad (2.22)$$

где $m_{PB} = 11680 \text{ кг}$ – это начальная масса РБ «Фрегат–СБ».

В качестве РН выберем Союз–2.1б.

2.3 Вывод по главе

В данной части дипломного проектирования:

- рассчитаны основные параметры системы электропитания;
- выбраны источники энергии – РИТЭГи GPHS–RTG;
- рассчитаны массо–габаритные параметры СА;
- выбраны РБ и РН выведения.

3 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

Чтобы обеспечить «мягкую посадку» на Европу, необходимо снизить скорость КА до минимального значения. Реальная скорость аппарата в момент посадки может находиться в пределах от 1 до 10 м/с. В идеале снизить эту скорость до ≤ 1 м/с, чтобы избежать жёсткой посадки и повреждения как отдельных систем, которые могут ограничить работу КА, так и всего аппарата в целом.

В момент посадки так же могут возникнуть следующие сложности:

- «отскок» или «подпрыгивание» аппарата от поверхности Европы;
- «скольжение» аппарата по поверхности Европы.

Для предотвращения вышеупомянутых проблем применяются твердотопливные двигатели, задача которых состоит в том, чтобы в момент контакта посадочных опор грунта (льда), притянуть аппарат к поверхности.

В состав опоры посадочного устройства входит:

- амортизатор, в состав которого входит энергопоглотитель;
- подкос, который представляет из себя место соединения двух балок и служит элементом, ограничивающим угловое движение опоры;
- пята, которая предназначена для контакта аппарата с поверхностью.

3.1 Выбор энергопоглотителя

Основной частью амортизатора является энергопоглотитель сутью которого является поглощение кинетической энергии аппарата в момент посадки.

Основные требования предъявляемые к энергопоглотителям:

- небольшая масса;
- запас по энергоёмкости;
- способность выдерживать вакуум и большой перепад температур;
- живучесть [12].

3.1.1 Сотовые энергопоглотители

Сотовые энергопоглотители (рисунок 3.1) относятся к числу одноразовых и в процессе посадки КА полностью или частично разрушаются.

Ударная нагрузка при посадке передаётся на сотовые блоки, которые под действием нагрузки начинают сминаться и тем самым гасить кинетическую энергию аппарата.

Главными плюсами таких энергопоглотителей являются:

- малая собственная масса, так как сама конструкция представляет собой решётку, выполненную из пластического материала;
- простота изготовления сот (при современных технологиях лучший способ изготовления подобной конструкции это 3D печать металлом);
- сопротивление сотового блока смятию практически неизменно на всём пути смятия.

Главным минусом являются:

- сложность в подборе подходящих форм ячеек сотового блока и материала изготовления;
- может произойти потеря устойчивости, сопровождаемая резким падением величины силы сопротивления. Такое может произойти из-за искажения формы ячеек сотового блока, предварительной деформации одной из граней блока или при погрешностях технологического процесса изготовления сотовых блоков [12].

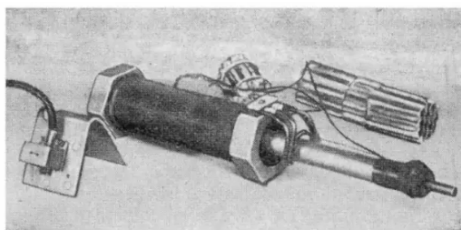


Рисунок 3.1 – Сотовый энергопоглотитель

3.1.2 Энергопоглотитель с деформируемым стальным стержнем

Такие энергопоглотители могут иметь различную конструкцию, но основными элементами остаются две телескопически соединённые трубы со

стальным стержнем внутри, который посредством переходников соединён с обеими трубами.

Ударная нагрузка при посадке через шток передаётся на стержень, из-за чего от начала растянута (второй его конец жёстко закреплён на наружной трубе) и если усилие превысит предел текучести материала, то начнётся пластическая деформация стержня, из-за которой будет происходить поглощение кинетической энергии аппарата.

На рисунке 3.2 представлена схема стержневого амортизатора.

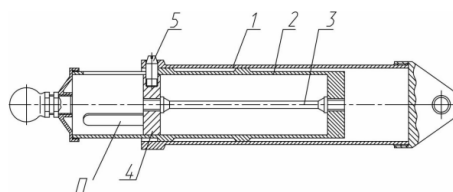


Рисунок 3.2 – Конструктивная схема стержневого амортизатора:

1 – корпус, 2 – шток, 3 – стержень, 4 – втулка, 5 – шпилька

Положительные качества:

- простота конструкции;
- большая энергоёмкость;
- малые упругие свойства при снятии внешней нагрузки;
- хорошо выдерживает различные температурные условия.

3.1.3 Энергопоглотитель на основе трубчатого амортизатора одностороннего действия

Устройство состоит из сварного корпуса, плунжера, штока и внутренней и внешней втулки.

Принцип действия: при касании опор поверхности плунжер, который установлен на штоке, внедряется в трубу, тем самым увеличивая ее диаметр за счёт деформации, при этом происходит поглощение кинетической энергии аппарата.

Положительные качества:

- компактность;

– простота сборки.

Отрицательные качества:

– необходимо большое количество испытаний;

– наличие смазочных средств.

3.1.4 Энергопоглотитель на основе деформируемой сферы

Конструкция представляет собой полусферу, расположенную под опорой. В момент касания аппарата поверхности полусфера подвергается смятию и тем самым поглощает кинетическую энергию аппарата.

Положительные качества:

– простота конструкции;

– универсальность к рельефу посадки.

Отрицательные качества:

– большая масса;

– высокая трудоёмкость изготовления.

3.2 Прочностной расчёт посадочного устройства

Выберем схему ПУ на основе энергопоглотителя с деформируемым стальным стержнем из-за, следующих, положительных качеств: простота конструкции и хорошая работа в условиях низких температур.

Данные энергопоглотители (также как и сотовые) успешно использовались на КА «Луна–16», «Луна–17», «Луна–20», «Луна–21» и «Луна–24», совершивших мягкие посадки в различные районы Луны [12].

3.2.1 Определение основных действующих сил

Таблица 3.1 – Исходные данные

Угол отклонения продольной оси КА от гравитационной вертикали в момент посадки не превышает, °	β	7
Масса КА на момент посадки на Европу, кг	m_{CA}	600
Максимальный наклон поверхности Европы в районе посадки, °	α	20
Максимальная вертикальная скорость посадки, м/с	v_v	2
Максимальная горизонтальная скорость посадки, м/с	v_g	1
Ход штока амортизатора, м	Δl	0,16
Клиренс, м	h	0,26

Коэффициент трения опор КА о грунт	μ	0,25
Ускорение свободного падения на поверхности Европы, м/с ²	g_e	1,315

Найдём нагрузку, действующую на ПУ в момент посадки через закон сохранения энергии:

$$\frac{m_{CA} \cdot V_{\max}^2}{2} + m_{CA} \cdot g_e \cdot h = P_{sum} \cdot \Delta l. \quad (3.1)$$

Максимальная скорость:

$$V_{\max} = \sqrt{v_v^2 + v_g^2} = \sqrt{2^2 + 1^2} = 2,236 \frac{\text{М}}{\text{сек}}. \quad (3.2)$$

Из (3.1) получаем:

$$P_{sum} = \left(\frac{m_{CA} \cdot V_{\max}^2}{2} + m_{CA} \cdot g_e \cdot h \right) \cdot \frac{1}{\Delta l} = \left(\frac{600 \cdot 2,236^2}{2} + 600 \cdot 1,315 \cdot 0,235 \right) \times$$

$$\times \frac{1}{0,16} = 10533,844 \text{ Н}. \quad (3.3)$$

Определим коэффициент перегрузки:

$$\eta = \frac{P_{sum}}{m_{CA} \cdot g_e} = \frac{10533,844}{600 \cdot 1,315} = 13,351. \quad (3.4)$$

На рисунке 3.3 и 3.4 представлены схема посадки и расстановка сил соответственно.

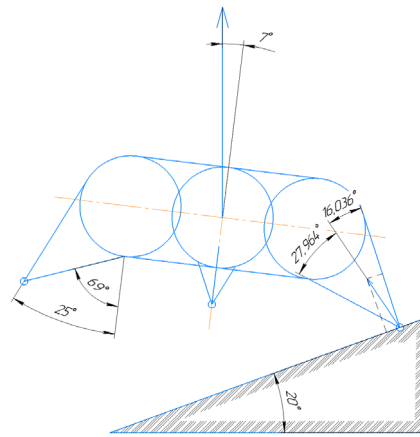


Рисунок 3.3 – Эскиз посадки СА на склон

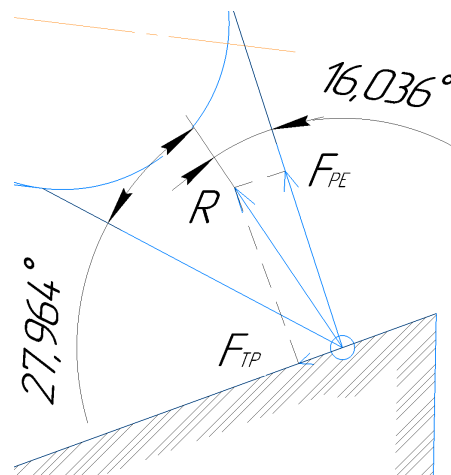


Рисунок 3.4 – Эскиз равнодействующих сил в момент посадки

Найдём силы, которые действуют на ПУ:

Сила реакции опоры:

$$F_{PE} = P_{sum} = 10533,844 \text{ Н.}$$

Сила трения:

$$F_{TP} = \mu \cdot F_{PE} = 0,25 \cdot 10533,844 = 2633,461 \text{ Н.} \quad (3.5)$$

Суммарная сила воздействия равна:

$$R = \sqrt{F_{TP}^2 + F_{PE}^2} = \sqrt{2633,461^2 + 10533,844^2} = 10858,038 \text{ Н.} \quad (3.6)$$

Силы, действующие на амортизатор:

$$N_{AM} = R \cdot \cos(16,036^\circ) = 10858,038 \cdot \cos(16,036^\circ) = 10435,52 \text{ Н}, \quad (3.7)$$

$$Q_{AM} = R \cdot \sin(16,036^\circ) = 10858,038 \cdot \sin(16,036^\circ) = 2999,483 \text{ Н}. \quad (3.8)$$

Равнодействующая сила, действующая на подкос:

$$N_{ПОД} = R \cdot \cos(27,964^\circ) = 10858,038 \cdot \cos(27,964^\circ) = 9590,301 \text{ Н}, \quad (3.9)$$

$$Q_{ПОД} = R \cdot \sin(27,964^\circ) = 10858,038 \cdot \sin(27,964^\circ) = 5091,474 \text{ Н}. \quad (3.10)$$

Подкос состоит из двух соединённых труб, угол между которыми примем равным 50° , тогда силы, действующие на трубу подкоса:

$$N_{ПОД} = N_{ПОД} \cdot \cos(25^\circ) = 9590,301 \cdot \cos(25^\circ) = 8691,764 \text{ Н}, \quad (3.11)$$

$$Q_{ПОД} = \frac{Q_{ПОД}}{2} = \frac{5091,474}{2} = 2545,737 \text{ Н}. \quad (3.12)$$

3.2.2 Случай удара СА одной опорой в склон

Таблица 3.2 – Исходные данные

Диаметр трубы подкоса, мм	d	30
Толщина трубы подкоса, мм	δ	2
Длина подкоса, мм	l	420
Материал подкоса	АМгб	

Данный случай посадки будет характеризоваться отсутствием горизонтальной скорости, а значит в дальнейшем будем учитывать только нормальную составляющую силы, действующей на трубу подкоса.

Площадь сечения трубы подкоса равна:

$$F = \frac{\pi}{4} (d^2 - (d - 2\delta)^2) = \frac{\pi}{4} (0,03^2 - (0,03 - 2 \cdot 0,002)^2) = 1,759 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2. \quad (3.13)$$

Напряжение сжатия в подкосе будет равняться:

$$\sigma_{\text{СЖ}} = \frac{P_{\text{СЖ}} \cdot f}{F} = \frac{8691,764 \cdot 1,3}{1,759 \cdot 10^{-4}} = 64,23 \text{ МПа}, \quad (3.14)$$

где $P_{\text{СЖ}} = N_{\text{ПОД}} = 8691,764 \text{ МПа}$ – сжимающая сила, действующая на подкос в случае удара СА одной опорой в склон;

$f = 1,3$ – коэффициент запаса.

Тогда коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{В}}}{\sigma_{\text{СЖ}}} = \frac{320 \cdot 10^6}{64,23 \cdot 10^6} = 4,982 > [\eta] = 1,1, \quad (3.15)$$

где $\sigma_{\text{В}} = 320 \cdot 10^6 \text{ МПа}$ – предел прочности АМг6;

$[\eta]$ – нормальный коэффициент запаса прочности.

Найдём момент инерции трубы:

$$I = \frac{\pi (d^4 - (d - 2\delta)^4)}{64} = \frac{\pi (30^4 - (30 - 2 \cdot 2)^4)}{64} = 1,733 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4. \quad (3.16)$$

Критическое напряжение будет равно:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I \cdot c}{F \cdot l^2} = \frac{\pi^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot 1,733 \cdot 10^{-8} \cdot 1}{1,759 \cdot 10^{-4} \cdot 0,420^2} = 385,8 \text{ МПа}, \quad (3.17)$$

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

$E = 70 \cdot 10^9$ Па – модуль упругости АМг6.

Тогда коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta_y = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{сж}}} = \frac{385,8 \cdot 10^6}{64,23 \cdot 10^6} = 6 > [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5, \quad (3.18)$$

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

3.2.3 Случай бокового удара СА одной опорой в склон

В случае бокового удара СА одной опорой в склон будет учитываться как горизонтальная, так и вертикальная составляющая скорости, а значит максимальная сила в трубе подкоса будет равна:

$$P_{\text{шод}} = \sqrt{N^2_{\text{шод}} + Q^2_{\text{шод}}} = \sqrt{8691,764^2 + 2545,737^2} = 9056,906 \text{ Н}. \quad (3.19)$$

Напряжение сжатия в подкосе:

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{P_{\text{шод}} \cdot f}{F} = \frac{9056,906 \cdot 1,3}{1,759 \cdot 10^{-4}} = 66,92 \text{ МПа}. \quad (3.20)$$

Тогда коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{сж}}} = \frac{320 \cdot 10^6}{66,92 \cdot 10^6} = 4,782. \quad (3.21)$$

Критическое напряжение в подкосе равно:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I \cdot c}{F \cdot l^2} = \frac{\pi^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot 1,733 \cdot 10^{-8} \cdot 1}{1,759 \cdot 10^{-4} \cdot 0,420^2} = 385,8 \text{ МПа.} \quad (3.22)$$

Тогда коэффициент запаса устойчивости равен:

$$\eta_y = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{сж}}} = \frac{385,8 \cdot 10^6}{66,92 \cdot 10^6} = 5,764 > [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5. \quad (3.23)$$

Данный коэффициент запаса устойчивости говорит нам о том, что данные подкосы выдержат нагрузку в момент посадки, а значит мы можем их установить на ПУ.

На рисунке 3.5 представлена модель подкоса спроектированная в SolidWorks.



Рисунок 3.5 – Общий вид подкоса

3.3 Амортизатор СА на основе стержневого энергопоглотителя

Амортизатор на основе стержневого энергопоглотителя представляет собой конструкцию, состоящую из: внешней трубы(корпус), внутренней трубы (шток), втулки, двух шпилек и стержня, который является упругопластическим элементом.

Зададим начальные условия для элементов амортизатора:

- длину амортизатора примем равную $L_A = 955$ мм;
- внешний и внутренний диаметры корпуса и штока примем равными соответственно $D_K = 40$ мм, $d_K = 36$ мм и $D_{Ш} = 34$ мм, $d_{Ш} = 30$ мм;
- длина корпуса $l_K = 628$ мм;
- длина пазов в штоке (ход штока) $l_{П} = 160$ мм;
- высоту направляющих выступов штока примем равную 1 мм;
- толщину втулки примем равную 16 мм, а глубину посадки под шпильку равную 5 мм;
- диаметры шпилек примем равными 8 мм.

3.3.1 Определение запаса устойчивости штока

Самой неустойчивой частью штока является то, в сечении которого получается два кольцевых сектора, образованных из-за пазов под крепёж штока к корпусу.

Для начала найдём площадь кольцевого сектора:

$$S = \frac{\pi \cdot \alpha}{360^\circ} \cdot (R_{Ш}^2 - r_{Ш}^2) = \frac{\pi \cdot 151^\circ}{360^\circ} \cdot (17^2 - 15^2) = 84,334 \text{ мм}^2, \quad (3.24)$$

где $\alpha = 151^\circ$ – это угол сектора в поперечном сечении штока.

Для нахождения момента инерции необходимо определить расстояние от оси симметрии трубы до центра тяжести кольцевого сектора:

$$X_0 = \frac{4}{3} \cdot \frac{R_{Ш}^3 - r_{Ш}^3}{R_{Ш}^2 - r_{Ш}^2} \cdot \frac{180^\circ}{\pi \cdot \alpha} \cdot \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{4}{3} \cdot \frac{17^3 - 15^3}{17^2 - 15^2} \cdot \frac{180^\circ}{\pi \cdot 151^\circ} \cdot \sin\left(\frac{151^\circ}{2}\right) = 11,77 \text{ мм}. \quad (3.25)$$

Тогда момент инерции для половины трубы в виде кольцевого сектора будет равна:

$$Y_b = \frac{R_{III}^4 - r_{III}^4}{8} \cdot \left(\pi \cdot \frac{\alpha}{180^\circ} + \sin(\alpha) \right) - S \cdot X_0^2 = \frac{17^4 - 15^4}{8} \cdot \left(\pi \cdot \frac{151^\circ}{180^\circ} + \sin(151^\circ) \right) - 84,334 \cdot 11,77^2 = 1146,025 \text{ мм}^4. \quad (3.26)$$

Умножим Y_b на 2 чтобы получить момент инерции для двух секторов:

$$Y_b = Y_b \cdot 2 = 1146,025 \cdot 2 = 2292,051 \text{ мм}^4. \quad (3.27)$$

Теперь можем найти критическую силу для штока в ослабленном сечении в виде двух секторов:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot Y_b}{(\mu l)^2} = \frac{\pi^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot 2,292 \cdot 10^{-9}}{(2 \cdot 0,160)^2} = 15464 \text{ Н}. \quad (3.28)$$

Тогда критическое напряжение в этом сечении:

$$\sigma_{кр} = \frac{P_{кр}}{S} = \frac{15464}{8,433 \cdot 10^{-5}} = 183,4 \text{ МПа}. \quad (3.29)$$

Находим расчётное напряжение в этом сечении:

$$\sigma = \frac{R \cdot f}{S} = \frac{10858,038 \cdot 1,3}{8,433 \cdot 10^{-5}} = 167,4 \text{ МПа}. \quad (3.30)$$

И тогда коэффициент запаса устойчивости в ослабленном сечении:

$$\eta = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma} = \frac{183,4}{167,4} = 1,096 < [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5. \quad (3.31)$$

По результатам расчёта запас устойчивости оказался ниже нормативного. Это означает что при приложении заданной нагрузки шток амортизатора может потерять устойчивость и начать деформироваться.

Увеличим толщину штока на 0,5 мм и пересчитаем результаты.

Таблица 3.3 – Результаты расчёта

$S, \text{мм}^2$	$X_0, \text{мм}$	$Y_b, \text{мм}^4$	$P_{\text{кр}}, \text{Н}$	$\sigma_{\text{кр}}, \text{МПа}$	$\sigma, \text{МПа}$	η
103,771	11,596	2761,366	18630,385	179,5	136	1,32 > 1,2

Полученный после пересчёта коэффициент запаса устойчивости уже позволяет установить данный шток в амортизатор.

3.3.2 Определение запаса устойчивости корпуса

Весь корпус будет представлять собой полу трубу с небольшим утолщением под крепление к штоку. В этом случае достаточно определить запас устойчивости по всей длине корпуса.

Сечение корпуса по всей длине – кольцо.

Находим момент инерции трубы с сечением в виде кольца:

$$Y_a = \frac{\pi}{64} \cdot (D_k^4 - d_k^4) = \frac{\pi}{64} \cdot (40^4 - 36^4) = 43215,749 \text{ мм}^4. \quad (3.32)$$

Критическая сила в сечении кольца:

$$P_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot Y_b}{(\mu l)^2} = \frac{\pi^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot 4,322 \cdot 10^{-8}}{(2 \cdot 0,628)^2} = 18926,075 \text{ Н}. \quad (3.33)$$

Площадь кольцевого сечения трубы:

$$S = \frac{\pi}{4} \cdot (D_k^2 - d_k^2) = \frac{\pi}{4} \cdot (40^2 - 36^2) = 238,761 \text{ мм}^2. \quad (3.34)$$

Критическое напряжение:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{P_{\text{кр}}}{S} = \frac{18926,075}{2,388 \cdot 10^{-4}} = 79,268 \text{ МПа.} \quad (3.35)$$

Расчётное напряжение:

$$\sigma = \frac{R \cdot f}{S} = \frac{10858,038 \cdot 1,3}{238,761 \cdot 10^{-6}} = 59,12 \text{ МПа.} \quad (3.36)$$

Коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma} = \frac{79,268}{59,12} = 1,341 > [\eta_y] = 1,2 \dots 1,5. \quad (3.37)$$

Полученный коэффициент запаса устойчивости находится выше минимального нормированного значения, что позволяет установить данный корпус в амортизатор, однако для большей устойчивости доработаем корпус добавив четыре ребра жёсткости высотой 2 мм.

3.3.3 Выбор стержня

В качестве энергопоглотителя будем использовать стержень из легированной стали 12Х18Н10Т (старое название Х18Н10Т).

Основными преимуществами данной стали являются высокая ударная вязкость и пластичность. Он хорошо противостоит ударам, не подвергается коррозии и не боится перепадов температур. Так же эта сталь является криогенной и может эксплуатироваться вплоть до -253°C .

Температура на поверхности Европы колеблется от -150°C до -190°C . Значит характеристики стали будем брать так же при самой низкой температуре.

Диаметр и длину стержня следует выбирать исходя из его предназначения. Он должен поглощать кинетическую энергию аппарата за счёт собственной

деформации, то есть при нагрузке в момент посадки напряжения в стержне должны превзойти предел текучести. Значит напряжение в стержне должно быть в пределе от $\sigma_T < \sigma < \sigma_B$.

Предел текучести $\sigma_T = 460$ МПа.

Предел прочности $\sigma_B = 1610$ МПа.

Относительное удлинение при разрыве $\varepsilon = 38\%$.

Примем радиус стержня $R_s = 2,5$ мм, а длину $L_s = 420$ мм.

Тогда его площадь поперечного сечения будет равна:

$$S_s = \pi \cdot R_s^2 = \pi \cdot 0,0025^2 = 1,963 \cdot 10^{-5} \text{ м.} \quad (3.38)$$

Напряжение в стержне:

$$\sigma = \frac{R}{S_s} = \frac{10858,038}{1,963 \cdot 10^{-5}} = 552,995 \text{ МПа} < \sigma_B. \quad (3.39)$$

Максимальное удлинение стержня:

$$\Delta L_s = \varepsilon \cdot L_s = 38\% \cdot 420 = 159,6 \text{ мм} \approx \Delta l = 160 \text{ мм.} \quad (3.40)$$

На рисунке 3.6 представлена 3D модель амортизатора в разрезе.



Рисунок 3.6 – Амортизатор в разрезе

3.4 Создание и анализ сборки

Сборку и статический анализ будем производить в САПР SolidWorks.

Для целостности ПУ нам так же необходимо построить опорную пяту (рисунок 3.7), которая будет принимать на себя посадочный удар, а также силу трения. Так как поверхность Европы состоит из льда будет разумно использовать опорную пяту с плоским дном для увеличения площади контакта с поверхностью. В качестве материала возьмём АМг6.

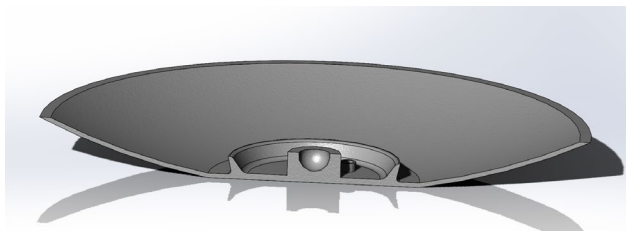


Рисунок 3.7 – Опорная пятя в разрезе

Соединим все элементы ПУ в единую сборку (рисунок 3.8), добавив элементы крепления к каркасу КА. Также учтем, что для правильной ориентации опорной пяты необходимо устройство для регулирования её наклона. За основу такого устройства возьмём пневмоцилиндр.



Рисунок 3.8 – Общий вид посадочного устройства

3.4.1 Статический анализ

Анализ будем производить методом конечных элементов. Для начала проведём анализ амортизатора приложив расчётную нагрузку R вдоль сборки.

Результаты статического анализа амортизатора представлены на рисунке 3.9.

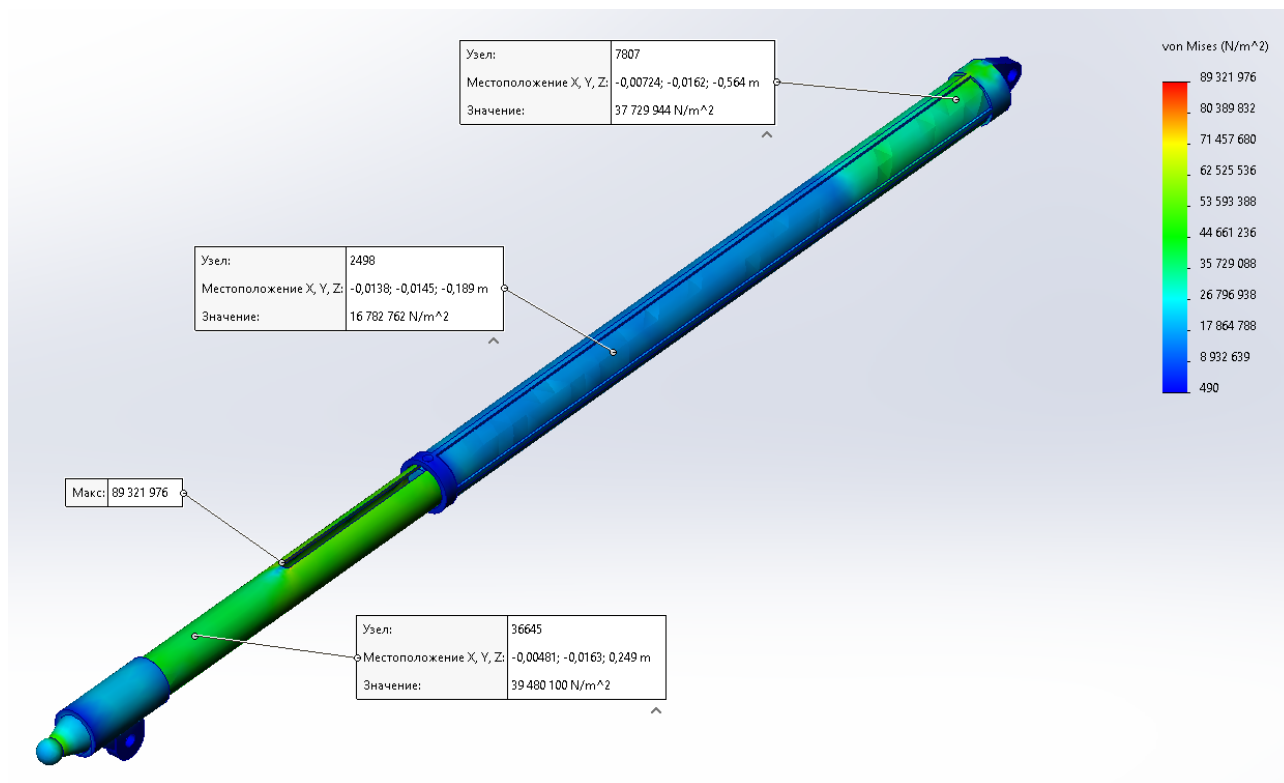


Рисунок 3.9 – Статический анализ амортизатора

По результату анализа мы видим, что максимальное напряжение принадлежит ослабленному сечению штока, что правильно так как это самое слабое место амортизатора. Напряжение в этом месте не превышает предел текучести материала АМг6, который равняется 170–180 МПа. Однако в реальных условиях вектор нагрузки не будет совпадать с амортизатором, он будет под некоторым углом, который будет зависеть от выставленных во время калибровки углов ПУ, вертикального наклона КА во время посадки и наклона поверхности. Так что приложим силу к полной сборке и сравним результаты.

На рисунке 3.10 представлены результаты статического анализа полной сборки.

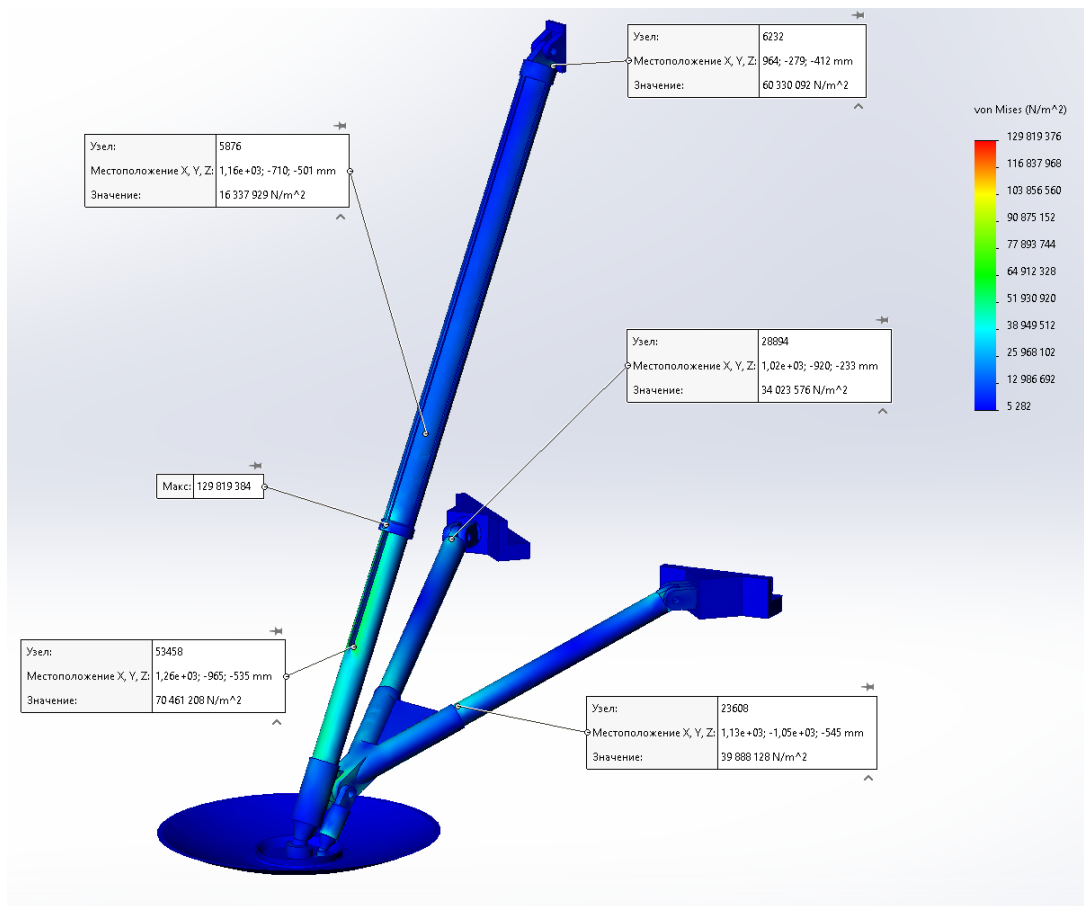


Рисунок 3.10 – Статический анализ сборки

По результатам мы видим, некоторые изменения, а именно часть силы R перешло на подкос, что немного разгрузило амортизатор.

Напряжения на амортизаторе также изменились. Максимально напряжение всё ещё принадлежит ослабленному сечению штока, однако оно переместилось в противоположный конец прорези, ближе к центру амортизатора. Само значение так же выросло, но всё ещё не превышает предел текучести АМгб. Из этого можно сделать вывод, что конструкция выдержит действующие на неё нагрузки.

3.4.2 Частотный анализ

Частотный или вибрационный анализ основан на линейном поведении системы во время её работы. То есть напряжения и деформации являются линейными, и после снятия нагрузки, система возвращается в исходное положение без остаточных напряжений.

Сам анализ позволяет узнать следующие параметры системы:

- собственные частоты (поскольку нет нагрузки, частоты являются собственными по определению);
- как структура будет деформироваться на собственных частотах, но поскольку нет нагрузки, то моды не показывают реальной амплитуды колебаний, а отображают лишь их форму;
- количество массы, которое связано с этой частотой (эффективная масса).

Массовое участие сообщает нам какие режимы наиболее опасны (режимы, на которых при определённой частоте возникает резонанс) и сколько частот нам необходимо чтобы точно захватить весь динамический отклик конструкции.

Из уравнения линейной динамики мы знаем, что собственная частота конструкции равняется:

$$\omega = \sqrt{\frac{K}{M}}, \quad (3.41)$$

где K – жёсткость конструкции;

M – масса конструкции.

Значит для самого анализа нам нужны лишь два параметра. Это жёсткость и масса конструкции.

Для того чтобы узнать какая опасная частота является для каждого направления оси, нам необходимо руководствоваться следующим правилом: количество режимов частот (модов) необходимо выбирать так, чтобы суммарная эффективная масса по каждому из осей была от 85% до 95%.

Таблица 3.4 – Результаты частотного анализа.

Номер режима	Частота (Герц)	Направление X	Направление Y	Направление Z
1	105,45	0,036586	0,00016705	0,16609
2	105,98	0,21289	0,091209	0,045694
3	131,49	2,38E-06	5,56E-08	7,89E-06
4	143,3	0,019023	0,015524	0,0035315

Продолжение таблицы 3.4

...
34	1319	0,016933	0,069837	0,0031781
35	1376,9	0,0002305	3,63E-05	0,0023135
		Сумма X = 0,935	Сумма Y = 0,924	Сумма Z = 0,942

По таблице 3.4 мы видим, что для достижения необходимого уровня суммарной эффективной массы нам понадобилось 30 режимов.

По результатам построим два график зависимости частоты от действительной эффективной массы (рисунок 3.11) и от суммарной эффективной массы (рисунок 3.12).

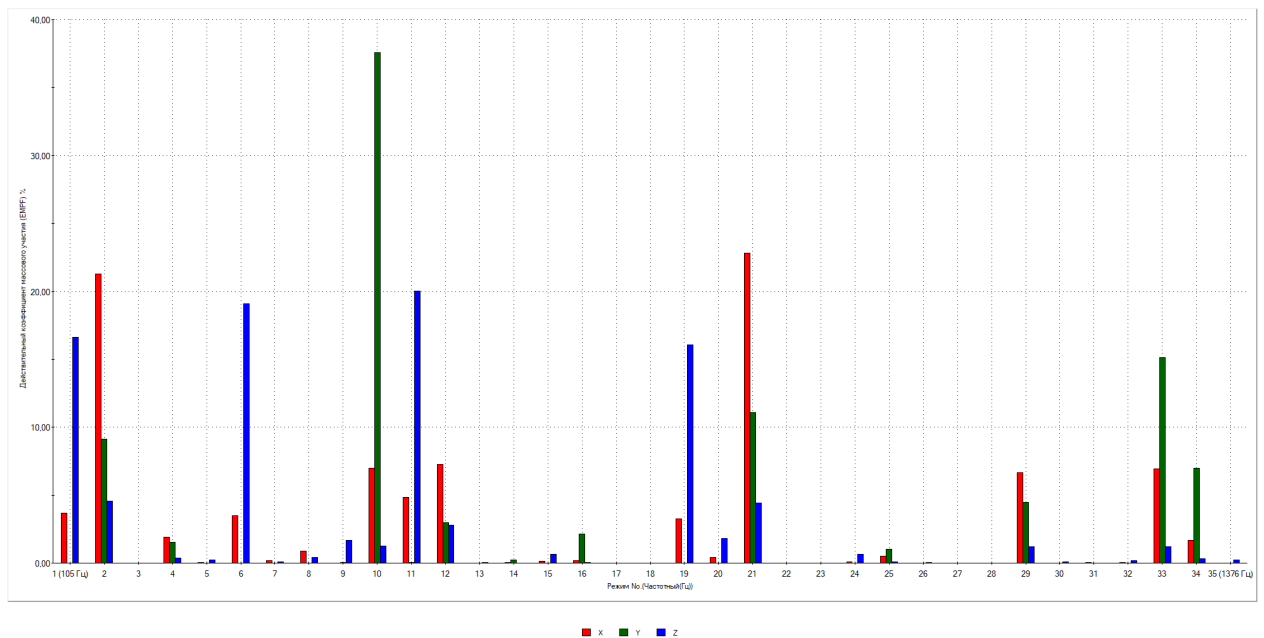


Рисунок 3.11 – График отклика (частота в сравнении с действительным коэффициентом массового участия)

По рисунку мы видим, что наиболее опасные режимы колебаний по каждой из осей следующие:

– по направлению X это второй и двадцать первый режимы 105,98 Гц и 670 Гц с эффективной массой 21,2% и 22,8% соответственно (так же резонанс, но с меньшей амплитудой возникает на десятом, двенадцатом и тридцать третьем

режиме 278,15 Гц, 331,89 Гц и 1247,6 Гц соответственно, с эффективной массой по 7% в каждом);

– по направлению Y это десятый режим 278,15 Гц с эффективной массой 37,6% (так же резонанс, но с меньшей амплитудой возникает на втором, двадцать первом и тридцать третьем режиме 105,98 Гц, 670,32 Гц и 1247,6 Гц с эффективной массой 9,1%, 11,1% и 15,1% соответственно);

– по направлению Z это шестой и одиннадцатый режимы 192,92 Гц и 319,06 Гц с эффективной массой 19,1% и 20% соответственно (так же резонанс, но с меньшей амплитудой возникает на первом и девятнадцатом режиме 105,45 Гц и 499,11 Гц с эффективной массой 16,6% и 16,1% соответственно).

Самым опасным направлением является направление вдоль оси Y так как содержит максимальную эффективную массу 37,6%.

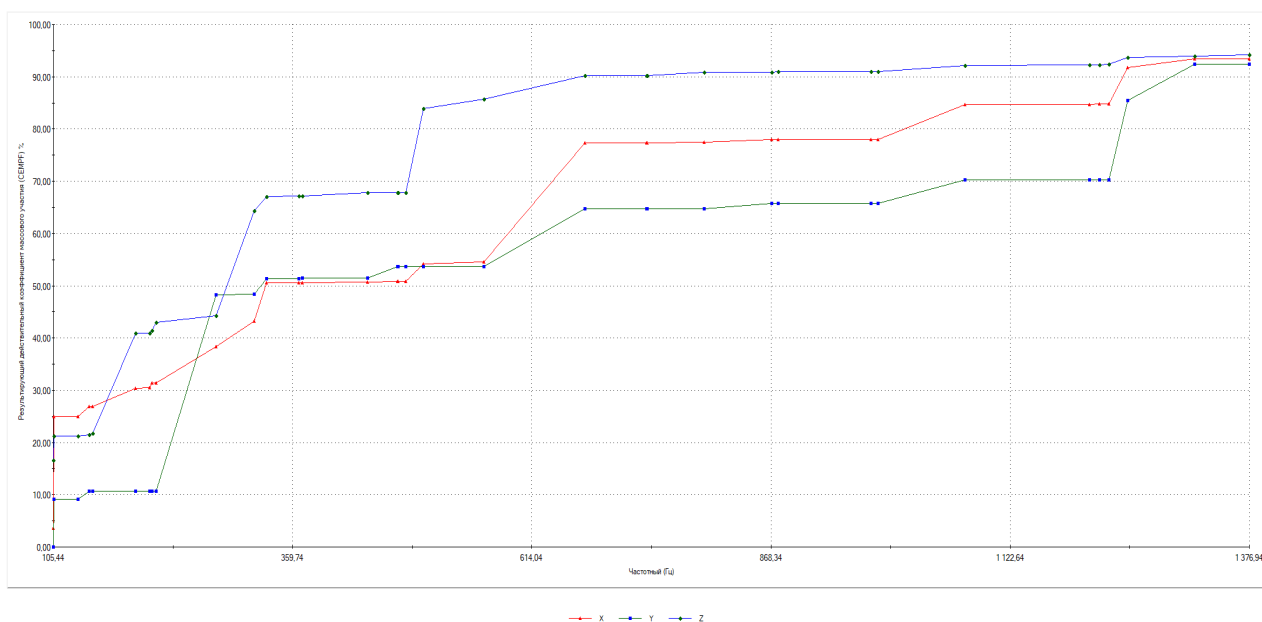


Рисунок 3.12 – График отклика (частота в сравнении с результирующим действительным коэффициентом массового участия)

По графику отклика (рисунок 3.12) мы видим, что суммарная эффективная масса для каждого направления стремится к 100%, но так как реальная конструкция в жизни имеет бесконечное число степеней свободы, а SolidWorks моделирует методом конечных элементов, то 100% мы не получим даже если мы посчитаем тысячи первых мод. Мы можем только стремиться к 100%, а отклик

конструкций на высоких частотах будет намного меньше, чем на низких, так как они быстрее затухают.

3.5 Вывод по главе

В данной части дипломного проектирования:

- перечислены плюсы и минусы различных энергопоглотителей;
- проведён прочностной расчёт ПУ, в ходе которого были определены основные силы, действующие на ПУ;
- рассмотрены два случая удара ПУ при посадке;
- рассчитаны основные параметры амортизатора, такие как толщина корпуса и штока, а также подобран стержень, выступающий в роли деформируемого тела;
- создана 3D модель ПУ;
- проведены статический и частотный анализы конструкции в среде САПР SolidWorks.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ ПРОИЗВОДСТВА

Работа сотрудника по испытаниям посадочного устройства проходит в комнате испытаний. Размеры комнаты 21х12 м и высота 4,2 м. В комнате расположен вибростенд для частотных испытаний стойки, а также рабочее место сотрудника для составления отчётов об испытаниях.

По технологическому процессу окна в этой комнате не предусмотрены, а значит естественное освещение отсутствует. Также в комнате отсутствуют активные источники загрязнения, а значит установка механических систем вентиляции излишня, так что предусмотрена только естественная вентиляция (аэрация).

4.1 Опасные и вредные факторы закрытых помещений

Проанализировав ряд источников по охране труда и технике безопасности, нормативные документы [ГОСТ Р 55710–2013, ГОСТ 12.4.021-75, ГОСТ 12.1.005-88] можно выделить основные вредные факторы закрытых помещений по воздействию на человека:

а) Недостаточная вентиляция помещения негативно сказывается на работников производственных помещений, а именно:

- возникает дискомфорт, который сказывается на концентрации и эффективности труда. Работники начинают чувствовать усталость, сонливость, заторможенность и раздражительность, что приводит к снижению производительности и качества выполняемой работы;

- может привести к развитию различных заболеваний дыхательной системы;

- приводит к повышению уровня влажности, что способствует развитию плесенных грибов, возникновению неприятного запаха и уменьшению срока службы техники.

б) Недостаточная освещённость помещения может вызвать:

- повышенное утомление и как следствие уменьшение времени реакции;

- развитие близорукости;
- апатию и сонливость, а в некоторых случаях развитие чувства тревоги.

Рассмотрим опасность для организма всех этих факторов при работе с вибростендом:

а) Факторы недостаточной вентиляции могут привести:

- к порче вибростенда и как следствие привести к неправильным результатам испытаний;

- к возможности выскальзывания стоек при монтаже и как следствие приводить к травмам работника.

б) Факторы недостаточной освещённости могут привести:

- к неправильному монтажу стоек и как следствие привести к их падению или к ошибочным результатам испытаний;

- к тому, что работник может не заметить дефекты при осмотре стоек после испытаний и ошибочно указать, что стойки исправны.

Меры для минимизации опасных факторов:

а) Для минимизации факторов, связанных с вентиляцией, проведём расчёт, в котором определим необходимый диаметр и высоту шахты естественной вентиляции;

б) Для минимизации факторов, связанных с освещением, проведём расчёт, в котором определим необходимое количество и мощность люминесцентных ламп.

4.2 Расчёт искусственного освещения

Для приведения искусственного освещения к нормативному соответствию по СанПиН 1.2.3685–21, необходимо произвести расчёт искусственного освещения, методика расчёта которого изложена в СНиП 23–05–95 «Естественное и искусственное освещение».

Данная комната имеет размеры $A = 21\text{ м}$, $B = 12\text{ м}$, $H = 4,2\text{ м}$ и характеризуется очень высокой точностью зрительной работы, поэтому

нормируемая освещённость системы общего освещения, определяемая по таблице 4.1 составит $E = 400$ лк .

Таблица 4.1 – Требования к освещению помещений промышленных предприятий со зрительной работой очень высокой точности по СНиП 23–05–95 [13]

Характеристика зрительной работы; наименьший размер объекта различения, мм	Разряд зрительной работы	Подразряд зрительной работы	Контраст объекта с фоном	Характеристика фона	Освещённость при искусственном освещении системы общего освещения, лк
Очень высокая точность; от 0,15 до 0,3	II	а	Малый	Тёмный	–
		б	Малый, средний	Средний, тёмный	750 600
		в	Малый, средний, большой	Светлый, средний, тёмный	500 400
		г	Средний, большой	Светлый, средний	300 200

Площадь помещения:

$$S = A \cdot B = 21 \cdot 12 = 252 \text{ м}^2. \quad (4.1)$$

Расчётная высота помещения:

$$h_{\text{п}} = H - h_{\text{р}} - h_{\text{с}} = 4,2 - 0,8 - 0,5 = 2,9 \text{ м}, \quad (4.2)$$

где H – высота помещения;

$h_{\text{р}} = 0,8 \dots 1 \text{ м}$ – высота рабочей поверхности;

$h_{\text{с}} = 0,2 \dots 0,8 \text{ м}$ – высота подвеса светильника.

Освещение будем производить с помощью четырёхламповых светильников ЛСО04 с люминесцентными лампами.

Относительное расстояние между светильниками при размещении ламп прямоугольником выбирается в диапазоне от 1,4 м до 2 м. Примем $\lambda = 1,6$ м.

Тогда расстояние между светильниками:

$$L = h_{\text{т}} \cdot \lambda = 2,9 \cdot 1,6 = 4,64 \text{ м.} \quad (4.3)$$

Число рядов светильника:

$$N_{\text{рс}} = \frac{B}{L} = \frac{12}{4,64} = 2,58. \quad (4.4)$$

Число светильников в ряду:

$$N_{\text{ср}} = \frac{A}{L} = \frac{21}{4,64} = 4,56.6 \quad (4.5)$$

Округлим числа до ближайших и получим $N_{\text{рс}} = 3$ и $N_{\text{ср}} = 5$.

Тогда общее число светильников:

$$N = N_{\text{рс}} \cdot N_{\text{ср}} = 3 \cdot 5 = 15. \quad (4.6)$$

По ширине помещения расстояния между рядами равно L , а расстояние от крайнего ряда до стены:

$$L_{\text{в}} = \frac{B - L \cdot b}{2} = \frac{12 - 4,64 \cdot 2}{2} = 1,36 \text{ м,} \quad (4.7)$$

где $b = 2$ – количество промежутков между рядами по ширине помещения.

По длине помещения расстояние между рядами равно L , а расстояние от крайнего светильника до стены:

$$L_A = \frac{A - L \cdot a}{2} = \frac{12 - 4,64 \cdot 4}{2} = 1,22 \text{ м}, \quad (4.8)$$

где $a = 4$ – количество промежутков между светильниками по длине помещения.

Индекс помещения определим по следующему выражению:

$$i = \frac{A \cdot B}{h_n \cdot (A + B)} = \frac{21 \cdot 12}{2,9 \cdot (21 + 12)} = 2,63. \quad (4.9)$$

Помещение испытаний представляет собой производственное помещение с незначительным пылевыведением. Тогда по таблице 4.2 примем коэффициент использования светового потока равным $\eta = 0,61$.

Таблица 4.2 – Значение коэффициента использования светового потока для светильников с люминесцентными лампами [14]

Индекс помещения	Коэф. исп. светового потока для светлых административно–конторских помещений	Коэф. исп. светового потока для производственных помещений с незначительным пылевыведением	Коэф. исп. светового потока для пыльных производственных помещений
0,5	0,28	0,21	0,18
1,0	0,49	0,4	0,36
3,0	0,73	0,61	0,58
5,0	0,8	0,67	0,65

При расположении светильников в линию (ряд), если выдержано наименьшее относительное расстояние между светильниками, то коэффициент минимальной освещенности для люминесцентных ламп принимается 1,1, так как у нас оно близко к наименьшему то примем $Z = 1,15$.

Тогда необходимый световой поток лампы:

$$\Phi_n = \frac{E_{\min} \cdot k \cdot S \cdot Z}{N \cdot n \cdot \eta} = \frac{400 \cdot 1,3 \cdot 252 \cdot 1,15}{15 \cdot 4 \cdot 0,61} = 4117,377 \text{ лм}, \quad (4.10)$$

где $n = 4$ – число ламп в светильнике;

$k = 1,3$ – коэффициент запаса для люминесцентных ламп.

Подберём ближайшую по световому потоку лампу для светильника. Это лампа ЛБ–65, имеющая световой поток $\Phi_{л} = 4600$ лм и мощность $W = 65$ Вт.

Разница составляет:

$$\Delta\Phi_{л} = 1 - \frac{\Phi_n}{\Phi_{л}} = 1 - \frac{4117,377}{4600} = 0,105. \quad (4.11)$$

Выбранная лампа входит в предел допуска от -10% до $+20\%$. В нашем случае разница составляет $+10,5\%$.

Таким образом, по итогу расчёта было определено минимальное необходимое количество четырёхламповых светильников ЛСО04 равное 15 шт. и определены оптимальные расстояния между ними. Также в ходе расчёта было предложено использовать люминесцентные лампы ЛБ-65 мощностью 65 Вт, которые обеспечат необходимый уровень освещения.

4.3 Расчёт эффективной аэрации

Расчёт вентиляции для закрытого помещения по испытаниям посадочного устройства проводился по методике, изложенной в пособии 1.91 СНиП 2.04.05 – 91 «Расчёт и распределение приточного воздуха».

Определяем расход воздуха по кратности:

$$L = S \cdot H \cdot n_b = 252 \cdot 4,2 \cdot 2 = 2116,8 \frac{\text{м}^3}{\text{ч}}, \quad (4.12)$$

где n_b – число обновлений воздушной среды комнаты в течении 1 часа (для технических помещений принимается 2).

Вычисляем диаметр вентиляционного канала:

$$F = \frac{L}{3600 \cdot V} = \frac{2116,8}{3600 \cdot 1} = 0,588 \text{ м}^2, \quad (4.13)$$

где $V = 1$ – скорость воздуха в каналах естественной вентиляции (принимается от 0,5 м/с до 1,5 м/с).

Из (4.13) получаем радиус канала:

$$R = \sqrt{\frac{F}{\pi}} = \sqrt{\frac{0,588}{\pi}} = 0,432 \text{ м}. \quad (4.14)$$

Выбираем ближайший большой воздуховод из стандартного ряда (таблица 4.3) так чтобы $L > 2116,8 \text{ м}^3/\text{ч}$. Наиболее подходящий $d_g = 900 \text{ мм}$ с расходом воздуха $L = 2290 \text{ м}^3/\text{ч}$.

Таблица 4.3 – Расчёт металлических воздуховодов круглого сечения (первая строка – количество воздуха, $\text{м}^3/\text{ч}$; вторая – потери давления на трение на 1 м длины воздуховода, Па/м) [15]

Скорость движения воздуха, м/с	Динамическое давление		Диаметр воздуховода, мм						
	кгс/м ²	Па	450	500	560	630	710	800	900
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1,0	0,06	0,6	570 0,032	710 0,028	890 0,028	1120 0,021	1425 0,0181	1810 0,0156	2290 0,0135

Примем высоту трубы $H_T = 4 \text{ м}$.

Определим силу тяги, возникающей внутри вытяжного блока при заданном перепаде высот:

$$p = g \cdot H_T \cdot (\rho_n - \rho_{\text{п}}) = 9,81 \cdot 4 \cdot (1,27 - 1,2) = 2,747 \text{ Па}, \quad (4.15)$$

где g – ускорение свободного падения;

ρ_n – плотность наружного воздуха (принимаем $t_n = 5^\circ\text{C}$);

$\rho_{\text{п}}$ – плотность воздуха в помещении (принимаем $t_{\text{п}} = 20^\circ\text{C}$).

Находим значение динамического давления:

$$p_v = \rho_{\text{п}} \cdot \frac{V^2}{2} = 1,2 \cdot \frac{1^2}{2} = 0,6 \text{ Па}. \quad (4.16)$$

Аэродинамическое сопротивление воздуховода вычисляется по формуле:

$$\Delta p = R_{\text{уд}} \cdot H_T + \Sigma \xi \cdot p_v = 0,0135 \cdot 4 + 2,9 \cdot 0,6 = 1,794 \text{ Па}, \quad (4.17)$$

где $R_{\text{уд}}$ – потери давления на трение на 1 м длины воздуховода;

$\Sigma \xi$ – сумма местных сопротивлений вытяжной системы (жалюзийная решётка, отвод и зонт на конце трубы). Коэффициенты этих деталей величины постоянные и равны 1,2, 0,4, и 1,3 соответственно.

Сравним расчётный напор, образующийся в воздуховоде, и полученное сопротивление:

$$\Delta = p - \Delta p = 2,747 - 1,794 = 0,953 \text{ Па}. \quad (4.18)$$

Сила тяги больше, чем потери давления на 0,953 Па. Значит строить шахту высотой 4 м бессмысленно.

Укоротим вентиляционный канал до 3,5 м и пересчитаем.

Таблица 4.4 – Результаты пересчёта при $H_r = 3,5$ м

$p, \text{Па}$	$\Delta p, \text{Па}$	$\Delta, \text{Па}$
2,4	1,787	0,613

Сила тяги больше, чем потери давления на 0,613 Па, это обеспечит устойчивую работу вытяжки в любую погоду.

Таким образом, по итогу расчёта для комнаты испытаний был определен необходимый расход воздуха и по нему, из стандартного ряда, был выбран диаметр металлического воздуховода круглого сечения равный 900мм. Также была подобрана оптимальная высота шахты равная 3,5 м таким образом, чтобы тяга, возникающая в результате перепада высот, была больше аэродинамического сопротивления воздуха, возникающего внутри шахты, но при этом чтобы эта разница не была излишней.

4.4 Выводы по главе

В данной части дипломного проектирования:

- приведены опасные и вредные факторы закрытых помещений;
- проведён расчёт искусственного освещения, в ходе которого были выбраны подходящие светильники и лампы;
- проведён расчёт аэрации помещения, в ходе которого были подобраны диаметр и высота шахты вентиляции.

5 ЭКОНОМИКА

Ракетно-космическая отрасль является очень капиталоемкой, поэтому вопрос об её экономичности имеет важное значение.

Для начала анализа экономической эффективности РКТ необходимо определиться с показателями и критериями эффективности. В качестве них часто используют прямые интегральные критерии, например математическое ожидание числа пусков и т.п. Также часто используют характеризующий критерий – вес ПН, выводимой на расчётную орбиту. Экономическую сторону дела отражают: стоимость запуска, суммарные затраты на разработку, создание всех элементов комплекса и эксплуатация.

Рассмотрим некоторые методы анализа экономической эффективности:

а) Метод удельных затрат – является наиболее простым методом. Он основывается на статистике по стоимости изделия в целом и составляющей систем. Устанавливают средние нормы затрат: стоимость одного килограмма конструкции, ДУ, топливного отсека и т.д. Имея весовую сводку РКТ и удельные стоимости систем, легко подсчитать стоимость КА;

б) Метод оценки стоимости изготовления – это метод, основанный на расчёте затрат по следующим основным статьям: затраты на материалы, стоимость готовых изделий, затраты на основную заработную плату, заводские расходы, затраты на оснастку.

Для определения оценки стоимости изготовления, проектируемого СА, будем использовать метод удельных затрат.

Таблица 5.1 – Исходные данные

Начальная масса КА, кг	m_0	1755,56
Масса полезного груза, кг	$m_{пг}$	600
Относительная конечная масса	μ_k	0,342
Масса ДУ, кг	$m_{ду}$	210
Относительная масса прочих систем	$a_{пр}$	0,09
Масса РИТЭГов, кг	$m_{ритэг}$	173,4

Относительная масса топливного отсека	$a_{то}$	0,05
Масса системы управления, кг	$m_{су}$	26
Тяга ДУ, Н	P	129,16
Средняя плотность топлива, кг/м ³	$\rho_{ср}$	1185

5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца СА в линейной постановке

Критерий стоимости изготовления серийного образца, измеряемый в условных единицах, выраженный через средние удельные стоимости агрегатов и систем, используют при отсутствии информации о величине партии СА.

Стоимость СА:

$$W_4 = \frac{C_{\Sigma}}{m_{пр}} = \frac{C_{то} \cdot m_{то} + C_{ду} \cdot m_{ду} + C_{су} \cdot m_{су} + C_{пр} \cdot m_{пр}}{m_{пр}}, \quad (5.1)$$

где $C_{то} = 30 \div 300$ ед.ст./кг – удельная стоимость изготовления 1 кг топливного отсека;

$C_{ду} = 600 \div 1500$ ед.ст./кг – удельная стоимость изготовления 1 кг ДУ;

$C_{су} = 5000 \div 12000$ ед.ст./кг – удельная стоимость изготовления 1 кг системы управления;

$C_{пр} = 2000 \div 10000$ ед.ст./кг – удельная стоимость изготовления 1 кг прочих систем СА;

$m_{пр}$ – масса прочих систем СА.

Для расчёта примем значение коэффициентов равное:

$$C_{то} = 300 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{ду} = 1000 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{су} = 6000 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{\text{пр}} = 4000 \text{ ед.ст./кг.}$$

Масса топливного отсека:

$$m_{\text{то}} = a_{\text{то}} \cdot m_{\text{т}} = 0,05 \cdot 1050 = 52,5 \text{ кг.} \quad (5.2)$$

Масса прочих систем:

$$m_{\text{пр}} = a_{\text{пр}} \cdot (m_{\text{то}} + m_{\text{ду}} + m_{\text{су}} + m_{\text{ритэг}}) = 0,09 \cdot (52,5 + 210 + 26 + 173,4) = 41,571 \text{ кг,} \quad (5.3)$$

где $m_{\text{су}}$ – суммарная масса блоков ДМТ.

Подставив значения в (5.1), получим:

$$W_4 = \frac{300 \cdot 52,5 + 1000 \cdot 210 + 6000 \cdot 26 + 4000 \cdot 41,571}{600} = 913,39 \text{ ед.}$$

5.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца СА в нелинейной постановке

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

Стоимость прочих элементов и систем СА:

$$C_{\text{пр}} = (2 \div 10) \cdot m_{\text{пр}} = 5 \cdot 41,571 = 200,571 \text{ тыс.ед.} \quad (5.4)$$

Стоимость системы управления СА:

$$C_{cy} = 8,5 \cdot (m_{cy} \cdot 10^{-3})^{0,786} = 8,5 \cdot (26 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 0,483 \text{ млн.ед.} \quad (5.5)$$

Стоимость двигательной установки СА:

$$C_{\text{дв}} = 4,7 \cdot (P \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \cdot (P \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 4,7 \cdot (129,16 \times 10^{-4}) + 44,9 \cdot (129,16 \cdot 10^{-4})^{0,736} + (129,16 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 23,819 \text{ тыс.ед.} \quad (5.6)$$

Длина двигательного отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{\text{до}} = (1 \div 1,8) + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot P = 1,4 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 129,16 = 1,4 \text{ м.} \quad (5.7)$$

Найдём нагрузку на мидель:

$$P_{\text{м}} = \frac{4 \cdot m_0}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 1755,56}{\pi \cdot 4^2} = 139,7 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}. \quad (5.8)$$

Стоимость корпуса СА, включая топливный и двигательный отсеки:

$$C_{\text{к}} = 0,33 \cdot m_{\text{то}}^{0,332} \cdot \mu_{\text{к}}^{-1,5935} \cdot m_{\text{т}}^{0,2362} \cdot \left(\frac{m_{\text{т}}}{\rho_{\text{сп}}} \cdot \frac{P_{\text{м}}}{m_0} \right)^{0,1079} \cdot L_{\text{до}}^{0,1616} = 0,33 \cdot 52,5^{0,332} \times \\ \times 0,342^{-1,5935} \cdot 1050^{0,2362} \left(\frac{1050}{1185} \cdot \frac{139,7}{1755,56} \right)^{0,1079} \cdot 1,4^{0,1616} = 27,866 \text{ тыс.ед.} \quad (5.9)$$

Стоимость СА:

$$W_5 = \sum_{i=1}^1 C_i = C_k + C_{\text{ду}} + C_{\text{су}} + C_{\text{пр}} = 27,866 \cdot 10^3 + 23,819 \cdot 10^3 + 0,483 \cdot 10^6 + 200,571 \cdot 10^3 = 735256 \text{ у.е.} \quad (5.10)$$

Стоимость изготовления одного СА составит 735256 у.е.

Тогда стоимость изготовления 1 кг СА составит:

$$C_{\text{изг}} = \frac{W_5}{m_{\text{пр}}} = \frac{735256}{600} = 1225,426 \text{ у.е.} \quad (5.11)$$

5.3 Вывод по главе

В данной части дипломного проектирования:

- приведены методы оценки стоимости производства СА;
- дана оценка минимальной стоимости изготовления серийного образца СА в линейной постановке;
- дана оценка минимальной стоимости изготовления серийного образца СА в нелинейной постановке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы был спроектирован внешний облик СА на спутник Юпитера Европу, а также разработано ПУ на основе стержневого энергопоглотителя.

В общей части был проведён анализ уже существующих СА для схожих миссий. В ходе анализа была подобрана аппаратура БКУ и СОИС, а также целевая аппаратура, определены масса и электропотребление каждого элемента модуля в отдельности. Суммарная масса и электропотребление модуле БКУ и СОИС составила 100,06 кг и 443 Вт, а модуля целевой аппаратуры 62,504 кг и 290 Вт соответственно.

Была выбрана МДУ, состоящая из четырёх ЖРД – 11Д458Ф и ДМТ, состоящий из четырёх двигателей 11Д457Ф и 1 двигателя 17Д58ЭФ в каждом блоке. Всего 20 двигателей, разделённых на четыре блока. Суммарная масса ДУ 210 кг.

В расчётной части были рассчитаны основные параметры системы электропитания СА, в частности необходимая мощность всего СА равняется 845,678 Вт.

В качестве источника питания были выбраны РИТЭГ три американских GPNS–RTG выдающих суммарно 900 Вт мощности и имеющие массу 57,8 кг каждый.

Рассчитана масса аппарата, составляющая 1755,56 кг, а также подобраны РБ и РН выведения – «Фрегат–СБ» и «Союз–2.1б» соответственно.

В специальной части рассчитаны силы действующие на ПУ в момент посадки. Максимальная сила, действующая на ПУ, равняется 10858,038 Н.

Для максимальной силы рассчитаны запас прочности и устойчивости ПУ для двух случаев посадки. В обоих случаях этот запас был больше нормативного.

Так же были выбраны толщины частей амортизатора так, чтобы при максимальной силе, действующей на амортизатор, не превышался запас

устойчивости. И подобран стержень из легированной стали 12Х18Н10Т так, чтобы при максимальном удлинении совпадал с ходом штока амортизатора.

Создана 3D модель ПУ в САПР SolidWorks и проведён статический и частотный анализ в результате которых было подтверждено что данная конструкция выдержит прилагаемые усилия не разрушаясь, а также определены опасные режимы колебаний по каждой из осей.

В части «безопасность и экологичность производства» были выявлены опасные и вредные факторы закрытых помещений, а также рассчитаны искусственное освещение и естественная аэрация помещения испытаний ПУ. В ходе этих расчётов были выбраны четырёхламповые светильники ЛСО04 с люминесцентными лампами ЛБ–65 мощностью 65 Вт, а также подобраны диаметр и высота шахты вентиляции равные 900 мм и 3,5 м соответственно.

В экономической части проведён расчёт минимальной стоимости изготовления серийного образца СА в линейной и нелинейной постановке, результат которого равны 913,39 у.е. и 735256 у.е. соответственно.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Панкратов, Б.М. Спускаемые аппараты. / Б.М. Панкратов. – Москва: «Машиностроение», 1984. – 232 с.
2. Полёты в системе Юпитера с использованием гравитационных манёвров около галилеевых спутников / Г.К. Боровин [и др.]. – Москва: «ИПМ им. М.В. Келдыша РАН», 2013. – 33 с.
3. Ефанов, В.В. Фобос–Грунт проект космической экспедиции / В.В. Ефанов, А.В. Захаров. – Москва: «НПО им. С.А. Лавочкина», 2011. – 226 с.
4. iki.cosmos.ru: Луна–25 [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://iki.cosmos.ru/research/missions/luna-25#publications> – 16.12.2023.
5. laspace.ru: Автоматическая межпланетная станция «Луна–25» [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.laspace.ru/ru/activities/projects/luna-glob/> – 16.12.2023.
6. Перспективный Российский проект «Лаплас–П» для исследований планетной системы Юпитера: цели научной миссии и её особенности. Схема полёта. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://epizodyspace.ru/bibl/vestnik-lavochkina/2016/2016-2.pdf> – 16.12.2023.
7. Разработка конструкции двигательных установок и траекторий космических аппаратов проекта «Лаплас–П» для исследований планетной системы Юпитера. [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_27126414_11155984.pdf – 17.12.2023.
8. Сравнительный анализ миссий в систему Юпитера. [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_30604154_57279336.pdf – 18.12.2023.
9. Космический аппарат «Луна–25» – основа новых исследований Луны. [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_28357105_63038918.pdf – 20.12.2023.

10. Бортовая аппаратура. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://russianspacesystems.ru/bussines/cosmostroy/bortovaya-apparatura/> – 23.12.2023.

11. Служебная телевизионная система КА Луна–25 [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_47326660_18710458.pdf – 25.12.2023.

12. Баженов, В.И. Посадка космических аппаратов на планеты / Баженов В.И., Осин М.И. – Москва: «Машиностроение», 1978 – 159 с.

13. Естественное и искусственное освещение [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://kola.rosavtodor.gov.ru/storage/app/media/kola/uploaded-files/08-16-sp-52133302016-estestvennoe-i-iskusstvennoe-osveshchenie-aktualizirovannaya-redaktsiya-snip-23-05-95-1.pdf> – 26.12.2023.

14. olymp.in: Расчёт освещения по методу коэффициента использования светового потока [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://olymp.in/news/raschet-osveshheniya-po-metodu-koeffitsienta-ispolzovaniya-svetovogo-potoka/426> – 26.12.2023.

15. otivent.com: Расчёт вентиляции помещения и площади сечения труб [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://otivent.com/raschet-ventiljacji-pomeshhenija?ysclid=lq82ynrtqk571198662> – 26.12.2023.