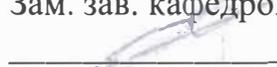


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы – Ракетно-космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зам. зав. кафедрой

 В.В. Соловьев
« 10^е » 06 2024 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Разработка экспериментального малого космического аппарата на базе унифицированной космической платформы

Исполнитель
студент группы 0109–об



(подпись, дата)

Ядыкин Д.А.

Руководитель:
профессор, доктор техн. наук



(подпись, дата)

Плутенко А.Д.

Консультант:
доцент



(подпись, дата)

Насуленко К.А.

Консультант по БЖД:
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

Козырь А.В.

Нормоконтроль:
старший преподаватель СиТРК

 05.06.24

(подпись, дата)

Аревков М.А.

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
« 14 » 05 2024 г.

К выпускной квалификационной работе студента Ядыкина Данила Андреевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка экспериментального малого космического аппарата на базе унифицированной космической платформы

(утверждена приказом от 01.04.2024 №852-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 12 июня 2024 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: научная литература, отчеты по практикам, периодические издания

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): выбор конструктивно компоновочной схемы, выбор материалов, расчет на прочность, технологическая часть, экономическая часть, БЖД

5. Перечень материалов приложения (наличие чертежей, таблиц, графиков, схем, иллюстративного материала и т.п.): титульный лист, цели и задачи, общий вид МКА, конструктивно-компоновочная схема, технология сборки приборно-агрегатного отсека, заключение

6. Консультант по БЖД: Козырь А.В., доцент, канд. техн. наук, Насуленко К.А., доцент

7. Дата выдачи задания: 22.05.2024 г.

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

Задание принял к исполнению (дата): 22.05.2024



(подпись студента)

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 68 страниц, 8 рисунков, 9 таблиц, 7 источников

МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА, РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ, ПРИБОРНО-АГРЕГАТНЫЙ ОТСЕК, УНИФИЦИРОВАННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА

В этой работе разработан малый космический аппарат для запуска ракетой-носителем «Союз 2.1(в)».

Малый космический аппарат создан на базе платформы «ЭМКА» (Экспериментальный Малый Космический Аппарат), разработанной и изготовленной АО "Корпорация «ВНИИЭМ».

Цель работы – разработать малый космический аппарат, оснащенный комплексом научной аппаратуры для орбитального мониторинга ионосферы и поиска аномальных явлений, обусловленных крупномасштабными катастрофами различной природы.

Задачи:

- выбрать состав бортовых служебных систем;
- выбрать устройство и назначение МКА;
- выбрать компоновку и конструкцию МКА;
- рассчитать основные проектные параметры;
- выполнить прочностные расчеты элементов конструкции МКА;
- представить технологический процесс.

СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ.....	6
ВВЕДЕНИЕ.....	7
1 ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ.....	10
2 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....	13
2.1 Назначение МКА.....	13
2.2 Выбор конструктивно-компоновочной схемы	13
2.3 Бортовой комплекс служебных систем	20
2.4 Выбор материалов.....	26
2.5 Оценка массы	29
2.6 Основные характеристики МКА	31
2.7 Расчет на прочность корпуса приборно-агрегатного отсека МКА....	31
3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	41
3.1 Общие сведения о технологическом процессе	41
3.2 Технология сборки приборно-агрегатного отсека МКА	41
4 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	48
4.1 Себестоимость проектирования	49
4.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА	55
5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ.....	58
5.1 Требования к ПЭВМ.....	58
5.2 Требования к помещениям для работы с ПЭВМ.....	59
5.3 Требования к микроклимату.....	60
5.4 Требования к содержанию вредных химических веществ в воздухе	60
5.5 Требования к уровням шума и вибрации на рабочих местах.	61
5.6 Требования к освещению на рабочих местах.....	61
5.7 Требования к организации и оборудованию рабочих мест.....	64
5.8 Требования к организации медицинского обслуживания	65
5.9 Требования к проведению производственного надзора	65
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	67
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	68

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

- АУТ – активный участок траектории;
- АФУ – антенно-фидерное устройство;
- БИК – бортовой измерительный комплекс;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БКС – бортовая кабельная сеть;
- БХБ – батарея химическая буферная;
- ГРЦ – Государственный ракетный центр;
- КА – космический аппарат;
- КД – конструкторская документация;
- КНА – комплекс научной аппаратуры;
- МКА – малый космический аппарат;
- ОПН – отсек полезной нагрузки;
- РН – ракета-носитель;
- РЧА – радиочастотный анализатор;
- СБ – солнечная батарея;
- СС – служебные системы;
- СОТР – система обеспечения температурных режимов;
- СЭС – система электроснабжения;
- ТЗ – техническое задание;
- ТЗП – теплозащитное покрытие;
- ТСП – термостабилизированная плита;
- ТУ – технические условия;
- УЗКА – устройство задействования космического аппарата;
- УКВ – ультракороткие волны;
- ЭВТИ – экранновакуумная теплоизоляция;
- ЭМУ – электромагнитное устройство.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время исследования и практические разработки в области уменьшения размеров компонентов, устройств и систем для разнообразных целей набирают обороты по всему миру. Были разработаны микросенсоры, микропробы, микрооптические устройства, микророботы, а также летающие микроустройства, вес которых варьируется от нескольких килограммов до нескольких сотен граммов. Микротехнологии также находят применение в производстве небольших космических аппаратов. Интерес к созданию и использованию таких аппаратов растет, и сегодня активно участвуют в космических программах страны Азии (Малайзия, Южная Корея, Таиланд), Латинской Америки (Аргентина, Чили) и Африки (Алжир, Марокко, Нигерия). Заказывая небольшие космические аппараты для наблюдения за Землей и связи у передовых американских и европейских компаний, эти страны получают результаты быстро и по относительно низкой цене.

С 1995 года было запущено более 250 небольших космических аппаратов, принадлежащих тридцати странам, что составляет почти треть от общего числа запущенных космических аппаратов – 900.

Существует ряд преимуществ в создании и использовании небольших космических аппаратов:

Уменьшение времени разработки космических аппаратов с 8-10 лет до 2-3 лет;

Значительное снижение стоимости космических аппаратов;

Сокращение расходов на запуск за счет использования конверсионных ракет и технологии совместного запуска;

Меньшие потери в случае неудачных запусков;

Быстрое восстановление орбитальной группировки благодаря сокращенным срокам производства и подготовки к запуску.

Тем не менее, развитие небольших космических технологий требует более высоких стандартов для материалов, процессов производства, а также создания энергоэффективных бортовых систем и компактных источников энергии.

Несмотря на это, использование небольших космических аппаратов сегодня не может полностью заменить традиционные космические средства, которые часто являются многоцелевыми и многофункциональными и предназначены для выполнения задач, недоступных для небольших космических аппаратов.

Концепция совместного использования традиционных крупногабаритных и небольших космических аппаратов для гражданских и оборонных целей может основываться на двух принципах:

Во-первых, на принципе дополнения, согласно которому состав орбитальной группировки традиционных космических аппаратов определяется необходимым уровнем выполнения задач в обычных условиях. В случае чрезвычайных ситуаций, требующих дополнительной информационной поддержки, могут быть быстро запущены специализированные небольшие космические аппараты.

Во-вторых, на принципе функционального замещения, согласно которому в случае выхода из строя традиционных аппаратов, предусмотрен оперативный запуск одного или группы небольших космических аппаратов для компенсации информационных потерь.

Анализ тенденций показывает, что в ближайшем будущем особое внимание в космических программах будет уделено микро- и наноспутникам весом от 100 гр. до 1 кг.

В Федеральной космической программе России создание небольших космических аппаратов и разработка технологий для их проектирования являются приоритетными направлениями. Более широкое использование небольших космических аппаратов ожидается в следующем десятилетии на основе сегодняшних разработок.

Существует классификация космических аппаратов по массе:

- 1) Большие спутники: более 1500 кг;
- 2) Малые спутники: 500-1000 кг;
- 3) Миниспутники: 100-500 кг;
- 4) Микроспутники: 10-100 кг;
- 5) Наноспутники: 1-10 кг;
- 6) Пикоспутники: 0.1-1 кг;
- 7) Фемтоспутники: менее 0.1 кг.

Классификация по массе отражает специфику космических аппаратов, так как запуск в космос требует значительных энергетических ресурсов.

Под малыми космическими аппаратами понимаются аппараты массой от 100 кг до 1000 кг, а сверхмалые космические аппараты имеют массу от 1 до 10 кг. Аппараты массой от 10 кг до 100 кг считаются промежуточным классом и могут относиться к малым или сверхмалым космическим аппаратам.

Стремление к миниатюризации и снижению массы является общей тенденцией в технике, особенно в космической отрасли. Уменьшение массы полезно для всех типов космических аппаратов, включая обитаемые, хотя их размеры иногда нужно увеличивать. Для автоматических космических аппаратов снижение массы может быть более значительным и приводить к уменьшению размеров.

Когда масса космического аппарата уменьшается до определенного предела, он приобретает новые свойства и возможности, что также изменяет характеристики орбитальной группировки и космической системы в целом.

1 ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ

Множество разрабатываемых спутников с небольшой массой относятся к категории экспериментальных. В целях минимизации затрат на их создание, мы выбираем унифицированную космическую платформу (УКП). Этот метод является экономически выгодным и практичным для формирования орбитальной группировки спутников. Спутники на основе УКП могут быть адаптированы для различных целей и задач. Основные компоненты УКП включают:

- 1) Каркасную несущую конструкцию;
- 2) Бортовую систему управления;
- 3) Систему электроснабжения;
- 4) Систему ориентации и стабилизации;
- 5) Систему терморегулирования.

Разработку УКП мы будем осуществлять, опираясь на опыт создания предыдущих моделей МКА. Например, АО «ВНИИЭМ» обладает опытом в создании космического комплекса на базе экспериментального МКА, предназначенного для мониторинга ионосферы и выявления аномалий, вызванных катастрофами различного происхождения. Этот аппарат включает пять научных инструментов для измерения параметров ионосферы, электромагнитных излучений и потоков энергичных частиц. Используя этот опыт, мы планируем разработать УКП, так как данный аппарат демонстрирует высокую надежность и оптимальную конструкцию.

Унифицированная космическая платформа (УКП) представляет собой конструктивно и функционально обособленный модуль (несущую конструкцию), содержащий бортовую аппаратуру служебных систем, обеспечивающую функционирование полезной нагрузки (ПН) КА. Унифицированная космическая платформа с использованием модульного принципа построения с различными вариантами исполнения служебных систем предназначена для создания на её базе КА различного целевого назначения,

например для дистанционного зондирования земной поверхности (ДЗЗ), обеспечения различных видов связи, научных целей и др.

Тренд деления на две составляющие (модуль обеспечения и модуль ПН) справедлив для создания КА определённого назначения. Эти ограничения обусловлены специфическими, часто противоречивыми требованиями к платформе со стороны ПН различного назначения и несхожих условий функционирования на разных типах орбит. Таким образом, на практике область применения УКП относительно ограничена. Без доработок и дополнительной наземной экспериментальной отработки космическая платформа может использоваться только для схожих типов ПН, характеристики которых колеблются в довольно узком диапазоне, и ограниченного класса орбит.

Очевидно, что отдельная УКП не может служить основой для целого ряда различных по назначению КА. Слово «унифицированная» в настоящем контексте означает универсальность в пределах определённого класса КА. Из описаний и каталогов космической техники видно, что «унифицированных» космических платформ существует великое множество, но каждая УКП может эффективно работать только в определённых пределах тактико-технических характеристик КА.

Преимущества стандартизированной космической платформы заключаются в экономии времени и ресурсов при создании спутника. Для запуска МКА на околоземную орбиту предпочтительно использовать проверенную ракету-носитель «Союз 2.1(в)», которая зарекомендовала себя как надежное и безопасное средство доставки на основе топлива керосин-жидкий кислород.

Дополнительно, стоит отметить, что использование УКП позволяет ускорить процесс интеграции научных приборов и оборудования, обеспечивая гибкость в модификации и настройке спутника под конкретные экспериментальные задачи. Это также способствует более быстрому

реагированию на изменяющиеся научные и технологические требования, а также упрощает процесс замены или модернизации оборудования в будущем.

Стандартизация платформы также облегчает процесс обучения и подготовки персонала, что важно для поддержания высокого уровня эксплуатационной готовности и эффективности космических миссий.

2 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

2.1. Назначение МКА

Разрабатываемый МКА должен проводить весь спектр работ:

- дистанционное зондирование земли;
- метеорологические работы;
- военные цели;
- спутники связи и т.д.

2.2 Выбор конструктивно-компоновочной схемы

2.2.1 Методика выбора ККС

На этапе выбора конструктивно-компоновочной схемы определяются принципиальные конструктивные решения, дающие общее представление об устройстве изделия и его составных частей, геометрических характеристиках, способов сочленения агрегатов, мерах обеспечивающих требуемые характеристики и удовлетворяющих основным требованиям производства, испытаний и эксплуатации. Принятые решения определяют успех дальнейшей разработки, сроки отработки и эксплуатационные качества.

Аналитических методов автоматического выбора рациональной компоновочной схемы в настоящее время не существует, поэтому выбор, собственно, осуществляется на основе анализа перспективных решений и тенденций предшествующего опыта с рассмотрением возможных вариантов и новых идей, основанных на достижениях материаловедения, технологии и т.д. Решение задачи достигается синтезированием идей и наиболее перспективных решений при удовлетворении выбранного критерия оптимальности. Этот этап разработки является принципиально важным потому, что при недостаточной проработке ККС, реализованную в проекте, несовершенную конструкцию затем практически невозможно будет довести до уровня рациональной. Одним из признаков рациональности конструкции является ее компактность. Полезное использование объема уменьшает габариты и массу.

2.2.2 Принципы создания

1) Используемая высокоточная научная аппаратура требует минимальных помех со стороны космического аппарата. Добиться этого можно при использовании минимального набора конструктивных элементов и специальных материалов.

2) Вывод на орбиту осуществляется ракета-носителем «Союз 2.1(в)», поэтому масса и габаритные размеры ограничены, а так же блоком выведения «Волга»

Ракета «Союз 2.1(в)» выводит на орбиту более 500 кг полезной нагрузки, которая размещается в специальной капсуле, обеспечивающей защиту МКА от повышенных декомпрессионных, тепловых и акустических нагрузок.

Блок выведения «Волга» (рисунок 1) предназначен для довыведения спутников на требуемую орбиту при необходимости. Когда у спутника нет собственной двигательной установки, или же нужно осуществить вывод полезной нагрузки на солнечно-синхронную орбиту, блок «Волга» способен разместить его на орбите с требуемыми параметрами и затормозиться, чтобы культурно сгореть в атмосфере и не мусорить в космосе. Блок разработан не с нуля, а является развитием двигательной установки спутников фоторазведки серии «Янтарь».

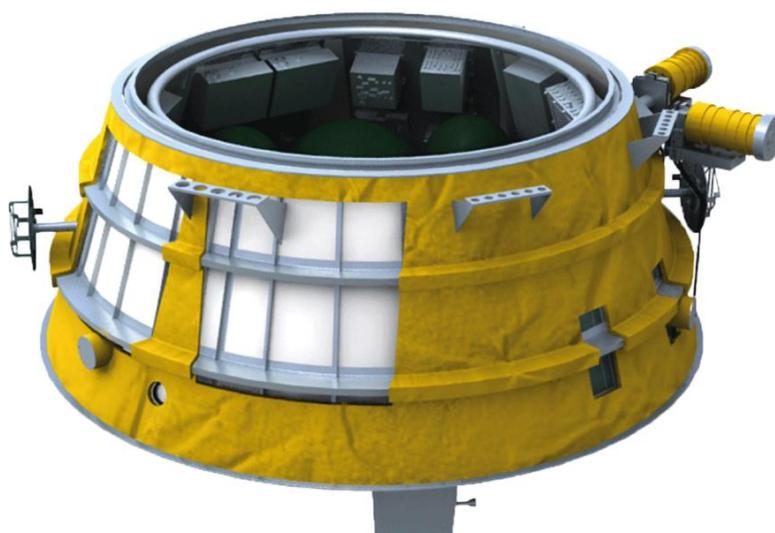


Рисунок 1 – РБ Волга

Геометрическая форма МКА определяется зоной размещения полезной нагрузки носителя (рис. 2 и рис. 3).

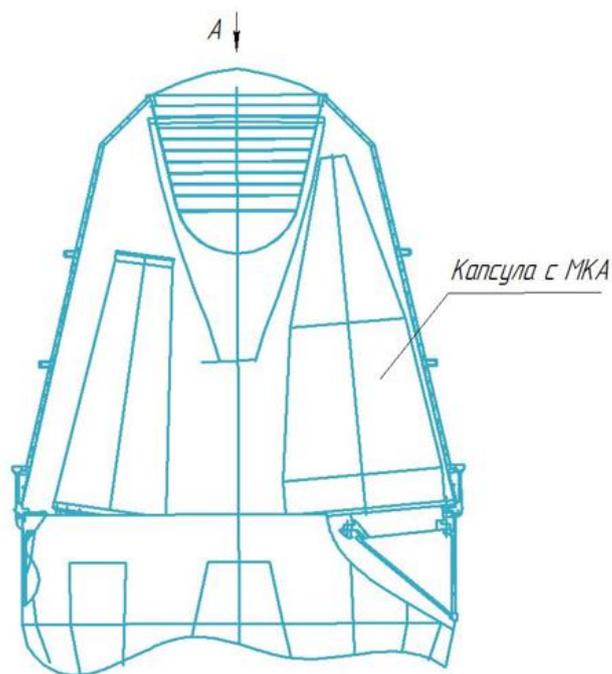


Рисунок 2 – Схема размещения капсулы с ПН

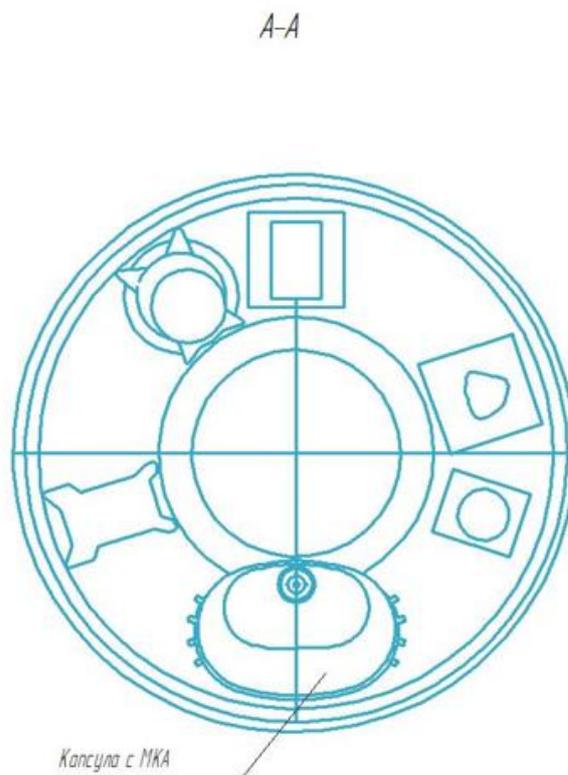


Рисунок 3 – Схема размещения капсулы с ПН

3) Минимизация затрат на разработку, изготовление, испытания, запуск и эксплуатацию МКА.

4) На МКА отрабатываются основные модули служебной и научной аппаратуры.

Силовая конструкция выполняется в негерметичном исполнении и предусматривает возможность доступа к любому прибору и его замены, а так же для монтажа демонтажа научной сменной аппаратуры.

Сброс тепла осуществляется через их посадочные места. Используются пассивные средства обеспечения тепловых режимов (ЭВТИ, пассивные радиаторы, лакокрасочные покрытия с заданными коэффициентами отражения и поглощения) и нагреватели;

5) Управление научной и служебной аппаратурой, сбор и обработка научной информации, передача ее на Землю, а также прием командной информации с Земли обеспечивается передовыми технологиями на базе единой радиотехнической системы, использующей современный микрокомпьютер и интерфейс.

6) Для проведения научных экспериментов отклонение продольной оси X от местной вертикали в плоскости орбиты составляет не более (2-3) градусов, отклонение оси Z от плоскости орбиты – не более 1 градуса, поэтому необходимо использование точной трехосной системы ориентации-стабилизации.

7) Использование системы электроснабжения, не накладывающей ограничений на солнечную ориентацию МКА.

8) Система электроснабжения строится на базе солнечных батарей из дешевых кремниевых фотопреобразователей, расположенных на корпусе и разворачивающихся панелях как со стороны Солнца, так и со стороны Земли для приема отраженного излучения.

2.2.3 Состав МКА

МКА функционально состоит из:

– модуля для размещения научной аппаратуры;

– бортового комплекса служебных систем (СС), задачами которых является обеспечение функционирования научной аппаратуры, в частности: обеспечение ориентации, электропитания, тепловых режимов, предоставление командной радиолинии и управление научной аппаратурой, сбор и передачу на Землю научной и телеметрической информации.

– механических систем.

Механические системы включают в себя:

- корпус;
- систему приведения в полетную конфигурацию (СППК);
- систему отделения капсулы.

Схема размещения аппаратуры МКА приведена на рис. 4.

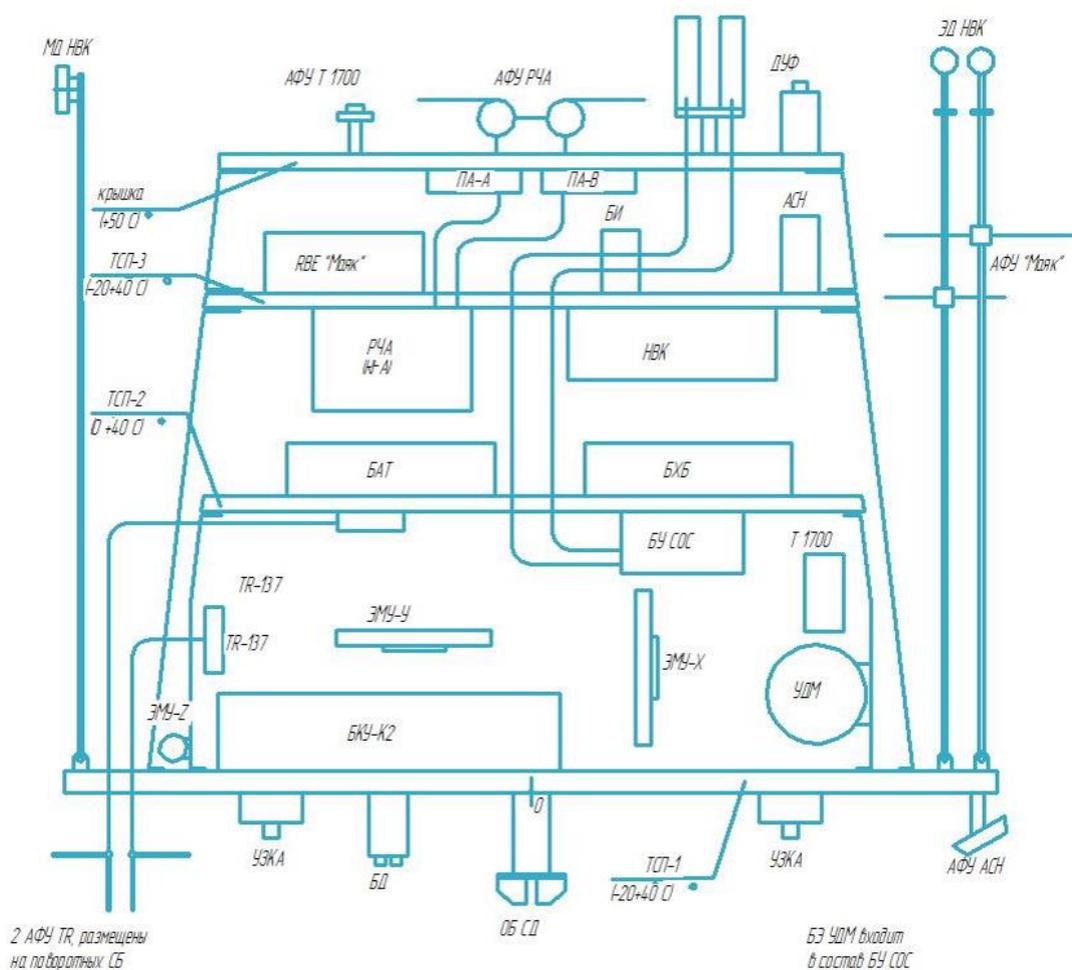


Рисунок 4 – Схема размещения аппаратуры МКА

2.2.4 Конструктивно-компоновочные особенности МКА

Конструктивно МКА состоит из плиты-основания, приборно-агрегатного отсека (ПАО), раскладывающихся панелей солнечных батарей, антенн, откидных штанг с датчиками.

Приборно-агрегатный отсек МКА выполнен в негерметичном исполнении с исключением попадания солнечных лучей в отсек.

Основание (термостабилизированная плита ТСП1) выполнено в виде пластины овальной формы. Материал основания – алюминий-магний сплав АМгб. В основании выполнены посадочные места для крепления защитной капсулы, приборно-агрегатного отсека, а также посадочные места для крепления МКА на платформе РН. К основанию крепится часть приборов служебных систем (внутри приборно-агрегатного отсека), раскладывающиеся панели солнечных батарей и откидные штанги с датчиками научной аппаратуры. Снаружи на основании смонтированы антенна аппаратуры, пирозамки крепления защитной капсулы, два командных датчика устройства задействования космического аппарата (УЗКА), воздушный фильтр, электросоединители. Внешняя и боковая поверхности основания покрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Открытые плоскости основания со стороны приборно-агрегатного отсека являются радиаторами-излучателями системы обеспечения тепловых режимов. На эти поверхности нанесено терморегулирующее покрытие.

Приборно-агрегатный отсек МКА крепится к основанию с помощью винтов через теплоизолирующие проставки, выполненные из органопластика. Корпус приборно-агрегатного отсека включает в себя двухсекционную оболочку и крышку, выполненную в виде прямоугольной пластины с «вафельным» оребрением из сплава АМгб. Внутренняя поверхность крышки покрыта ЭВТИ. Каждая секция корпуса выполнена в виде обечайки, имеющей форму четырехгранной усеченной пирамиды. Все секции изготовлены из сплава Д16Т и с внутренней стороны облицованы ЭВТИ. На внешние поверхности секций

наклеены фотоэлектрические преобразователи солнечных батарей. Секции приборно-агрегатного отсека состыковываются между собой с помощью шпилек.

К малому торцу обечайки (обечайка 1), устанавливаемой на основании, через теплоизолирующие прокладки крепится верхняя термостабилизированная плита (ТСПЗ), на которой с двух сторон размещаются приборы научной аппаратуры. Плита осуществляет отвод тепла от приборов через их посадочные места и его излучение в пространство через частично открытые во вне боковые поверхности, а также закрепленные по всему периметру дополнительные радиаторы. На излучающие поверхности плиты и радиаторы нанесено терморегулирующее покрытие. Вторая термостабилизированная плита (ТСП2) расположена внутри приборно-агрегатного отсека полностью и крепится к основанию через опорный каркас. На этой плите и опорном каркасе размещены приборы и агрегаты служебных систем и два электрических нагревателя. Плиты выполнены в виде пластин прямоугольной формы с вафельным оребрением. Материал плит – алюминиево-магниевый сплав АМгб.

В термостабилизированных плитах (ТСП2 и ТСП3) смонтированы тепловые аккумуляторы, выполненные в виде герметичных емкостей, наполненных теплоаккумулирующим веществом.

На крышке приборно-агрегатного отсека с внешней стороны смонтированы антенны служебных систем, антенны научной аппаратуры, устройства фиксации в транспортном положении панелей солнечных батарей и штанг, кронштейн с двумя феррозондовыми магнитометрами и два оптических блока солнечного датчика.

Раскладывающиеся панели солнечных батарей имеют форму трапеции и выполнены в виде каркаса с натянутыми на него струнами. На струнах крепятся с двух сторон кремниевые фотоэлектрические преобразователи.

Электрическая связь МКА с РН отсутствует (не требуется). Механическая стыковка МКА с платформой РН осуществляется с помощью четырех пирозамков и двух штифтов.

Транспортируется МКА в сборе с защитной капсулой с завода-изготовителя на техническую позицию, где осуществляется сборка его с платформой и установка на РН.

2.3. Бортовой комплекс служебных систем

2.3.1 Бортовой комплекс управления

В состав БКУ входят:

- бортовой комплекс управления (БКУ-К2), который представляет собой резервированный цифровой вычислительный комплекс, обеспечивающий управление всеми функциями БКУ и хранение телеметрической информации;
- блок управления и связи (БУС), предназначенный для коммутации питания приборов КНА и сопряжения БКУ и КНА со служебными системами МКА;
- два приёмопередатчика TR137-B предназначенных для организации канала КРЛ и канала сбора телеметрической информации;
- передатчик T1700 предназначенный для сброса телеметрической информации;
- телеметрические антенны (антенны TR и T1700);
- контрольно-испытательная аппаратура бортового комплекса управления (КИА БКУ).

БКУ МКА обеспечивает:

- функционирование МКА при испытаниях и эксплуатации;
- формирование и выдачу команд на пиросредства приведения МКА в полётную конфигурацию после отделения от ракеты-носителя;
- организацию шин питания комплекса научной аппаратуры и служебных систем;

- сбор телеметрической информации от комплекса научной аппаратуры и служебных систем и хранение её в период отсутствия радиосвязи;
- воспроизведение накопленной информации по радиоканалу в заданные периоды времени;
- контроль состояния бортовой аппаратуры МКА;
- контроль энергопотребления и отключение части потребителей при несоответствии потребляемой мощности энергетическим возможностям СЭС, в соответствии с приоритетностью или по команде ЦУП;
- прием информации от центра управления полётом по командной радиолинии, содержащей цифровые массивы управления и циклограммы работы комплекса научной аппаратуры и СОТР;
- выдачу команд управления режимами комплекса научной аппаратуры в заданные моменты времени;
- временную привязку данных комплекса научной аппаратуры к всемирному времени с точностью до 1 мс;
- синхронизацию работы бортовой аппаратуры МКА;
- навигационное обеспечение МКА;
- отработку нештатных ситуаций возникающих на борту МКА по заданным алгоритмам;
- организацию вызова ЦУП БКУ при возникновении нештатных ситуаций на борту МКА;
- управление системой электроснабжения МКА и СОС;
- управление системой обеспечения тепловых режимов (два нагревателя с суммарным потреблением тока не более 0,3 А при напряжении питания не более 32,0 В) по показаниям датчиков температуры.

Телеметрический передатчик Т1700 обеспечивает передачу и сброс запомненной информации по радиоканалу на наземные пункты. Антенна передатчика Т1700 представляет собой полосковый излучатель на диэлектрической подложке. Она установлена на верхней крышке МКА и

ориентирована своей электрической осью в направлении Земли (в полётной конфигурации МКА).

Телеметрический передатчик TR137 обеспечивает дублированный радиоканал в узкой полосе излучения. Соответствующий комплект передатчика TR137 имеет свою антенну в виде несимметричного полуволнового вибратора. Каждая антенна установлена на торце раскладывающейся панели солнечной батареи. В интервалах прекращения телеметрической информации эти антенны служат для приёма сигналов командной радиолинии.

В конструкциях антенн использованы немагнитные материалы.

2.3.2 Система электроснабжения

Система электроснабжения предназначена для обеспечения бортовых систем МКА электроэнергией во время полета в течение всего срока активного существования с момента перехода на бортовое питание.

В состав СЭС входят:

- батарея фотоэлектрическая,
- буферная химическая батарея,
- блок автоматики и телеметрии,
- устройство задействия КА,
- бортовая кабельная сеть,
- устройство раскрытия солнечных батарей,
- контрольно-испытательная аппаратура с комплектом кабелей и зарядным устройством.

БФ предназначена для питания нагрузки и заряда БХБ на освещенных участках орбиты в течение заданного срока активного существования. В качестве БФ используется БФ, разработанная для спутника “Космос”. БФ состоит из 12 солнечных панелей – 8 корпусных панелей БФ-1 – БФ-4 на металлической подложке из алюминиевого сплава толщиной 2мм с размещаемыми на их внешней поверхности ФЭП и двух откидных панелей БФ-

5 и БФ-6 с двусторонним креплением ФЭП на основе монокристаллических кремниевых фотопреобразователей (ФП).

БХБ предназначена для обеспечения бортовых систем МКА электроэнергией на теневых участках орбиты и для компенсации недостающей мощности БФ на освещенных Солнцем участках орбиты. Управление БХБ осуществляется по датчикам давления, напряжения и температуры, установленным на БХБ.

БАТ предназначен для регулирования и управления совместной работы БФ и БХБ, поддержания напряжения на выходе СЭС в заданных пределах во всем диапазоне изменения токов нагрузки и батареи фотоэлектрической, а также для передачи в бортовой комплекс управления необходимых параметров СЭС для телеметрического контроля. В качестве БАТ используется БАТ разработанный для МКА “Космос” и доработанный в части включения в состав БАТ платы для выравнивания напряжения БХБ и увеличения срока функционирования на орбите. Логика работы БАТ обеспечивается работой БКУ.

УЗКА предназначено для организации шины электропитания систем МКА после отхода его от РН. В качестве УЗКА используется УЗКА разработанное для МКА “Космос”, с доработкой в части увеличения срока активного существования до 12 месяцев, пылезащищенности и температуростойкости от минус 80°С до плюс 80°С.

Комплект бортовых кабелей предназначен для электрической связи составных частей СЭС.

КИА предназначена для наземных и отладочных работ с СЭС и МКА в целом, заряда БХБ и поддержки необходимых режимов БХБ в условиях предстартового хранения в составе МКА на технической позиции до установки МКА в РН.

2.3.3 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима предназначена для поддержания во время орбитального полета в требуемых диапазонах температурных режимов

элементов конструкции приборно-агрегатного отсека МКА (термостабилизированных плит и опорного каркаса), на которых устанавливается научная и служебная аппаратура.

Рабочий тепловой режим ТСП МКА (от минус 20 до плюс 40°С для ТСП1, ТСП3 и от 0 до плюс 40°С для ТСП2) должен поддерживаться, как в условиях его функционирования без включенной научной аппаратуры при минимальном уровне тепловыделений, так и при режиме максимальных среднесуточных тепловыделений, когда периодически задействуется вся аппаратура.

Приборы служебных систем и научной аппаратуры передают выделяющуюся в них тепловую энергию через контактные площадки корпусов непосредственно на ТСП или теплопроводный каркас. С ТСП1 и ТСП3 тепло излучается через радиаторы в космическое пространство.

Расширенный по сравнению с ТСП температурный режим крышки ПАО, на которой установлена аппаратура с малым тепловыделением (солнечные датчики, предусилители), обеспечивается нанесенным на нее терморегулирующим покрытием.

На случай работы МКА в режиме минимального энергопотребления или нештатной ситуации с задержкой включения или отказа СОС в состав СОТР введены два нагревателя, способные компенсировать недостаток теплопритока от неработающей аппаратуры. Мощность нагревателей составляет ~ 5 Вт каждого.

Для контроля температуры ТСП1...ТСП3 и крышки МКА предусмотрена установка 14 датчиков температуры (по 4 штуки на термостабилизированных плитах и внутренней поверхности крышки).

2.3.4 Система ориентации и стабилизации

МКА оснащается системой ориентации и стабилизации, входящей в состав бортового комплекса служебных систем. СОС предназначена для отработки начальных угловых возмущений, полученных при отделении МКА от ракеты-

носителя, ориентации продольной оси МКА по местной вертикали, стабилизации углового положения аппарата по трем осям.

В качестве исполнительных органов СОС используются управляющий двигатель-маховик (УДМ) и электромагнитное устройство (ЭМУ).

2.4 Комплекс научной аппаратуры МКА

Комплекс научной аппаратуры МКА создан специально для орбитального мониторинга ионосферы и поиска аномальных явлений, обусловленных крупномасштабными катастрофами различной природы и включает в себя пять научных приборов, предназначенных для измерения высотных профилей и вариации параметров ионосферы, электромагнитных излучений, вариаций параметров и потоков энергичных частиц:

1) двухчастотный (1,2 и 1,5 ГГц) GPS-приемник аппаратуры спутниковой навигации (АСН), предназначенный для глобального мониторинга ионосферы–атмосферы методом радиозатменного просвечивания;

2) двухчастотный передатчик RBE 150/400 «Маяк», предназначенный для проведения радиотомографической реконструкции ионосферы и локальных аномалий ионосферы.

3) радиочастотный анализатор в диапазоне частот (50 кГц – 18 МГц) РЧА (RFA), предназначенный для регистрации плазменных излучений в ионосфере, которые позволяют определить основные параметры плазмы в окрестности КА, включая локальную плазменную частоту на высоте спутника;

4) низкочастотный волновой анализатор ОНЧ/КНЧ в диапазоне частот 0,1–20 кГц, предназначенный для регистрации и анализа аномальных низкочастотных шумов в ОКП, связанных с сейсмической активностью.

5) детектор радиации и ультрафиолета ДРФ «DRF», предназначенный для регистрации электронов и протонов радиационных поясов Земли и космических лучей, а также ультрафиолетового излучения верхней атмосферы Земли.

2.5 Выбор материалов

Назначение материалов является важным процессом в создании конструкций, лимитированных по массе, так как правильный их выбор может существенно улучшить характеристики изделия и экономичность.

Выбор материалов для МКА выполнен, исходя из условий:

- обеспечение оптимального сочетания комплекса физико-механических характеристик и технологических свойств (прочности, удельного веса, теплопроводности, коррозионной стойкости, и т.п.);
- сохранности конструктивных параметров узлов МКА в условиях заданных тепло и временных режимов;
- необходимости унификации и минимизации номенклатуры материалов.

Данным условиям наиболее удовлетворяют: алюминиевые, магниевые и титановые сплавы. Химический состав, физикомеханические характеристики сплавов приведены в таблицах 1-3.

Таблица 1 – Химический состав сплавов

Марка Сплава	Химический состав, %									
	Al	Mg	Mn	Zn	Fe	Si	Be	Cu	Ti	прочие
АМгб	Основа	5,8–	0,5–	<0,	<0,	<0,	0,0002	<0,	0,02	0,1
		6,8	0,8	2	4	4	-0,005	1	-0,1	
Д16	Основа	1,2-	0,3-	0,3	0,5	0,5	-	3,8-	0,1	0,1
		1,8	0,9					4,9		
А5 (АД1)	Не менее 99,3	0,05	0,02	0,1	0,3	0,3	-	0,05	0,15	0,7
			-	0,05						
МА1	-	Осно ва	1,3- 2,5	-	-	-	-	-	-	-
МА1	-	Осно ва	1,3- 2,5	-	-	-	-	-	-	-

Таблица 2 – Теплофизические характеристики сплавов

Температура, °С	Удельная теплоемкость, КДж/кг град				Коэффициент теплопроводности, Вт/м град			
	АМг6	Д16	А5(АД1)	МА1	АМг6	Д16	А5(АД1)	МА1
20	0,824	-	-	0,931	118	117	216	116
100	0,932	0,922	0,921	-	123	130	226	-
Плотность, г/см ³	2,64	2,78	2,71	-				

Таблица 3 – Механические свойства полуфабрикатов при температуре испытания 20 °С

Марка материала	Вид полуфабрикатов	Размеры	Состояние материала	Механические характеристики			
				σ_b , МПа (кгс /мм ²)	$\sigma_{0,2}$, МПа (кгс /мм ²)	δ , %	E, кгс /мм ²
АМг6	Плита	Толщина 20	Отожжен ное	310(32)	150(16)	15	7000
Д16Т	Прутки нормальной прочности	От 8 до 22	Закаленн ое и естествен ное	390(40)	275(28)	10	7200
		Св. 22 до 130		420(43)	295(30)		
	Прутки повышенно й прочности	От 8 до 100	но состаренн ое	450(46)	325(33)	8	
	Листы	От 0,5 до 1,5		440(45)	290	13	6900
		Св.1,5 до 6		440(45)	290	11	

A5 (АД1)	Листы	От 0,9 до 10,5	Отожжен ное	60(6)	-	30	7100
МА1				200(21)	130(14)	8	-
ВТ14	Пруток, лист		Отожжен ное	890(90)	950(96)	8	1180 0

Алюминиевые сплавы имеют практически одинаковую теплопроводность с магниевыми сплавами, но превосходят их по прочности и коррозионной стойкости. Поэтому целесообразнее использовать алюминиевые сплавы.

Сплав Д16 системы Al-Cu-Mg-Mn - деформируемый, упрочняемый термической обработкой. Термическая обработка: закалка от температуры (500 ± 5) °С в воде комнатной температуры и естественное старение в течение 4 суток. Сплав удовлетворительно сваривается точечной и роликовой сваркой и не сваривается газовой и аргонодуговой. Обрабатываемость резанием в состаренном состоянии - удовлетворительная. Теплопроводность несколько выше по сравнению со сплавом АМг6.

Сплав Д16 предполагается использовать в виде прессованных прутков и листов для корпусных деталей МКА, требующих повышенной прочности.

Сплав АМг6 системы Al-Mg-Mn предполагается использовать в виде листов, плит толщиной до 30 мм и прутков диаметром до 150 мм в отожженном состоянии (М) для деталей обечаек, кронштейнов и основания космического аппарата.

Сплав А5 (АД1) - технический алюминий, предлагается использовать в отожженном состоянии (М) в виде листовых полуфабрикатов в качестве радиаторов охлаждения. Сплав обладает высокой коррозионной стойкостью, хорошо сваривается, коррозионная стойкость сварного шва такая же, как и основного металла.

Сплав А5 (АД1) имеет наибольшее значение теплопроводности среди всех алюминиевых сплавов.

Для деталей крепежа будет использоваться титановый сплав ВТ14, отличающийся высокой удельной прочностью, коррозионной стойкостью, стабильностью свойств, нечувствительностью к магнитным полям.

Для обеспечения максимального теплоотвода детали из алюминиевых сплавов Д16, А5(АД1) и АМг6 при необходимости возможно анодировать с пропиткой анодной пленки в черный цвет.

Пылегазовыделения применяемых металлических материалов и покрытий не происходит.

2.6 Оценка массы

Одним из основных показателей совершенства конструкции является масса. Ее определение – важнейшая часть предварительного проектирования. На начальной стадии оценка массы кронштейнов, крепежных деталей, арматуры и т.д. производится приблизительно по статистическим данным известных конструкций. Такая оценка для ряда деталей, является единственно возможной.

Проведу приблизительную оценку массы МКА. Для этого воспользуюсь разработками ГРЦ в определении масс арматуры, узлов и агрегатов, основных составляющих конструкций МКА. Результат представлен в табл.4.

Таблица 4 – Оценка массы

Наименование	Масса, кг
1.Основание (ТСП1) с аппаратурой, в т.ч.:	30,23
ТСП1	14,00
аппаратура	10,58
АФУ	0,04
антенна	0,30
штанга длинная с ЭД НВК	0,99
штанга короткая с ЭД НВК	0,89
штанга с МД	1,00

панель СБ 1 в нерабочем положении	1,15
панель СБ 2 в нерабочем положении	1,15
АФУ	0,04
АФУ	0,09
2 Термостабилизированная плита 2 с аппаратурой	12,92
плита	2,1
опорный каркас	2,32
аппаратура	8,50
3 Термостабилизированная плита 3 с аппаратурой	6,82
плита	2,53
аппаратура	4,29
4 Крышка с антеннами и аппаратурой	2,44
крышка	1,16
аппаратура	0,083
антенна	0,45
5 Обечайка 1	7,70
6 Обечайка 2	2,40
7 Толкатели	2,06
8 Замки	0,30
9 Фильтр	0,44
10 БКС	6,78
11 Прочие детали	2,56
12 Детали общей сборки	2,80
13 Балансировочный груз	1,40
14 Резервная масса	2,1
МКА	81,00

2.7 Основные характеристики МКА

МКА имеет следующие основные характеристики:

Габариты в сложенном состоянии	1694×766×500 мм
Габариты в развернутом состоянии	4015×2900×1460 мм
Объем зоны размещения внутри капсулы	183 дм ³
Объем приборного отсека	95 дм ³
Средневитковая электрическая мощность	100 Вт
Масса МКА	81 кг
Параметры орбиты:	
высота перигея/апогея	400/500...600 км
наклонение	79°
Время активного существования на орбите	не менее 1 года

2.8 Расчет на прочность корпуса приборно-агрегатного отсека МКА

2.8.1 Механические нагрузки действующие на МКА

1) Нагрузки при достартовой эксплуатации:

- железнодорожная и автодорожная транспортировка;
- воздушная транспортировка;
- погрузо-разгрузочные работы;
- водная транспортировка.

2) Нагрузки при старте ракеты.

3) Нагрузки при полете ракеты:

- статические нагрузки;
- вибрационные нагрузки;
- ударные нагрузки.

4) Нагрузки при автономном полете:

- развертывание солнечных батарей с антеннами;
- развертывание штанги электрических датчиков;
- развертывание штанги магнитных датчиков.

Наиболее интенсивные нагрузки МКА испытывает при разделении первой и второй степеней РН.

2.8.2 Расчетные значения перегрузок и коэффициентов безопасности

Расчетным случаем нагружения для корпуса МКА является случай разделения ступеней ракеты-носителя, при котором конструкция нагружается инерционными нагрузками в продольном и поперечном направлениях.

Таблица 5 – Эксплуатационные значения перегрузок на элементы МКА

Наименование элемента МКА	Разделение ступеней			
	n_x		$n_{рад}$	
ТСП1	-5	18	-12	11
ТСП2	-10	21	-12	11
Корпус МКА	-5	18	-12	11
ТСП3	-12	22	-12	11
Крышка	-30	43	-12	11

Расчет прочности элементов крепления отсеков и плит проведен на расчетные значения нагрузок, определенные с коэффициентом безопасности $f=1,3$, при этом прочность элементов крепежа и деталей из конструкционных пластмасс определена с коэффициентом безопасности, увеличенным в k раз:

$k = 1,25$ – для болтов и шпилек;

$k = 1,20$ – для деталей из композиционных материалов.

2.8.3 Расчет на прочность болта крепления ТСП3

Конструкция корпуса в зоне установки болтов крепления приборной плиты ТСП3 показана на рисунке 5.

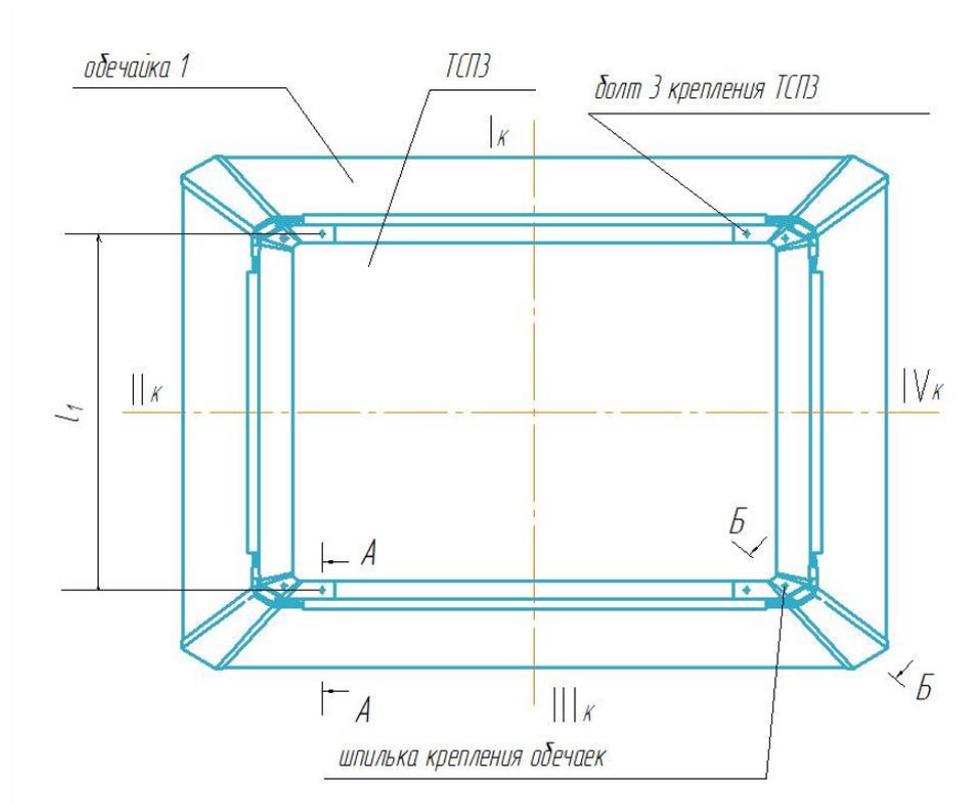


Рисунок 5 – Конструкция корпуса в зоне установки болтов

Запас прочности наиболее нагруженного болта крепления ТСПЗ:

$$\eta = \frac{\sigma_a}{k\sigma^p} = \frac{883}{1,25 \cdot 143} = 4,94. \quad (1)$$

Расчетное значение максимальных напряжений в болте:

$$\sigma^p = \frac{T^p}{nF_0} + \frac{Q^p l_0}{2nW_0} = \frac{2,12 \cdot 10^3}{4 \cdot 12,9 \cdot 10^{-6}} + \frac{1,06 \cdot 10^3 \cdot 5 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 4 \cdot 6,51 \cdot 10^{-9}} = 41 + 102 = 143 \text{ МПа}, \quad (2)$$

где $n=4$ – количество болтов;

Расчетные продольная и поперечные силы на плите:

$$T^p = fGn_x^2 = 1,3 \cdot 0,0682 \cdot 24 = 2,12 \text{ кН}, \quad (3)$$

$$Q^P = fGn_{non}^3 = 1,3 \cdot 0,0682 \cdot 12 = 1,06 \text{ кН}, \quad (4)$$

где $G = 0,0682 \text{ кН}$ – вес ТСПЗ с аппаратурой;

$l_0 = 15 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ – расчетная длина болта (с учетом длины втулок).

Площадь поперечного сечения болта:

$$F_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} = \frac{3,14 \cdot (4,05 \cdot 10^{-3})^2}{4} = 12,9 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2. \quad (5)$$

Момент сопротивления сечения изгибу:

$$F_0 = \frac{\pi d_0^3}{32} = \frac{3,14 \cdot (4,05 \cdot 10^{-3})^3}{32} = 6,51 \cdot 10^{-9} \text{ м}^3, \quad (6)$$

где $d_0 = 4,05 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ – минимальный диаметр сечения болта М5 по резьбе.

2.8.4 Расчет на прочность шпильки стыка обечаек 1 и 2

Конструкция стыка обечаек 1 и 2 корпуса МКА показана на рисунке 6.

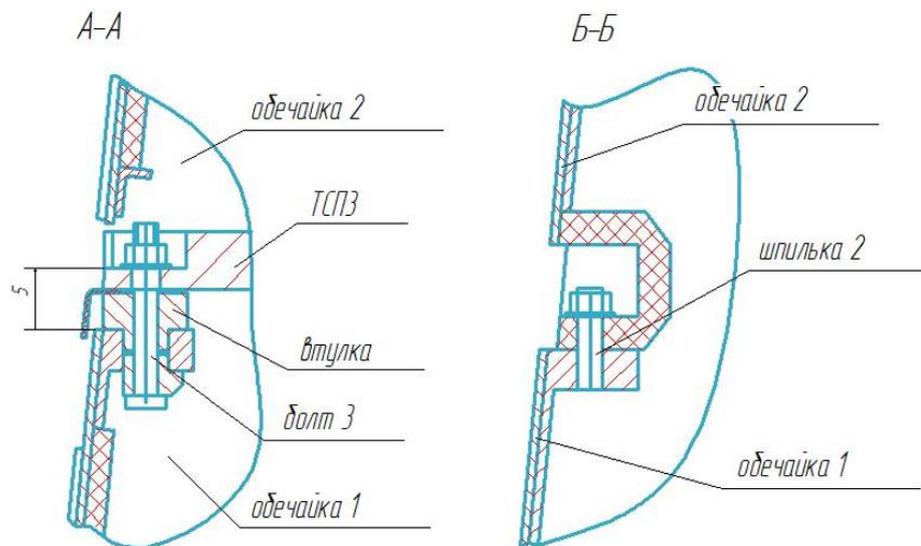


Рисунок 6 – Конструкция стыка обечаек 1 и 2 корпусу МКА

Запас прочности наиболее нагруженной шпильки стыка:

$$\eta = \frac{\sigma_{\dot{a}}}{k\sigma^p} = \frac{540}{1,25 \cdot 60} = 7,20, \quad (7)$$

где

$$\sigma^p = \frac{1}{nF_1} \left(T^p + \frac{2M^p}{l_1} \right) = \frac{1}{4 \cdot 18,1 \cdot 10^{-6}} \left(2,0 + \frac{2 \cdot 0,11}{0,306} \right) \cdot 10^3 = 60 \text{ МПа}, \quad (8)$$

$n = 4$ – количество шпилек в стыке;

σ^p – расчетное значение напряжений в шпильке;

Расчетные значения продольной силы и изгибающего момента в стыке:

$$T^p = f \sum_{i=1}^2 n_x^{\circ} G_i = 2,0 \text{ кН}, \quad (9)$$

$$M^p = f n_{\text{non}}^{\circ} \sum_{i=1}^2 G_i b_i = 0,11 \text{ кН} \cdot \text{м}, \quad (10)$$

где $G_1 = 25,7 \text{ Н}$ – вес крышки с расположенной на ней аппаратурой;

$G_2 = 24 \text{ Н}$ – вес обечайки 2 корпуса спутника;

$b_1 = 0,2 \text{ м}$, $b_2 = 0,081 \text{ м}$ – расстояние от центров масс грузов до расчетного сечения;

$l_1 = 0,306 \text{ м}$ – см. рисунок 6.

Площадь поперечного сечения шпильки:

$$F_1 = \frac{\pi d_1^2}{4} = \frac{3,14 \cdot (4,8 \cdot 10^{-3})^2}{4} = 18,1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2, \quad (11)$$

где $d_1 = 4,8 \cdot 10^{-3}$ м – диаметр поперечного сечения по резьбе шпильки М6.

2.8.5 Расчет на прочность болта стыка обечайки 1 с ТСП1

Конструкция стыка обечайки 1 корпуса МКА с ТСП1 показана на рисунке 7.

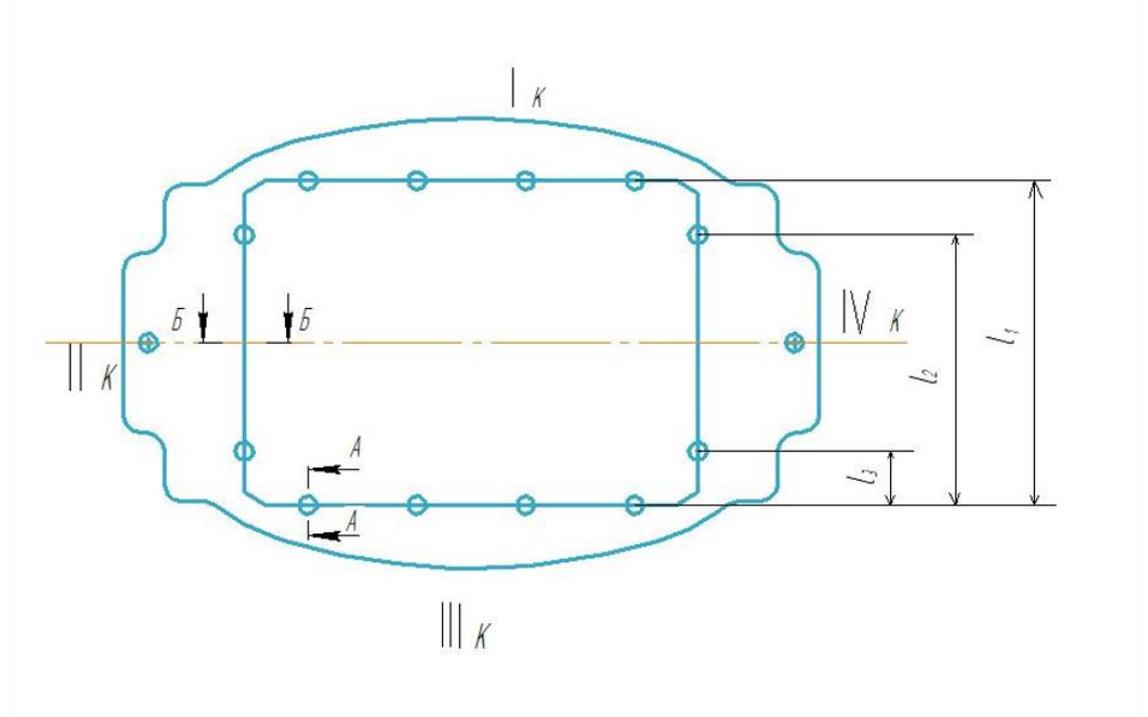


Рисунок 7 – Конструкция стыка обечайки корпуса МКА с ТСП1

Запас прочности наиболее нагруженного болта стыка:

$$\eta = \frac{\sigma_e}{k\sigma^p} = \frac{883}{1,25 \cdot 61} = 11,6, \quad (12)$$

где

$$\sigma^p = \frac{N^p}{F_1} = \frac{1,11 \cdot 10^3}{18,1 \cdot 10^{-6}} = 61 \text{ МПа}, \quad (13)$$

$$N^p = \frac{T^p}{n} + k_1 M^p = \frac{5,75}{12} + 0,52 \cdot 1,218 = 1,11 \text{ кН}, \quad (14)$$

$$T^p = fn_{\sigma}^y \sum_{i=1}^6 G_i = 5,75 \text{ кН}, \quad (15)$$

$$M^p = fn_{\sigma}^y \sum_{i=1}^6 G_i b_{0i} = 1,218 \text{ кН}\cdot\text{м}, \quad (16)$$

σ^p – расчетное значение напряжений в болте;

N^p – расчетное значение растягивающей силы в максимально нагруженном болте;

T^p – расчетное значение продольной силы;

M^p – расчетное значение изгибающего момента;

G_1, G_2 – см. п.2.7.4;

$G_3 = 68,2 \text{ Н}$ – вес ТСПЗ с приборами;

$G_4 = 77 \text{ Н}$ – вес обечайки 1 корпуса;

$b_{01} = 0,661 \text{ м}; b_{02} = 0,542 \text{ м}; b_{03} = 0,4725 \text{ м}; b_{04} = 0,206 \text{ м};$ – расстояния от центров масс грузов до расчетного сечения;

$n = 12$ – количество болтов в стыке.

Коэффициент, связывающий изгибающий момент в стыке с растягивающей силой в максимально нагруженном болте стыка и определенного из соотношения для группового болтового соединения с жесткими фланцами:

$$k_1 = \frac{l_1}{2(l_1^2 + l_2^2 + l_3^2)} = \frac{0,36}{2(2 \cdot 0,36^2 + 0,29^2 + 0,07^2)} = 0,52, \quad (17)$$

l_1, l_2, l_3 - см. рисунок 7.

2.8.6 Расчет на прочность штифта крепления обечайки 1 к ТСП1

Запас прочности штифта крепления обечайки 1 корпуса к ТСП1:

$$\eta = \frac{0,6\sigma_6}{k\tau^p} = \frac{0,6 \cdot 600}{1,25 \cdot 107} = 2,69, \quad (18)$$

где τ^p – расчетные напряжения среза:

$$\tau^p = \frac{Q^p}{F} = \frac{3,03 \cdot 10^3}{28,3 \cdot 10^{-6}} = 107 \text{ МПа}, \quad (19)$$

где Q^p – расчетная поперечная сила в стыке:

$$Q^p = f \cdot n_{i\bar{i}}^y \cdot \sum_{i=1}^4 G_i = 3,03 \text{ кН}, \quad (20)$$

(G_1, G_2 – см. п. 2.7.4, G_3, G_4 – см. п. 2.7.5);

F – площадь поперечного сечения штифта:

$$F = \frac{\pi d_0^2}{4} = \frac{3,14 \cdot (6 \cdot 10^{-3})^2}{4} = 28,3 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2, \quad (21)$$

$d_0 = 6 \text{ мм}$ – см. рисунок 8.

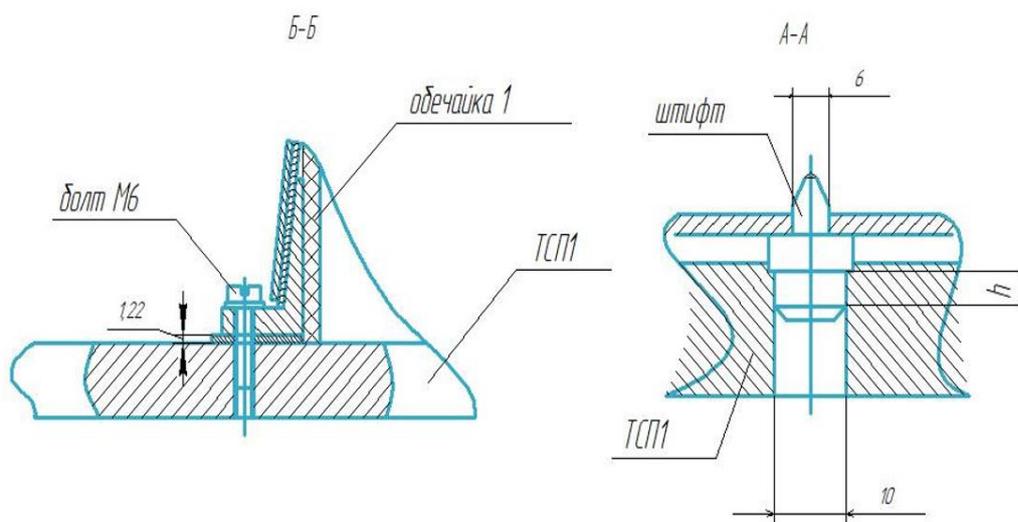


Рисунок 8 – Зона стыка обечайки 1 с ТСП1.

2.8.7 Расчет на прочность стенки обечайки 1 в зоне стыка с ТСП1

Прочность стенки обечайки 1 корпуса МКА в зоне стыка с плитой ТСП1 определена зоны, примыкающей к шпангоуту крепления нижней секции корпуса к его основанию.

Расчетные напряжения в стенке:

$$\sigma^p = \frac{T^p}{F} + \frac{M^p}{W} = \frac{5,75 \cdot 10^3}{3,44 \cdot 10^{-3}} + \frac{1,218 \cdot 10^3}{0,44 \cdot 10^{-3}} = 4,4 \text{ МПа}, \quad (22)$$

где T^p, M^p – см. п. 2.8.5;

F – площадь поперечного сечения обечайки 1 корпуса МКА в зоне стыка;

W – момент сопротивления сечения обечайки 1 корпуса изгибу;

$$F = 2(B + b)\delta = 2(0,5 + 0,36) \cdot 2 \cdot 10^{-3} = 3,44 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2, \quad (23)$$

$$\begin{aligned} W &= \frac{Bb^3 - (B - 2\delta)(b - 2\delta)^3}{6b} = \\ &= \frac{0,5 \cdot 0,36^3 - (0,5 - 2 \cdot 0,002)(0,36 - 2 \cdot 0,002)^3}{6 \cdot 0,36} = 0,44 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3, \end{aligned} \quad (24)$$

$B = 0,5$ м, $b = 0,36$ м – ширина и высота поперечного (прямоугольного) сечения обечайки 1 корпуса;

$\delta = 2 \cdot 10^{-3}$ м – толщина стенки обечайки 1.

Запас прочности стенки:

$$\eta = \frac{\sigma_\epsilon}{\sigma^p} = \frac{440}{4,4} > 10,0, \quad (25)$$

где $\sigma_{\dot{a}} = 440$ МПа – предел прочности сплава Д16(материала стенки).

Как видно из результатов проведенных расчетов, запас прочности для элементов корпуса МКА не менее 2,0 и в соответствии с «Нормами прочности» прочность корпуса МКА достаточна, и ее экспериментальную проверку допускается не проводить.

Представим сложную конструкцию нашего аппарата как упрощенную оболочку в виде конуса, у которого:

R_1 – основание конуса;

R_0 – верхняя грань;

ℓ – длина боковой стороны;

α – угол раствора конуса.

Формула для критического давления выглядит следующим образом:

$$P_{кр} = \rho \cdot k \cdot \frac{E \cdot \delta^{5/2}}{e \cdot R_1^{3/2}} \cdot \cos \alpha^{\frac{3}{2}} = 0,509 \text{ МПа}, \quad (26)$$

где $\rho = 2,66$;

$$\frac{R_0}{R_1} = 1,3;$$

$k = 0,8$ – коэффициент устойчивости;

$E = 71$ ГПа – модуль упругости;

$R_1 = 340 + 480/2 = 410$ мм – радиус нижней части конуса;

$\ell = 610$ мм – длина боковой стороны;

$$\sigma_{кр} = \frac{P_{кр} \cdot R_1}{\delta \cdot \cos \alpha} = 41,7 \text{ МПа}, \quad (27)$$

$$\sigma_{кр} < \sigma_{0,2}.$$

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

3.1 Общие сведения о технологическом процессе

Технологический процесс (сокращенно ТП) — это упорядоченная последовательность взаимосвязанных действий, выполняющихся с момента возникновения исходных данных до получения требуемого результата. Технологический процесс — это часть производственного процесса, содержащего целенаправленные действия по изменению и (или) определению состояния предмета труда. К предметам труда относят заготовки и изделия.

Практически любой технологический процесс можно рассматривать как часть более сложного процесса и совокупность менее сложных (в пределе — элементарных) технологических процессов. Элементарным технологическим процессом или технологической операцией называется наименьшая часть технологического процесса, обладающая всеми его свойствами. То есть это такой ТП, дальнейшая декомпозиция которого приводит к потере признаков, характерных для метода, положенного в основу данной технологии. Как правило, каждая технологическая операция выполняется на одном рабочем месте не более, чем одним сотрудником.

3.2 Технология сборки приборно-агрегатного отсека МКА

3.2.1 Требования к помещениям

Основные требования:

– помещения, предназначенные для сборки, а также испытаний, электрических проверок и хранения МКА должны быть изолированы от других производственных помещений и от проникновения внешних электромагнитных полей.

– помещения, предназначенные для сборки должны быть с регламентированными параметрами климатических условий (влажность, скорость движения воздуха, температура воздуха).

3.2.2 Требования по обеспечению чистоты

В конструкции МКА имеются критичные к загрязнению элементы, что определяет повышенные требования к общей чистоте космического аппарата.

Чистота МКА обеспечивается выполнением следующих мероприятий:

- очисткой составных частей КА после изготовления;
- хранением очищенных составных частей в чистых условиях;
- поддержанием достигнутого уровня чистоты на всех стадиях наземного жизненного цикла МКА.

Сборку и очистку сборочных единиц, а также полностью собранного МКА необходимо проводить на специально оборудованном месте – локальной камере из полиэтиленовой пленки с избыточной приточной вентиляцией и переходным тамбуром.

3.2.3 Требования к оснастке и технологическим процессам

Предъявляемые требования:

- сборка производится по разработанным и утвержденным технологическим процессам на оснастке и оборудовании, указанном в них;

- сборку обечаек производить с использованием универсально-сборочных приспособлений, а сборку корпуса производить на специально разработанной оснастке:

- нанесение краски, лака, пасты теплопроводной, клея производить по соответствующему ТУ.

- при перерывах в работе, при транспортировании и хранении сборочные единицы должны быть закрыты технологическими чехлами из антистатического материала или находиться в специальной таре:

- инструменты должны быть изготовлены из немагнитных материалов; - в процессе сборки МКА запрещаются все механические работы, связанные со сверлением отверстий, нарезанием резьбы, кроме случаев, особо оговоренных в КД.

3.2.4 Требования к персоналу

В них входят следующие:

- все работы по сборке МКА должны проводиться 2-3 исполнителями, имеющими соответствующую квалификацию и аттестацию;
- для всех работающих на сборке МКА и лиц, посещающих сборку, является обязательной технологическая одежда;

3.2.5 Требования по сборке электросоединителей и крепежных соединений

Основные требования:

- перед сочленением каждого электросоединителя произвести осмотр контактных плат, так как наличие частиц, видимых невооруженным глазом, не допускается;
- монтажные работы с приборами, кабелями производить с применением антистатических браслетов.
- сочленение электросоединителей кабелей производить после снятия статического электричества с контактов;
- сочленение электросоединителей производить с соблюдением требований ТУ;
- сочлененные соединители стопорить: проволокой, резиновыми кольцами, эмалью;
- монтаж кабелей производить с соблюдением их радиусагиба и шага закрепления;
- неподстыкованные электросоединители должны быть закрыты крышками из комплекта кабелей.
- в особо ответственных крепежных соединениях затяжку болтов, гаек, винтов производить в соответствии с указанными, в конструкторской документации, моментами затяжки.

3.2.6 Требования по металлизации приборов

– произвести металлизацию приборов перемычками металлизации с последующим измерением переходного сопротивления между прибором и корпусом МКА;

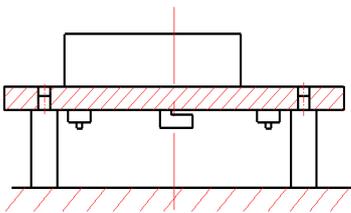
– после монтажа приборов, кабелей, сочленения электросоединителей, произвести проверки целостности функционирования электроцепей;

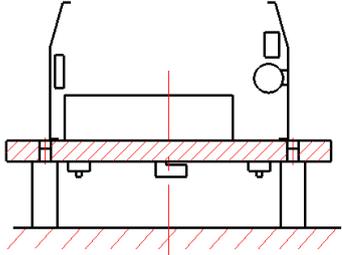
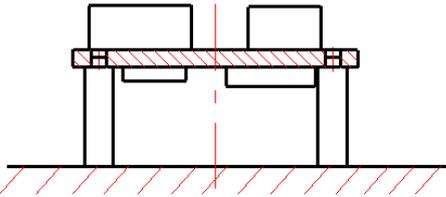
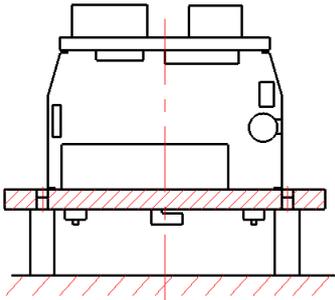
– после монтажа приборов определить пространственную ориентацию МКА, измерить фактическое значение углового положения осей приборов относительно осей x, y, z.

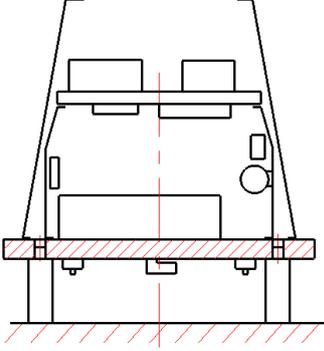
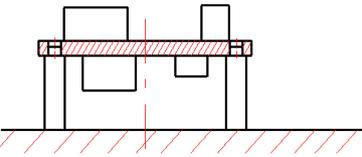
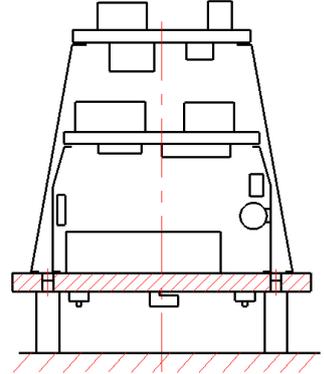
3.2.7 Технологическое указание

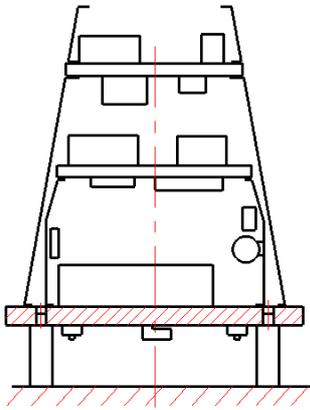
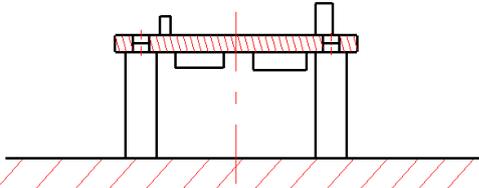
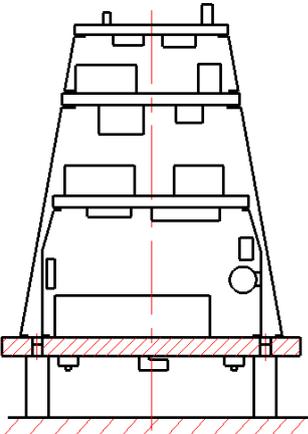
Операции сборки представлены в графической части проекта на схеме сборки приборно-агрегатного отсека.

Таблица 6 – Сборка приборно-агрегатного отсека МКА

№	Содержание	Приспособление, инструмент	Примечание
1	Установить на основание проставки. На основание установить приборы. Состыковать электросоединители приборов и кабелей.	проставки кусачки ключ	Схема Операция 1 

2	Установить стойки с приборами на основание.	ключ	<p>Схема</p> <p>Операция 2</p> 
3	<p>Установить ТСП2 на проставки.</p> <p>На ТСП2 установить приборы</p>	ключ проставки	<p>Схема</p> <p>Операция 3</p> 
4	<p>Закрепить ТСП2 к стойкам.</p> <p>Состыковать электросоединители с приборами.</p>	отвертка	<p>Схема</p> <p>Операция 4</p> 

5	<p>Установить обечайку 1 на основание.</p>	<p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 5</p> 
6	<p>Установить ТСПЗ на проставки.</p> <p>На ТСПЗ установить приборы.</p>	<p>проставки</p> <p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 6</p> 
7	<p>Закрепить ТСПЗ к обечайке 1.</p> <p>Состыковать электросоединители с приборами.</p>	<p>отвертка</p> <p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 7</p> 

8	<p>Установить обечайку 2.</p>	<p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 8</p> 
9	<p>Установить крышку на проставки.</p> <p>На крышку установить приборы.</p>	<p>проставки</p> <p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 9</p> 
10	<p>Установить крышку на обечайку 2.</p> <p>Состыковать электросоединители с приборами.</p>	<p>отвертка</p> <p>ключ</p>	<p>Схема</p> <p>Операция 10</p> 

4 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Методы оценки экономической эффективности космической техники представляют существенные сложности. Расчеты экономической эффективности требуют точных исходных данных, учета прогноза изменения характеристик, надежности технических средств и разброса оценок затрат и доходов. Использование денежных показателей позволяет упростить задачу, сводя ее к принятию решения по одному критерию. Если удалось выразить эффект в денежной форме, оценка становится более наглядной и объективной. Однако, необходимо учитывать, что денежные показатели могут не всегда полностью отражать социальную и научную значимость космических проектов. Важно применять комплексный подход, включающий как количественные, так и качественные методы оценки. Например, использование модели «затраты — выгоды» и может помочь оценить экономическую эффективность в более широком контексте. Также, экспертные методы оценки и математические модели описания эффективности систем могут быть применены для более точного анализа. В конечном итоге, оценка экономической эффективности космической техники должна учитывать не только финансовые результаты, но и социально-экономическую значимость, технологические инновации и вклад в развитие отраслей экономики

Анализ экономической эффективности космической техники начинается с выбора показателей и критериев. Часто используются прямые интегральные критерии, такие как математическое ожидание числа пусков, необходимых для выполнения программы полета, или вес полезной нагрузки, выводимой на расчетную орбиту. Стоимость запуска (включая изготовление), общие затраты на разработку (проектирование, экспериментальные, наземные и летные испытания), создание всех компонентов (развертывание, строительство, обучение персонала) и эксплуатацию (обслуживание и амортизация) также отражают экономическую сторону дела.

В зависимости от целей анализа, экономическая эффективность может характеризоваться разными критериями. Метод удельных затрат – один из простых способов. Он основан на статистике общей стоимости изделия и удельных затратах на конструкцию, двигательную установку, систему управления и другие компоненты. Путем учета весовой сводки ракетно-космического комплекса и удельных стоимостей можно легко определить стоимость.

Другой метод оценки стоимости изготовления космических изделий основан на расчете затрат по следующим основным статьям: материалы, готовые изделия, полуфабрикаты, заработная плата, цеховые и заводские накладные расходы, а также специальная оснастка.

4.1 Себестоимость проектирования МКА

В данном разделе проводится расчет цены проектно-конструкторской работы. На первом этапе необходимо составить перечень выполняемых работ при дипломном проектировании. Данные по выполняемым работам занесены в таблицу 7.

Таблица 7 – Перечень работ и трудоемкость

№ работы	Наименование работы	Трудоемкость (дн.)
1.	Анализ технического задания	12
2.	Анализ результатов преддипломной практики	12
3.	Подбор и изучение конструкторской документации	15
4.	Расчетно-конструкторские работы	55
5.	Создание 3D-моделей	10
6.	Расчет экономической части диплома	1
7.	Оформление пояснительной записки, графического материала	30

Количество затраченных дней: 135

Цена разработки определяется как:

$$Ц = С + Пр, \quad (28)$$

С – себестоимость работ;

Пр – расчётная прибыль.

В расчётах цены разработки используются нормативные величины и нормы, установленные соответствующими директивами документами Президента и Правительства РФ, действующими на предприятии на момент расчёт цен. В себестоимость разработки С входят следующие статьи калькуляции:

- сырьё, материалы и полуфабрикаты покупные;
- расходы на оплату труда;
- дополнительная заработная плата;
- отчисления на социальные нужды;
- командировочные расходы;
- накладные расходы;
- прочие прямые расходы;
- спецоборудование для научных работ;
- затраты по работам, выполняемым сторонними организациями.

Рассчитаем затраты по статьям калькуляции себестоимости:

а) Расходы на оплату труда $Z_{пот}$:

$$Z_{пот} = t \cdot \frac{O + П + ГТ}{21} \cdot 1,15, \quad (29)$$

где t – трудоемкость работ;

О – средний месячный оклад исполнителей, у.е. Для расчета принимать оклад 8760 у.е.;

П – планируемая премия, у.е. Рассчитывается в % к окладу. В расчете принимать П = 20148 у.е. (230%);

ГТ – надбавка к должностному окладу лицам, допущенным к государственной тайне. В данном случае равна 0 у.е.

Среднестатистическое количество рабочих дней в месяц - 21.

Таким образом, получим:

$$З_{пот} = 135 \cdot \frac{8760 + 20148 + 0}{21} \cdot 1,15 = 213712,7 \text{ у.е.}$$

б) Затраты на сырье, материалы, полуфабрикаты покупные (например, ватман, дипломная папка):

$$З_{mat} = \sum_{i=1}^n C_i \cdot n_i, \quad (30)$$

где C_i – цена единицы i -той номенклатуры материала;

n_i – количество потребных для разработки материалов i -той номенклатуры;

$i = 1, \dots, n$ – номенклатура используемых материалов.

Таблица 8 – Затраты на сырье

№	Материал	Количество	Цена за единицу
1.	Листы формата А4	50	5
2.	USB флешка	1	350
3.	Папка для бумаг	1	30

$$З_{mat} = 50 \cdot 5 + 1 \cdot 350 + 1 \cdot 30 = 630 \text{ у.е.}$$

в) Дополнительная заработная плата:

$$З_{доп} = 0,08 \cdot З_{пот}. \quad (31)$$

В составе дополнительной заработной платы учтены: резерв на отпуски, компенсации, выплачиваемые в установленном законодательством размерах женщинам, находящимся в частично оплачиваемом отпуске по уходу за ребенком, прочие выплаты.

$$Z_{\text{дзн}} = 0,08 \cdot 97142,14 = 17097 \text{ у.е.}$$

г) Отчисления на социальные нужды:

$$Z_{\text{соц.н.}} = 0,302 \cdot (Z_{\text{пот}} + Z_{\text{дзн}}). \quad (32)$$

В составе норматива на социальные нужды (0,302) учтены:

- отчисления в пенсионный фонд (22%);
- отчисления в фонд социального страхования (2,9%);
- на медицинское страхование (5,1%);
- на обязательное страхование от несчастного случая (0,2%).

$$Z_{\text{соц.н.}} = 0,302 \cdot (213712,7 + 17097) = 69704,5 \text{ у.е.}$$

д) Расходы на командировки:

$$Z_{\text{ком}} = \sum_{i=1}^n C_{\text{ком}_i}. \quad (33)$$

где $C_{\text{ком}_i}$ - стоимость i -той командировки, у.е.;

$i = 1, \dots, n$ – количество командировок, $i=2$;

Стоимость одной командировки рассчитывается по формуле:

$$C_{\text{ком}_i} = C_{\text{дор}_2} + n \cdot (C_{\text{сут}} + C_{\text{кв}}), \quad (34)$$

где $C_{\text{дор}_2}$ – стоимость проезда до пункта командировки и обратно;

n – количество дней командировки;

$C_{\text{сут}}$ – суточные за 1 день командировки;

$C_{кв}$ – оплата жилья за 1 день командировки;

$C_{сут} = 376$ руб, $C_{кв} = 860$ у.е.;

$C_{комз} = 220 \cdot 2 + 2 \cdot (376 + 860) = 2712$ у.е.;

$Z_{ком} = 2 \cdot 1860 = 3712$ у.е.

е) Накладные расходы:

$$Z_{н.р.} = N_{н.р.} \cdot Z_{рот}, \quad (35)$$

где $N_{н.р.}$ – норматив накладных расходов (цеховые + общеинститутские), утвержденных по смете накладных расходов предприятия на 2024 г.

$N_{н.р.} = 1,0992$ – для разработок по оборонной тематике;

$N_{н.р.} = 1,0575$ – для продукции народно-хозяйственного назначения.

На статью накладные расходы отнесены расходы на оплату труда работников аппарата управления, на служебные командировки работников управления, содержание вспомогательного аппарата, содержание зданий, сооружений, инвентаря, оборудования, транспортных средств, отчисления на полное восстановление и ремонт основных фондов, расходы на охрану труда, рационализацию и изобретения, на содержание охраны и др.

$$Z_{н.р.} = 1,0992 \cdot 97142,14 = 106778,64 \text{ у.е.}$$

ж) Прочие прямые расходы (включается плата процентов за банковский кредит):

$$Z_{пр.пр.р} = 0 \text{ у.е.}$$

Себестоимость разработки определяется, как сумма затрат, входящих в нее статей калькуляции:

$$C = Z_{рот} + Z_{мат} + Z_{дзн} + Z_{соц.н} + Z_{ком} + Z_{н.р} + Z_{пр.пр.р}. \quad (36)$$

$$C = 9712,14 + 6300 + 7771,37 + 31683,88 + 3720 + 106778,6 = 247666,03 \text{ у.е.}$$

Расчетная прибыль определяется по нормативу рентабельности, установленному предприятию в размере 19,5% от себестоимости собственных работ:

$$P_p = 0,195 \cdot (C - Z_{\text{мат}}) + 0,01 \cdot Z_{\text{мат}}. \quad (37)$$

$$P_p = 0,195 \cdot (247666,03 - 630) + 0,01 \cdot 630 = 48189,43 \text{ у.е.}$$

Цена разработки определяется, как сумма затрат себестоимости и прибыли:

$$Ц = C + P_p. \quad (38)$$

$$Ц = 247666,03 + 48189,43 = 295855,46 \text{ у.е.}$$

После расчета цены разработки определяем цену реализации ($Ц_{\text{реал}}$), т.е. к расчетной цене (Ц) добавляем налог на добавленную стоимость (НДС) – 20% от цены разработки:

$$Ц_{\text{реал}} = Ц + Ц \cdot 0,20. \quad (39)$$

$$Ц_{\text{реал}} = 295855,46 + 0,20 \cdot 295855,46 = 349109,44 \text{ у.е.}$$

Результаты расчета сводим в таблицу 9.

Таблица 9 – Расходы

№,п/п	Наименование статей расходов	Сумма, у.е.
1.	Расходы на оплату труда	97142,14

2.	Сырье, материалы и полуфабрикаты покупные	630
3.	Дополнительная зарплата	7771,37
4.	Отчисления на социальные нужды	31683,88
5.	Расходы на командировки	3720
6.	Накладные расходы	106778,64
7.	Прочие прямые расходы	0
Итого:		247666,03
8.	Прибыль	48189,43
Цена разработки		295855,46
9.	Налог на добавленную стоимость (18%)	53253,98
Цена реализации		349109,44

4.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА

Минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА в нелинейной постановке определяется по следующей формуле:

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_k + C_{\bar{a}} + C_{nn} + C_{np}), \quad (40)$$

где C_k - стоимость изготовления корпуса;

$C_{\bar{a}}$ - стоимость изготовления бортовой аппаратуры служебных систем;

C_{nn} - стоимость изготовления полезной нагрузки;

C_{np} - стоимость изготовления прочих элементов и систем МКА.

Стоимость корпуса малого космического аппарата определяется по следующей формуле:

$$C_k = 0,33 \cdot \mu_k^{-1,5935} \cdot m_0^{0,2362} \cdot \left(\frac{P_M}{m_0}\right)^{0,1079}, \quad (41)$$

где m_0 – начальная масса модуля, кг;

P_M – нагрузка на мидель, кг/м²;

μ_k – относительная конечная масса модуля.

Стоимость корпуса МКА определяется по формуле (41):

$$C_k = 0,33 \cdot 0,0336^{-1,5935} \cdot 80,247 \cdot \left(\frac{50}{80,247}\right)^{0,1079} = 373,51 \text{ [тыс. у.е.]}$$

Стоимость изготовления бортовой аппаратуры служебных систем определяется по следующей формуле:

$$C_{ба} = 8,5 \cdot (m_{ба} \cdot 10^{-3})^{0,786}. \quad (42)$$

По формуле (42) определяется стоимость изготовления бортовой аппаратуры служебных систем:

$$C_{ба} = 8,5 \cdot (59,762 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 1,928 \text{ [млн. у.е.]}$$

Стоимость изготовления полезной нагрузки определяется по следующей формуле:

$$C_{нн} = 8,5 \cdot (m_{нн} \cdot 10^{-3})^{0,786}. \quad (43)$$

По формуле (43) определяется стоимость полезной нагрузки:

$$C_{нн} = 8,5 \cdot (19,274 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 0,84 \text{ [млн. у.е.]}$$

Стоимость прочих элементов и систем МКА определяется по следующей формуле:

$$C_{np} = (20 \div 100) \cdot m_{np}. \quad (44)$$

По формуле (44) определяется стоимость прочих элементов и систем МКА:

$$C_{np} = 50 \cdot 2,56 = 128 \text{ [тыс. у.е.]}$$

По формуле (40) определяется минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА в нелинейной постановке.

$$W_5 = 373,51 + 840 + 1928 + 128 = 3269,54 \text{ [тыс. у.е.]}$$

5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕТЕЛЬНОСТИ

Требования по охране труда при работе на персональных электронно-вычислительных машинах.

5.1. Требования к ПЭВМ.

Персональные электронно-вычислительные машины, далее ПЭВМ, должны соответствовать требованиям СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 и каждый их тип подлежит санитарно-эпидемиологической экспертизе с оценкой в испытательных лабораториях, аккредитованных в установленном порядке.

Концентрации вредных веществ, выделяемых ПЭВМ в воздух помещений, не должны превышать предельно допустимых концентраций (ПДК), установленных для атмосферного воздуха.

Мощность экспозиционной дозы мягкого рентгеновского излучения в любой точке на расстоянии 0,05 м от экрана и корпуса видеодисплейного терминала (ВДТ) (на электронно-лучевой трубке) при любых положениях регулировочных устройств не должна превышать 1 мкЗв/час (100 мкР/час).

Конструкция ПЭВМ должна обеспечивать возможность поворота корпуса в горизонтальной и вертикальной плоскости с фиксацией в заданном положении для обеспечения фронтального наблюдения экрана ВДТ. Дизайн ПЭВМ должен предусматривать окраску корпуса в спокойные мягкие тона с диффузным рассеиванием света. Корпус ПЭВМ, клавиатура и другие блоки и устройства ПЭВМ должны иметь матовую поверхность с коэффициентом отражения 0,4 - 0,6 и не иметь блестящих деталей, способных создавать блики.

Конструкция ВДТ должна предусматривать регулирование яркости и контрастности.

Документация на проектирование, изготовление и эксплуатацию ПЭВМ не должна противоречить требованиям настоящих санитарных правил.

5.2. Требования к помещениям для работы с ПЭВМ.

В соответствии с нормативами и правилами СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03. 2.2.2. «Гигиена труда, технологические процессы, сырье, материалы, оборудование, рабочий инструмент», эксплуатация ПЭВМ в помещениях без естественного освещения допускается только при наличии расчетов, обосновывающих соответствие нормам естественного освещения и безопасность их деятельности для здоровья работающих.

Естественное и искусственное освещение должно соответствовать требованиям действующей нормативной документации. Окна в помещениях, где эксплуатируется вычислительная техника, преимущественно должны быть ориентированы на север и северо-восток.

Оконные проемы должны быть оборудованы регулируемыми устройствами типа: жалюзи, занавесей, внешних козырьков и др.

Площадь на одно рабочее место пользователей ПЭВМ с ВДТ на базе электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) должна составлять не менее 6 м², в помещениях культурно-развлекательных учреждений и с ВДТ на базе плоских дискретных экранов (жидкокристаллические, плазменные) - 4,5 м².

При использовании ПЭВМ с ВДТ на базе ЭЛТ (без вспомогательных устройств - принтер, сканер и др.), отвечающих требованиям международных стандартов безопасности компьютеров, с продолжительностью работы менее 4-х часов в день допускается минимальная площадь 4,5 м² на одно рабочее место пользователя (взрослого и учащегося высшего профессионального образования).

Для внутренней отделки интерьера помещений, где расположены ПЭВМ, должны использоваться диффузно отражающие материалы с коэффициентом отражения для потолка - 0,7 - 0,8; для стен - 0,5 - 0,6; для пола - 0,3 - 0,5.

Полимерные материалы используются для внутренней отделки интерьера помещений с ПЭВМ при наличии санитарно-эпидемиологического заключения.

Помещения, где размещаются рабочие места с ПЭВМ, должны быть оборудованы защитным заземлением (занулением) в соответствии с техническими требованиями по эксплуатации.

Не следует размещать рабочие места с ПЭВМ вблизи силовых кабелей и вводов, высоковольтных трансформаторов, технологического оборудования, создающего помехи в работе ПЭВМ.

5.3. Требования к микроклимату.

В помещениях, где использование ПЭВМ не является основной деятельностью, необходимо соблюдение установленных санитарных норм микроклимата, включая параметры температуры, влажности и скорости воздушного потока.

В тех случаях, когда работа на ПЭВМ является ключевой (например, в диспетчерских и операторских центрах, расчетных бюро, управляющих кабинах и т.д.), и сопровождается повышенным нервно-эмоциональным напряжением, следует поддерживать оптимальные условия микроклимата согласно категориям 1а и 1б текущих санитарно-эпидемиологических стандартов.

Для остальных рабочих мест рекомендуется поддержание микроклиматических параметров на уровне, соответствующем вышеупомянутым нормам. В зонах с ПЭВМ обязательна ежедневная влажная уборка и регулярное проветривание каждый час работы.

Концентрация положительных и отрицательных аэроионов в воздухе должна соответствовать установленным нормам.

5.4. Требования к содержанию вредных химических веществ в воздухе.

Уровни химических загрязнителей в воздухе рабочих зон, где ПЭВМ используются как вспомогательный инструмент, должны быть в пределах установленных гигиенических стандартов для вредных веществ.

В тех помещениях, где работа на ПЭВМ является основной деятельностью (включая диспетчерские и операторские центры, расчетные отделы, управляющие посты и т.д.), концентрации вредных химикатов не должны

превышать нормы, предусмотренные для атмосферного воздуха населенных пунктов.

В образовательных учреждениях, где используются ПЭВМ, содержание химических веществ в воздухе не должно выходить за рамки среднесуточных предельно допустимых концентраций, определенных санитарно-эпидемиологическими нормами.

5.5. Требования к уровням шума и вибрации на рабочих местах.

В производственных помещениях при выполнении основных или вспомогательных работ с использованием ПЭВМ уровни шума на рабочих местах не должны превышать предельно допустимых значений, установленных для данных видов работ в соответствии с действующими санитарно-эпидемиологическими нормативами.

При выполнении работ с использованием ПЭВМ в производственных помещениях уровень вибрации не должен превышать допустимых значений вибрации для рабочих мест (категория 3, тип "в") в соответствии с действующими санитарно-эпидемиологическими нормативами.

Шумящее оборудование (печатающие устройства, серверы и т.п.), уровни шума которого превышают нормативные, должно размещаться вне помещений с ПЭВМ.

5.6. Требования к освещению на рабочих местах.

Рабочие столы следует размещать таким образом, чтобы ВДТ были ориентированы боковой стороной к световым проемам, чтобы естественный свет падал преимущественно слева.

Искусственное освещение в помещениях для эксплуатации ПЭВМ должно осуществляться системой общего равномерного освещения. В производственных и административно-общественных помещениях, в случаях преимущественной работы с документами, следует применять системы комбинированного освещения (к общему освещению дополнительно

устанавливаются светильники местного освещения, предназначенные для освещения зоны расположения документов).

Освещенность на поверхности стола в зоне размещения рабочего документа должна быть 300 - 500 лк. Освещение не должно создавать бликов на поверхности экрана. Освещенность поверхности экрана не должна быть более 300 лк.

Следует ограничивать прямую блескость от источников освещения, при этом яркость светящихся поверхностей (окна, светильники и др.), находящихся в поле зрения, должна быть не более 200 кд/м².

Следует ограничивать отраженную блескость на рабочих поверхностях (экран, стол, клавиатура и др.) за счет правильного выбора типов светильников и расположения рабочих мест по отношению к источникам естественного и искусственного освещения, при этом яркость бликов на экране ПЭВМ не должна превышать 40 кд/м² и яркость потолка не должна превышать 200 кд/м².

Показатель ослепленности для источников общего искусственного освещения в производственных помещениях должен быть не более 20.

Яркость светильников общего освещения в зоне углов излучения от 50 до 90 градусов с вертикалью в продольной и поперечной плоскостях должна составлять не более 200 кд/м², защитный угол светильников должен быть не менее 40 градусов.

Светильники местного освещения должны иметь не просвечивающий отражатель с защитным углом не менее 40 градусов.

Следует ограничивать неравномерность распределения яркости в поле зрения пользователя ПЭВМ, при этом соотношение яркости между рабочими поверхностями не должно превышать 3:1 - 5:1, а между рабочими поверхностями и поверхностями стен и оборудования - 10:1.

В качестве источников света при искусственном освещении следует применять преимущественно люминесцентные лампы типа ЛБ и компактные люминесцентные лампы (КЛЛ). При устройстве отраженного освещения в

производственных и административно-общественных помещениях допускается применение металлогалогенных ламп.

В светильниках местного освещения допускается применение ламп накаливания, в том числе галогенных.

Для освещения помещений с ПЭВМ следует применять светильники с зеркальными параболическими решетками, укомплектованными электронными пускорегулирующими аппаратами (ЭПРА). Допускается использование многоламповых светильников с электромагнитными пускорегулирующими аппаратами (ЭПРА), состоящими из равного числа опережающих и отстающих ветвей.

Применение светильников без рассеивателей и экранирующих решеток не допускается.

При отсутствии светильников с ЭПРА лампы многоламповых светильников или рядом расположенные светильники общего освещения следует включать на разные фазы трехфазной сети.

Общее освещение при использовании люминесцентных светильников следует выполнять в виде сплошных или прерывистых линий светильников, расположенных сбоку от рабочих мест, параллельно линии зрения пользователя при рядном расположении видеодисплейных терминалов. При периметральном расположении компьютеров линии светильников должны располагаться локализовано над рабочим столом ближе к его переднему краю, обращенному к оператору.

Коэффициент запаса (K_z) для осветительных установок общего освещения должен приниматься равным 1,4.

Коэффициент пульсации не должен превышать 5%.

Для обеспечения нормируемых значений освещенности в помещениях для использования ПЭВМ следует проводить чистку стекол оконных рам и светильников не реже двух раз в год и проводить своевременную замену перегоревших ламп.

5.7. Требования к организации и оборудованию рабочих мест с ПЭВМ.

Высота рабочей поверхности стола для взрослых пользователей должна регулироваться в пределах 680 - 800 мм; при отсутствии такой возможности высота рабочей поверхности стола должна составлять 725 мм.

Модульными размерами рабочей поверхности стола для ПЭВМ, на основании которых должны рассчитываться конструктивные размеры, следует считать: ширину 800, 1000, 1200 и 1400 мм, глубину 800 и 1000 мм при нерегулируемой его высоте, равной 725 мм.

Рабочий стол должен иметь пространство для ног высотой не менее 600 мм, шириной - не менее 500 мм, глубиной на уровне колен - не менее 450 мм и на уровне вытянутых ног - не менее 650 мм.

Конструкция рабочего стула должна обеспечивать:

- ширину и глубину поверхности сиденья не менее 400 мм;
- поверхность сиденья с закругленным передним краем;
- регулировку высоты поверхности сиденья в пределах 400 - 550 мм и углам наклона вперед до 15 град. и назад до 5 град.;
- высоту опорной поверхности спинки 300 +/- 20 мм, ширину - не менее 380 мм и радиус кривизны горизонтальной плоскости - 400 мм;
- угол наклона спинки в вертикальной плоскости в пределах +/- 30 градусов;
- регулировку расстояния спинки от переднего края сиденья в пределах 260 - 400 мм;
- стационарные или съемные подлокотники длиной не менее 250 мм и шириной - 50 - 70 мм;
- регулировку подлокотников по высоте над сиденьем в пределах 230 +/- 30 мм и внутреннего расстояния между подлокотниками в пределах 350 - 500 мм.

Рабочее место пользователя ПЭВМ следует оборудовать подставкой для ног, имеющей ширину не менее 300 мм, глубину не менее 400 мм, регулировку по высоте в пределах до 150 мм и по углу наклона опорной поверхности

подставки до 20 град. Поверхность подставки должна быть рифленой и иметь по переднему краю бортик высотой 10 мм.

Клавиатуру следует располагать на поверхности стола на расстоянии 100 - 300 мм от края, обращенного к пользователю, или на специальной, регулируемой по высоте рабочей поверхности, отделенной от основной столешницы.

5.8. Требования к организации медицинского обслуживания пользователей ПЭВМ.

Лица, работающие с ПЭВМ более 50% рабочего времени (профессионально связанные с эксплуатацией ПЭВМ), должны проходить обязательные предварительные при поступлении на работу и периодические медицинские осмотры в установленном порядке.

Женщины со времени установления беременности переводятся на работы, не связанные с использованием ПЭВМ, или для них ограничивается время работы с ПЭВМ (не более 3-х часов за рабочую смену) при условии соблюдения гигиенических требований, установленных СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03.

5.9. Требования к проведению производственного контроля.

Государственный санитарно-эпидемиологический надзор за производством и эксплуатацией ПЭВМ осуществляется в соответствии с настоящими санитарными правилами.

Не допускается реализация и эксплуатация на территории Российской Федерации типов ПЭВМ, не имеющих санитарно-эпидемиологического заключения.

Инструментальный контроль за соблюдением требований настоящих санитарных правил осуществляется в соответствии с действующей нормативной документацией.

Производственный контроль за соблюдением санитарных правил осуществляется производителем и поставщиком ПЭВМ, а также предприятиями и организациями, эксплуатирующими ПЭВМ в установленном порядке, в

соответствии с действующими санитарными правилами и другими нормативными документами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В основной части дипломного проекта проведена разработка конструктивно-компоновочной схемы, сделан выбор материалов для основных элементов конструкции МКА, по статистическим данным известных конструкций произведена оценка массы.

Проведена проверка соответствия условию прочности.

В результате проведения проверки на прочность элементов крепления отсеков и плит на расчетные значения нагрузок, сделан вывод, что запас прочности для элементов корпуса МКА соответствует необходимым нормам прочности и прочность корпуса МКА достаточна.

В технологической части рассмотрен процесс сборки приборно-агрегатного отсека.

В экономической части дипломного проекта произведена оценка:

- минимальной стоимости проектирования МКА;
- минимальной стоимости изготовления МКА.

В результате расчетов установлено, что себестоимость проектирования МКА составляет 349109,44 у.е., минимальная стоимость изготовления серийного образца МКА составляет 3 269 054 у.е.

Кроме того, были выполнены графические материалы: общий вид, конструктивно-компоновочная схема, схема сборки приборно-агрегатного отсека.

Таким образом, в результате выполнения дипломного проекта был разработан малый космический аппарат на базе унифицированной космической платформы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. В.Н. Гущин – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.
2. Иванов Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов/ Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.: ил.
3. Махутов Н.А. Диагностика и мониторинг состояния сложных технических систем: Учебное пособие. / Н.А. Махутов, В.Н. Пермяков, Р.С. Ахметханов. – Тюмень: ТИУ, 2017. – 632 с.
4. Панкратов Б.М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. Б.М. Панкратов – М.: Машиностроение, 1988. – 304 с.: ил.
5. Авдудевский В.С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С.Авдудевский, В.К.Кошкин – М.: Машиностроение, 1992.
6. Барвенюк В.А. Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве ЛА / В.А. Барвинок – М.: Машиностроение, 1996.
7. Соловьёв А.В. Инженерный справочник по космической технике / А.В. Соловьёв – М.: МО СССР, 1969. – 430 с.

