

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

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.05.01 – 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

«10» февраля 2023 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

на тему: Исследование и проектирование системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Исполнитель
студент группы 712-ос



(подпись, дата)

В.А. Булгаков

Руководитель
профессор, доктор техн.
наук



(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант



(подпись, дата)

К.А. Насуленко

Консультант
по БЖД
доцент, канд. техн. наук


10.02.2023

(подпись, дата)

А.В. Козырь


Нормоконтроль


10.02.23

(подпись, дата)

М.А. Аревков

Рецензент



(подпись, дата)

А.А. Палехов

Благовещенск 2023

**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)**

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьёв

« 13 » января 2023г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Булгакова Владислава Андреевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Исследование и проектирование системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли

(утверждена приказом от 28.12.2022 № 3200-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 10 февраля 2023 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Научная литература, периодические задания, отчеты по практикам.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: задачи, состав и расчеты системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли; проектирование трехмерной модели и прочностной расчет блока аккумуляторной батареи КА ДЗЗ; технико-экономическое обоснование проекта КА ДЗЗ; охрана труд при установки аккумуляторных батарей в КА ДЗЗ; сборочный чертеж и чертежи элементов блока аккумуляторной батареи.

5. Перечень материалов приложения: код программы для автоматического расчета системы электропитания; схема системы электропитания КА ДЗЗ; чертежи элементов АБ.

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

7. Дата выдачи задания: 23 января 2023 года.

Руководитель выпускной квалификационного проекта: Плутенко А. Д., профессор, доктор техн. наук

Задание принял к исполнению (дата): 23.01.2023г.



(подпись студента)

РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 102 страницы, 60 рисунков, 28 таблиц, 2 приложения, 12 источников.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ, СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, ЛИНЕЙНОЕ РАЗРЕШЕНИЕ НА МЕСТНОСТИ, ЧАСТОТНО-КОНТРАСТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА, БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ, АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ, ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

Система электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли является одной из важнейших систем, обеспечивающих работоспособность всего космического аппарата.

Цель работы: Расчет системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли, разработка трехмерной модели аккумуляторной батареи и расчет ее на прочность, и исследование конструкции на частоту колебаний.

В рамках данной работы были сформулированы следующие задачи:

- рассчитать основные системы космического аппарата дистанционного зондирования Земли для дальнейшего расчета системы электропитания;
- рассчитать систему электропитания и подобрать ее компоненты;
- спроектировать внешний облик модели космического аппарата для оценки его габаритов;
- разработать трехмерную модель и чертежи аккумуляторной батареи;
- выполнить расчет на прочность аккумуляторной батареи;
- рассчитать частоту колебаний аккумуляторной батареи.

Объектом исследования является система электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

СОДЕРЖАНИЕ

Перечень сокращений	8
Введение	10
1 Задачи, состав и расчеты системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли	12
1.1 Основные задачи космического аппарата дистанционного зондирования Земли	12
1.2 Состав космического аппарата дистанционного зондирования Земли	12
1.3 Основные показатели космической системы ДЗЗ	13
1.4 Сбор статических данных по КА и системам ДЗЗ по заданным параметрам	14
1.5 Выбор параметров орбиты КА, обеспечивающей целевые характеристики	17
1.5.1 Выбор минимальной высоты орбиты из условий обеспечения заданной ширины полосы обзора	17
1.5.2 Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты	19
1.5.3 Имитационное моделирование для оценки показателей периодичности и оперативности	21
1.6. Расчет основных параметров аппаратуры наблюдения	23
1.6.1 Расчет диаметра, размера пикселя и фокусного расстояния	23
1.6.2 Поверочный расчет линейного разрешения на местности	25
1.6.3 Расчет габаритов оптической системы и выбор конструктивной схемы телескопа	29
1.6.4 Выбор ОЭТК из существующих	33
1.7 Выбор элементов системы приема, преобразования, хранения и передачи информации	33
1.7.1 Формирование фокальной плоскости	33
1.7.2 Расчет информационного потока	34

1.7.3	Выбор элементов СПШИ	35
1.7.4	Выбор параметров запоминающих устройств	36
1.7.5	Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии	37
1.8	Выбор, состав и характеристики массозатратных элементов БКУ и СУД	38
1.8.1	Бортовой комплекс управления	38
1.8.2	Бортовая аппаратура командно-измерительной системы	38
1.8.3	Бортовая информационная телеметрическая система	40
1.8.4	Система спутниковой навигации	40
1.8.5	Система управления движением приближенная оценка характеристик точности	41
1.8.6	Инфракрасный построитель местной вертикали	44
1.8.7	Блок определения координат звезд	44
1.8.8	Датчики ориентации и угловой скорости	45
1.8.9	Система сброса кинетического момента	46
1.9	Силовой гироскопический комплекс, расчет параметров	47
1.9.1	Оценка среднего времени перенацеливания	47
1.9.2	Расчет потребного значения среднего углового ускорения КА	48
1.9.3	Вычисление среднего значения управляющего момента СГК	48
1.9.4	Расчет массогабаритных параметров СГК	50
1.9.5	Выбор СГК из существующих в отрасли	51
1.9.6	Системы терморегулирования с использованием тепловых и контурных труб	52
1.10	Состав и расчет основных параметров системы электропитания	53
1.10.1	Солнечные батареи	53
1.10.2	Фотоэлектрические преобразователи	56
1.10.3	Аккумуляторные батареи	57
1.10.4	Комплекс автоматики и стабилизации	59

1.10.5	Расчет системы электропитания	59
1.10.6	Выбор солнечной батареи	70
1.10.7	Выбор аккумуляторной батареи	71
1.10.8	Комплекс автоматики и стабилизации	72
1.11	Разработка компоновочной схемы и внешнего облика КА	73
1.11.1	Разработка моделей составных частей КА	74
1.11.2	Разработка модели сборки космического аппарата	76
1.12	Выбор ракеты-носителя и разработка модели установки КА по головной обтекатель	78
1.12.1	Разработка анимационной картины отделения КА от РН	79
2	Проектирование трехмерной модели и прочностной расчет блока аккумуляторной батареи космического аппарата дистанционного зондирования Земли	81
2.1	Создание расчетной модели аккумуляторной батареи	81
2.2	Расчет на прочность и жесткость батарейного блока	82
2.2.1	Перегрузка по оси Ox	84
2.2.2	Перегрузка по оси Oy	85
2.2.3	Перегрузка по оси Oz	86
2.2.4	Расчет собственных частот АБ	86
2.2.5	Линейно статистический анализа конструкции АБ и расчетные формулы	87
2.2.6	Частотное исследование конструкции АБ и расчетные формулы	90
3	Технико-экономическое обоснование проекта КА ДЗЗ	92
3.1	Приближенная оценка стоимости космического аппарата	92
4	Охрана труда при установки аккумуляторных батарей в космический аппарат дистанционного зондирования Земли	95
4.1	Меры безопасности при работе с аккумуляторными батареями	95
4.1.1	Требования безопасности перед началом работы с аккумуляторными батареями	96

4.1.2 Требования безопасности во время работы с аккумуляторными батареями	96
4.1.3 Требования безопасности по окончании работы с аккумуляторными батареями	97
4.2. Требования безопасности в аварийных ситуациях при работе с аккумуляторными батареями	97
Заключение	99
Библиографический список	101
Приложение А	103
Приложение Б	108

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АК – аккумуляторная батарея;
- АСН – аппаратура спутниковой навигации;
- БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- БВС – бортовая вычислительная система;
- БДУС – блок датчиков угловых скоростей;
- БЗУ – бортовое запоминающее устройство;
- БИУС ВОА – блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический;
- БКУ – бортовой комплекс управления;
- БОКЗ – блок определения координат звезд;
- БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;
- ВРЛ – высокоскоростная радиолиния;
- ВС – вспомогательное зеркало;
- ГЗ – главное зеркало;
- ГО – головной обтекатель;
- ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли;
- КА – космический аппарат;
- КАС – комплекс автоматики и стабилизации;
- КДУ – комплекс двигательной установки;
- КИС – командно-измерительная система;
- КСН – космическая система наблюдения;
- КЭ – конечный-элемент;
- ЛРМ – линейное разрешение на местности;
- МКА – маломассогабаритный космический аппарат;
- МКЭ – метод конечных элементов;
- ОЭП – оптико-электронные преобразователи;
- ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс;
- РБ – разгонный блок;
- РН – ракето-носитель;

СП – солнечные панели;
СГК – силовой гироскопический комплекс;
СППИ – система приема и преобразования информации;
ССКМ – система сброса кинетического момента;
ССН – система спутниковой навигации;
СУД – система управления двигателем;
ТМИ – система телеметрических измерений;
ФЭП – фотоэлектрические преобразователи;
ЧКХ – частотно-контрастная характеристика;
ЧС – чрезвычайная ситуация.

ВВЕДЕНИЕ

Мы живем в условиях глобального развития технологий и науки. Исследование космического пространства, выявление его выгоды и пользы для человечества требуют изобретения и создания космических аппаратов, имеющих различное назначение. В частности, вопросы рациональности землепользования являются актуальными и по сей день, поэтому существуют космические аппараты дистанционного зондирования земли, имеющие целью изучение природных ресурсов Земли, а также решение задач метеорологии.

Для нивелирования различных проблем необходимо, чтобы космический аппарат обладал «повышенной энерговооруженностью». Система электроснабжения – основной источник электропитания, а электропитание, в свою очередь, является жизненной силой космического аппарата, так как обеспечивает работоспособность всего космического аппарата.

Объектом исследования является система электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

Актуальность исследования системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования земли обусловлена тем, что современное развитие технологий требует прогрессивных решений в сфере совершенствования существующих систем электропитания космического аппарата, в частности, улучшение модульности аккумуляторной батареи при сохранении прочностных характеристик.

Цель работы - расчет системы электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли, разработка трехмерной модели аккумуляторной батареи и расчет ее на прочность и исследование конструкции на частоту колебаний.

Основными задачами определим следующие:

- рассчитать основные системы космического аппарата дистанционного зондирования Земли для дальнейшего расчета системы электропитания;
- рассчитать систему электропитания и подобрать ее компоненты;

- произвести сбор статических данных по космическому аппарату и системам дистанционного зондирования земли по определенным параметрам;
- спроектировать внешний облик модели космического аппарата для оценки его габаритов;
- разработать трехмерную модель и чертежи аккумуляторной батареи;
- выполнить расчет на прочность аккумуляторной батареи;
- рассчитать частоту колебаний аккумуляторной батареи;
- изучить научные и учебные источники по вопросу исследования заданного объекта;
- выявить тенденции в области разработки и создания аккумуляторной батареи;
- проанализировать экономическую составляющую производства космического аппарата;
- изучить вопросы безопасности при работе с аккумуляторными батареями.

В проведенных нами исследованиях были использованы следующие программные продукты: Solid Works, Компас-3D, Delphi.

1 ЗАДАЧИ, СОСТАВ И РАСЧЕТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

1.1 Основные задачи космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Аппаратура, установленная на КА ДЗЗ, используется для решения следующих задач:

1. Контроль за районами ЧС с целью оценки последствий так как: стихийные бедствия, аварии, контроль возникновения и последствий лесных пожаров.

2. Охрана окружающей среды (экологический контроль в районах добычи полезных ископаемых, выявление загрязнений вокруг промышленных предприятий).

3. Обеспечение информацией о рациональном природопользовании и хозяйственной деятельности (обновление топографических карт, контроль хода различных производственных процессов, оценка состояния землепользования).

4. Создание цифровых моделей поверхности Земли.

1.2 Состав космического аппарата дистанционного зондирования Земли

В состав типового КА ДЗЗ входят следующие компоненты: целевая аппаратура, бортовой энергетический комплекс, бортовой комплекс управления, которые объединяются в единое техническое изделие с помощью конструкции.

Целевая аппаратура КА ДЗЗ (аппаратура наблюдения и передачи видеoinформации) состоит из: оптической системы, системы приема и преобразования информации, запоминающее устройство цифровой информации, бортовая аппаратура передачи информации (высокоскоростная радиолиния).

Конструктивно КА состоит из следующих элементов: отсек аппаратуры наблюдения, приборный отсек, агрегатный отсек, конструкция солнечных бата-

рей, конструкции антенных устройств, системы разделения.

В состав бортового энергетического комплекса входят система электропитания, система обеспечения теплового режима, комплексная двигательная установка.

Бортовой комплекс управления состоит из бортовой вычислительной системы, бортового синхронизирующего устройства, системы трансляции команд и распределения питания, командно-измерительной системы, системы телеметрических измерений, системы спутниковой навигации, системы управления движением.



Рисунок 1 – Структура КА ДЗЗ

1.3 Основные показатели космической системы ДЗЗ

Проектные параметры КА и системы ДЗЗ можно разделить на следующие группы:

- летно-технические (параметры орбиты, координаты нахождения КА на орбите, характеристики стабильности орбиты);
- массогабаритные и энергетические (масса КА, габариты КА, массога-

баритные и энергетические характеристики других составных частей КА, мощность системы электропитания, сила тяги корректирующего двигателя КДУ);

– критериальные (экономическая эффективность создания КА, стоимость создания, доход от эксплуатации);

– целевые характеристики (показатели).

К основным целевым показателям космических систем зондирования поверхности Земли относят: обзорность КА, спектральные диапазоны наблюдения, линейное разрешение на местности, периодичность повторных съемок, оперативность доставки видеoinформации на Землю, производительность съемки, срок активного существования.

Для расчета космического аппарата дистанционно зондирования земли и его системы электропитания будем использовать следующие входные данные. спектральный диапазон ПХ $0,5 - 0,76$ мкм; количество спектральных диапазонов – 4, включая ближний ИК; ЛРМ – 0,35 м; ширина полосы захвата 10 км; ширина полосы обзора 1000 км; периодичность не более 34 ч; производительность – 17 объект/вит, оперативность 3,5 часа, срок АС – 7 лет, орбита ССО, $H_{орб} < 1000$ км; форма сечения корпуса – б; количество панелей СБ – 4.

1.4 Сбор статистических данных по КА и системам ДЗЗ по заданным параметрам

Перед началом проектирования КА следует провести сбор и анализ статистических данных по КА ДЗЗ с близкими целевыми показателями и выбрать КА-прототип. Основное внимание при сборе статистики уделяют линейному разрешению (ЛРМ) на местности и проекции пикселя на земную поверхность, хотя важны и другие целевые показатели.

Прототип КА будем выбирать наиболее близкими характеристиками к проектируемому КА ДЗЗ. Прежде чем искать прототипы среди зарубежных КА необходимо привести заданное линейное разрешение на местности (ЛРМ) (L_{\ominus}) к проекции пикселя - GSD (L_{Π}) [1].

При поиске отечественных прототипов используем линейное разрешение на местности.

Из статистический данных для зачетных (неблагоприятных) условий отношение ЛРМ к пиксельному (коэффициент, учитывающий условия наблюдения и динамику движения изображения по фокальной плоскости) составляет $k_{\text{Э}}=1,3...1,5$. Принимаем значение $k_{\text{Э}} = 1,5$, то получим

$$L_{\text{П}} = \frac{L_{\text{Э}}}{k_{\text{Э}}} = \frac{0,35}{1,5} = 0,23 \text{ м.} \quad (1)$$

По данным расчета было выбрано три варианта прототипа КА ДЗЗ.

Таблица 1 – Статистические данные по некоторым КА ДЗЗ

Характеристика	Наименование КА ДЗЗ		
	WorldView-3	WorldView-4	CartoSat-3
Год запуска	2014	2016	2019
Масса КА, кг	2800	2087	1625
Ракета-носитель	Atlas-V	Atlas-V-401	PSLV-C15
ЛРМ, ПХ/МС, м/пиксель	0,31	0,31	0,30
Высота орб., км	617	617	510
Наклонен., град	97	98,0	97,5
Количество спектров	ПХ-1 МС-8	ПХ-1 МС-4	ПХ-1 МС-4
Координатная привязка, м	4	5	1,3
Градация серого цвета, бит/пикс.	11	11	12
Повторное наблюдение, сут.	1...2	1	3...5
Ширина захвата в надире, км	13,1	13,2	16
Производительность, тыс. кв. км/сут.	680	680	-
Бортовой накопитель, Гбайт	2199	400	460
Скор. передачи ВРЛ, Мбит/с	800	320	960
Срок активного существования, лет	7	10-12	5

В качестве прототипа для проектирования КА ДЗЗ мы берем космический аппарат WorldView-4. WorldView-4 — КА ДЗЗ оператора DigitalGlobe, ведущий съёмку с 30-сантиметровым разрешением. Работа над спутником WorldView-4 — он тогда назывался GeoEye-2 — началась в октябре 2007 года. Разработку оптической системы первоначально вела компания GeoEye совместно с Lockheed Martin Space Systems. В апреле 2012 года разработка спутника была практически завершена, но его запуск был отложен. В июле 2014 года компания DigitalGlobe объявила, что аппарат GeoEye-2 переименован в WorldView-4 и запуск спутника был запланирован на 2016 года. Запуск состоялся 11 ноября 2016 года с космодрома Базы Вандерберг.

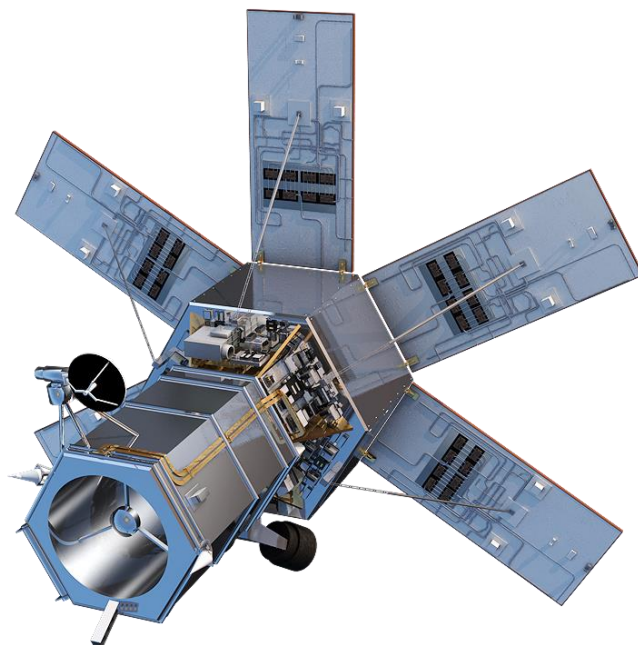


Рисунок 2 – Внешний вид WorldView-4

Оптическая аппаратура спутника представлена телескопом GeoEye Imaging System-2 (GIS-2), изготовленным ИТТ Corporation. Зеркало телескопа имеет диаметр 1,1 м. При покрытии наземной полосы в 13,2 км, он способен получать снимки в панхроматическом спектре в сверхвысоком разрешении до 0,31 метра на пиксель, а также производить многоспектральную съёмку в разрешении 1,24 м на пиксель. Мультиспектральные изображения представлены 4 каналами RGB+Nir (синий, зелёный, красный и ближний ИК).

Таблица 2 – Основные характеристики аппаратуры GeoEye Imaging System-2

Режимы	Панхроматический	Мультиспектральный
Спектральный диапазон, мкм	0,45-0,80	синий: 0,45-0,51 зеленый: 0,51-0,58 красный: 0,655-0,69 ближний ИК: 0,78-0,92
Пространственное разрешение (в надире) (20°, 56°, 65°, в надире), м	0,31 0,34 1,00 3,51	1,24 1,38 4,00 14,00
Динамический диапазон	11 бит/пиксел	
Диаметр зеркала, м	1,10	
Масса, кг	470 - 550	
Максимальное отклонение от надира,	56°	
Ширина полосы захвата, км	13,1	

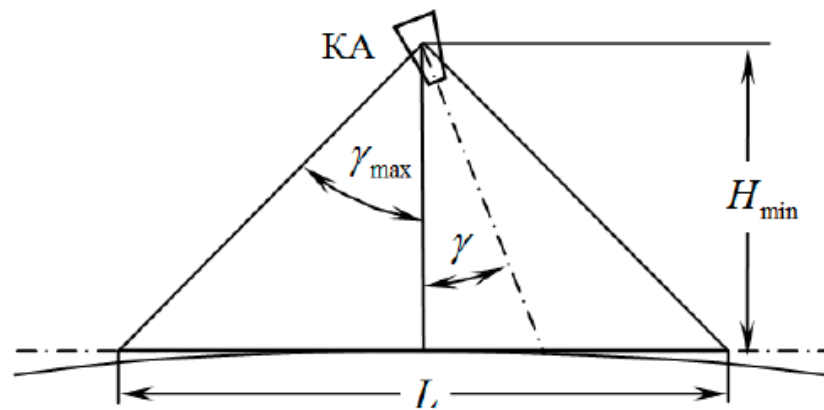
Таблица 3 – Основные характеристики КА WorldView-4

Максимальная длина КА, м	5,3
Максимальный диаметр КА, м	2,5
Масса КА, кг	2087
Тип орбиты	Солнечно-синхронная утренняя
Высота орбиты, км	617
Наклонение орбиты,	98,0
Срок активного существования	10-12 лет

1.5 Выбор параметров орбиты КА, обеспечивающей целевые характеристики

1.5.1 Выбор минимальной высоты орбиты из условий обеспечения заданной ширины полосы обзора

Минимальная высота орбиты определяется заданной шириной полосы обзора из геометрических соображений, представленных на рисунке 3:



H_{min} - высота орбиты,
 γ - угол максимального отклонения от надира.

Рисунок 3 – Схема определения минимальной высоты орбиты

$$H = \frac{L_{обз}}{2 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}, \quad (2)$$

$$H_{min} = \frac{R_3}{\sin(\gamma)} \sin\left(\frac{L_{обз}}{2 \cdot R_3} + \gamma\right) - R_3, \quad (3)$$

где $L_{обз}$ – ширина полосы обзора, км;

R_3 – радиус Земли, км;

γ – угол максимального отклонения от надира, град.

Обеспечиваемая ширина полосы обзора, исходя из задания, составляет $L_{обз} = 1000$ км.

В процессе проверки обеспечения требуемой оперативности и периодичности при полученных параметрах орбиты были получены показатели, не удовлетворяющие целевым. Вследствие этого необходимо увеличить высоту орбиты. В результате изменения высоты орбиты удалось добиться требуемого уровня оперативности и периодичности. Нижеприведенные расчеты проведены с измененной высотой орбиты и измененной шириной полосы обзора.

Руководствуясь статистическими данными, угол максимального отклонения от надира принимаем равным $\gamma = \pm 45^\circ$:

$$H = \frac{1000}{2 \cdot \operatorname{tg}(45^\circ)} = 500 \text{ км},$$

$$H_{\min} = \frac{6371}{\sin(45^\circ)} \cdot \sin\left(\frac{1000}{2 \cdot 6371} + 45\right) - 6371 = 479,8 \text{ км}.$$

Определим ширину полосы обзора:

$$L = 480 \cdot 2 \cdot \operatorname{tg}(45^\circ) = 960 \text{ км}.$$

Определим ширину полосы захвата:

$$B = 2 \cdot H_{\min} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{2}\right), \tag{4}$$

где ω – угловое поле зрения, $\omega = 1,22$ град для GeoEye Imaging System-2.

$$B = 2 \cdot 480 \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{1,22}{2}\right) = 10,22.$$

Так как рассчитанное значение ширины полосы захвата меньше заданного, рассмотрим несколько вариантов высоты орбиты, представленных в таблице 4.

Таблица 4 – Различие ширины полосы обзора и захвата от высоты орбиты.

№	H_{\min} , км	B, км	L, км
1	480	10,22	960
2	500	10,64	1000

Далее будем вести расчёт для $H_{\min} = 500$ км.

Расчетное значение полосы захвата больше заданного.

1.5.2 Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты

Для солнечно-синхронной орбиты высота связана с наклоном плоскости орбиты следующим выражением [3]:

$$\cos(i) = \frac{\mu \cdot p^2 \cdot (2\pi - T_c \cdot \omega_3)}{2\pi \cdot \varepsilon \cdot N}, \quad (5)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, $\mu = 398600 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$;

p – фокальный параметр орбиты, км;

T_c – длительность средних солнечных суток $T_c = 86400$ с;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли, $\omega_3 = 0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$;

ε – постоянная сжатия Земли, $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$;

N – количество витков КА вокруг Земли в течение суток.

Будем считать орбиту круговой, тогда фокальный параметр будем находить по следующей формуле:

$$p = R_3 + H = 6371 + 500 = 6871 \text{ км}, \quad (6)$$

где R_3 – средний радиус Земли.

Количество витков вокруг Земли определим по формуле:

$$N = \frac{T_c}{T}, \quad (7)$$

где T – период одного витка КА на орбите.

$$T = \frac{2\pi \cdot \sqrt{p^3}}{\sqrt{\mu}} = \frac{2\pi \cdot \sqrt{6871^3}}{\sqrt{398600}} 5668 \text{ с}, \quad (8)$$

$$N = \frac{86400}{5668} = 15,24.$$

Принимаем количество витков вокруг равным 15.

Используя полученные значения и формулу **Ошибка! Источник ссылки не найден.** находим величину наклона орбиты [4]:

$$i = \arccos \left[\frac{398600 \cdot 66851^2 \cdot (2\pi - 86400 \cdot 0,7292115 \cdot 10^{-4})}{2\pi \cdot 2,634 \cdot 10^{10} \cdot 14} \right] = 97,4^\circ.$$

1.5.3 Имитационное моделирование для оценки показателей периодичности и оперативности

В зависимости от расположения объекта наблюдения и зоны обзора показатели периодичности и оперативности могут значительно отличаться, поэтому проверим обеспечение требуемой оперативности и периодичности при полученных параметрах орбиты в нескольких точках поверхности Земли. Для этого воспользуемся специальным программным обеспечением EFKAN_v4.4. Данное программное обеспечение было написано профессором кафедры космического машиностроения Самарского университета Куренковым Владимиром Ивановичем.

В качестве места расположения пункта приёма информации выберем г. Самара. Его географические координаты 53,17° с.ш. 50,00° в.д.

Зададим в качестве первого объекта наблюдения космодром мыс Канаверал, США. Его географические координаты составляют 29° с.ш. -80° з.д.

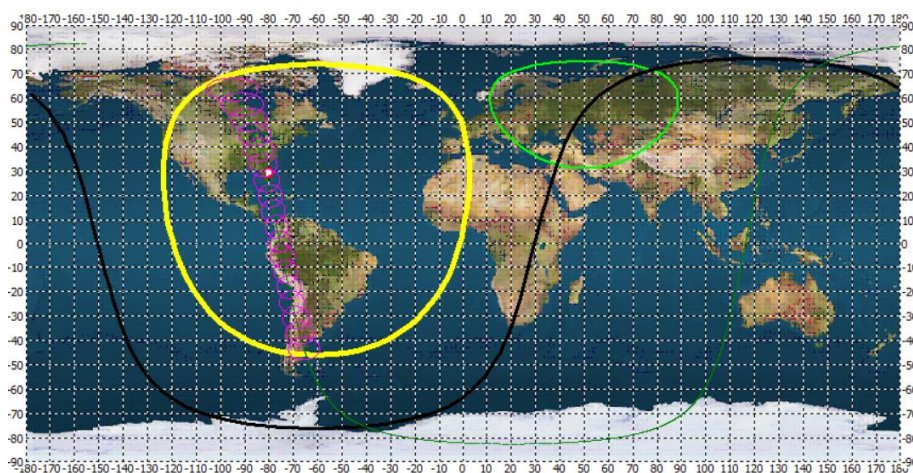


Рисунок 4 – КА, зона обзора и объект наблюдения

При значениях высоты орбиты $H=500$ км и наклона $i=97,4$ град получены следующие значения периодичности и оперативности.

Таблица 5 – Периодичность и оперативность

Периодичность, ч	Оперативность, ч
25,96	1,69

На рисунке 5 представлены графики функций распределения и плотности распределения периодичности.

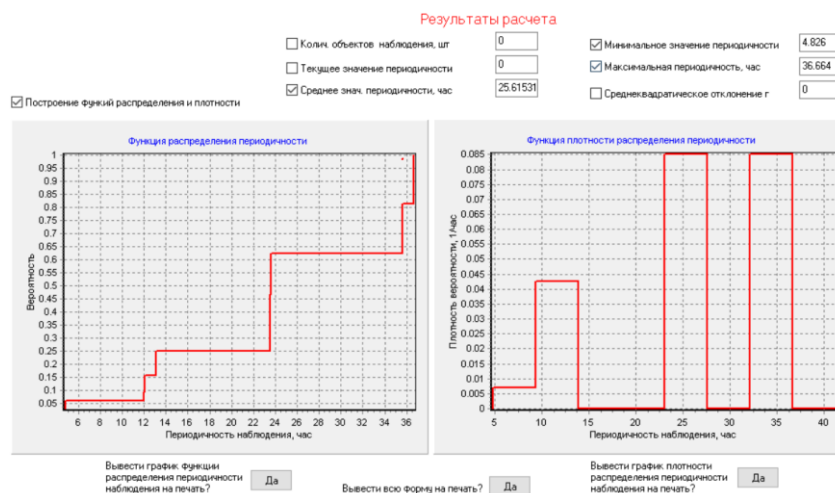


Рисунок 5 – Графики функции распределения и функции плотности распределения периодичности

На рисунке 6 представлены графики функций распределения и плотности распределения оперативности с учетом одного наземного пункта приема информации.

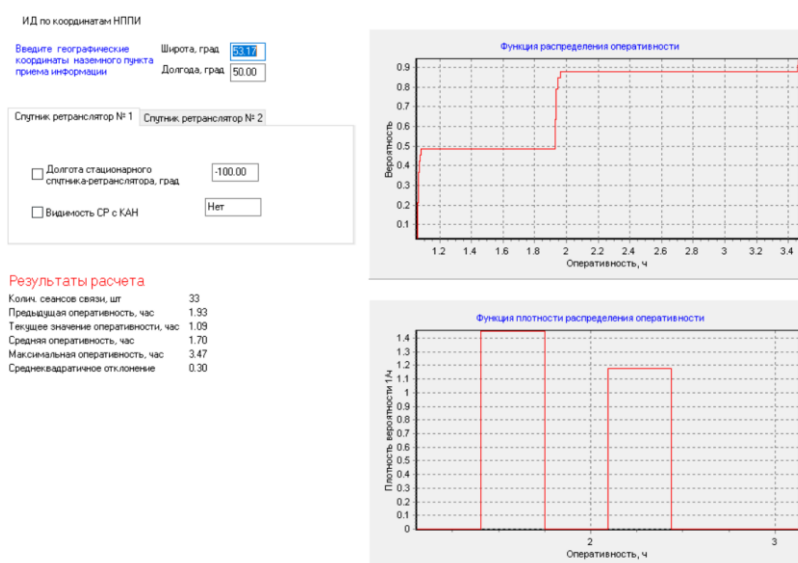


Рисунок 6 – Графики функции распределения и функции плотности распределения оперативности

Проведем аналогичные исследования для других объектов наблюдения.

Итоговые результаты сведены в таблицу 6.

Таблица 6 – Характеристики объектов наблюдения и показатели оперативности и периодичности

Объект наблюдения	Географические координаты	Высота орбиты, км	Наклонение орбиты, град	Периодичность, ч	Оперативность, ч
мыс Канаверал, США	29° с.ш. -80° з.д.	500	97,4	25,96	1,69
Байкал, Россия	53° с.ш. 107° з.д.			14,63	2,03
Космодром Куру, Французская Гвиана	5° с.ш. -52° з.д.			21,10	3,76
Байконур, Казахстан	45° с.ш. 63° з.д.			10,62	0
Плесецк, Россия	62° с.ш. 40° з.д.			11,67	0
Токио, Япония	35° с.ш. 139° з.д.			13,59	3,86
Вашингтон, США	38° с.ш. -77° з.д.			13,79	2,26
База Ванденберг, США	34° с.ш. 120° з.д.			17,41	2,40
Космический центр имени Сатиша Дхавана, Индия	13° с.ш. 80° в.д.			21,13	1,30
Цзюцюань, Китай	39° с.ш. 98° в.д.			22,36	1,10

1.6 Расчет основных параметров аппаратуры наблюдения

1.6.1 Расчет диаметра, размера пикселя и фокусного расстояния

Выберем одну из наиболее распространенных схем, используемых в космических телескопах. Для расчетного КА ДЗЗ выберем схему Ричи-Кретьена. Преимущество данной схемы является простота, а недостатком – малое угловое поле зрения.

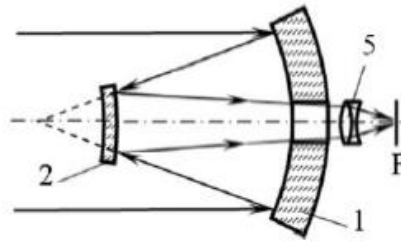


Рисунок 7 – Оптическая схема Ричи - Кретьена

1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 5 – линзовый корректор

Рассчитаем потребный диаметр главного зеркала.

Сначала вычислим потребное дифракционное разрешение по методике, приняв коэффициент совершенства ОС $K = 2,2$, пиксельное разрешение $L_{\Pi} = 0,23$:

$$L_{\text{д}} = \frac{L_{\Pi}}{K} = \frac{0,23}{2,2} = 0,106. \quad (9)$$

Потребный диаметр оптической системы составит:

$$D = \frac{\lambda_p H}{2L_{\text{д}}} = \frac{0,63 \cdot 10^{-6} \cdot 500000}{2 \cdot 0,106} = 1,485, \quad (10)$$

где λ_p – среднее значение из рабочего диапазона длин волн 0,50–0,92 (т.е. $\lambda_p = 0,63$ мкм);

H – высота съёмки с КА.

Диаметр ГЗ можно рассчитать и по другой формуле

$$D = \frac{\lambda_p H}{2L_{\text{д}}} = \frac{0,63 \cdot 10^{-6} \cdot 500000}{2 \cdot 0,3 \cdot 0,35} = 1,5, \quad (11)$$

где $k_0 = 0,30 \pm 0,03$ - нормированная пространственная частота;

L_M – линейное разрешение на местности (0,35 м).

Принимаем значение диаметра главного зеркала равным $D_{ГЗ} = 1,5$ м.

Проведём выбор потребного размера фотоприёмного элемента (пикселя).

В первом приближении размер пикселя выбирается в зависимости от спектральных зон наблюдения: для диапазона от 0,45 до 0,55 мкм - 6 мкм; для видимого диапазона от 0,55 до 0,8 мкм - 9 мкм; для видимого и ближнего ИК диапазона – 12 мкм; для видимого, ближнего и дальнего ИК диапазона – 15 мкм. Поскольку в задании задан спектральный диапазон 0,50 – 0,76 мкм, то линейный размер пикселя принимаем равным 12 мкм.

Для оптимально построенных ОЭТК должно выполняться соотношение:

$$\frac{f_{экр}}{D} = (0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{эл}}{\lambda_p}, \quad (11)$$

где $f_{экр}$ – эквивалентное фокусное расстояние оптической системы;

$l_{эл}$ – размер фотоприёмного элемента (пикселя).

Рассчитаем потребное фокусное расстояние (на основе уравнения (18)):

$$f_{экр} = (0,8086 \pm 0,08) D \frac{l_{эл}}{\lambda_p} \approx 0,81 \cdot 1,5 \cdot \frac{12 \cdot 10^{-6}}{0,63 \cdot 10^{-6}} = 23,1 \text{ м}. \quad (12)$$

1.6.2 Поверочный расчет линейного разрешения на местности

Расчёт производится с помощью частотно-контрастных характеристик (ЧКХ), которые характеризуют качество оптических систем.

Ниже приведены формулы для вычисления ЧКХ некоторых звеньев оптического тракта формирования изображения в зависимости от частоты (ν).

ЧКХ для идеального объектива и без расфокусировки:

$$T_0(\nu) = \frac{2}{\pi} \left[\arccos \left(\frac{\lambda f \nu}{D} \right) - \frac{\lambda f \nu}{D} \sqrt{1 - \left(\frac{\lambda f \nu}{D} \right)^2} \right]. \quad (13)$$

ЧКХ при наличии aberrаций можно учесть аппроксимирующей функцией, отражающей влияние наиболее значимых погрешностей изготовления оптики:

$$T_1(\nu) = 1 - A \cdot \sigma_s^2 \left[1 - 4 \left(\frac{\nu}{\nu_m} - 0,5 \right)^2 \right], \quad (14)$$

где ν_m – предельная пространственная частота,

A – постоянная в диапазоне 30...32 ($A = 31$);

σ_s – среднеквадратическое отклонение aberrаций (0,05...0,08), $\sigma_s = 0,07$.

$$\nu_m = \frac{D}{\lambda f} = \frac{1,5}{0,63 \cdot 10^{-6} \cdot 23,1} = 1,03 \cdot 10^5 \frac{1}{\text{м}}. \quad (15)$$

Влияние случайных ошибок волнового фронта, вызванных, в основном, волнистостью и остаточной шероховатостью оптических поверхностей, описывается функцией:

$$T_2(\nu) = e^{\left[-4\pi^2 \sigma_{st}^2 \left(\frac{\nu}{\nu_m} \right)^2 \right]}, \quad (16)$$

где $\sigma_{st} = 0,125$ – СКО случайных ошибок волнового фронта.

ЧКХ дискретных приёмников, по сути, характеризует технологические потери качества изображения. Конкретный вид ЧКХ обоснован в работе [6]:

$$T_3(\nu) = \frac{1}{1 + k_N \left(\frac{\nu}{0,5 \cdot \nu_N} \right)^2}, \quad (17)$$

где $k_N = 0,15$ – коэффициент снижения ЧКХ на частоте 0,5 от частоты Найквиста;

ν_N – частота Найквиста, которая равна удвоенной пространственной частоте (ν_m), пропускаемой оптической системой, т.е.

$$\nu_N = 2\nu_m = 2,06 \cdot 10^5 \frac{1}{\text{м}} \text{ лин м.} \quad (18)$$

ЧКХ с учётом расфокусировки (δ) для идеального объектива [5]:

$$T_4(\nu) = \frac{J_1(2 \cdot \pi \cdot \delta \cdot \nu)}{\pi \cdot \delta \cdot \nu}, \quad (19)$$

где J_1 – функция Бесселя первого рода первого порядка.

ЧКХ с учётом сдвига изображения (h) согласно [1] определяется зависимостью:

$$T_5(\nu) = \frac{\sin(\pi \cdot h \cdot \nu)}{\pi \cdot h \cdot \nu}. \quad (20)$$

ЧКХ с учётом вибрации (G - отношение ускорения на объекте к ускорению тела на поверхности Земли) на ЧКХ используем зависимость [1]:

$$T_6(\nu) = e^{\left[-2(\pi \cdot f \cdot G \cdot \nu)^2 \right]}. \quad (21)$$

При расчётах было принято $G = 1 \cdot 10^{-7}$.

ЧКХ оптической системы при совместном влиянии погрешностей получается путём произведения частных ЧКХ:

$$T_7(\nu) = T_0(\nu)T_1(\nu)T_2(\nu)T_3(\nu)T_4(\nu)T_5(\nu)T_6(\nu). \quad (22)$$

Графики ЧКХ представлены на рисунке 8.

Разрешающая способность ОЭС определяется пространственной частотой, при которой значение результирующего контраста (наложенного контраста) совпадает с пороговым контрастом, то есть, контрастом из диапазона $k_t = (0,15 \dots 0,20)$.

Исходя из графика (рисунок 8) при величине ЧКХ $T_8(\nu) = 0,15$ получаем значение частоты $\nu = 8,4 \cdot 10^4$ лин / м, что соответствует следующим значениям частоты Найквиста:

$$\nu_N(\nu) = 2\nu = 2 \cdot 4,3 \cdot 10^5 = 8,67 \cdot 10^4 \text{ лин / м} = 87 \text{ лин / мм}. \quad (23)$$

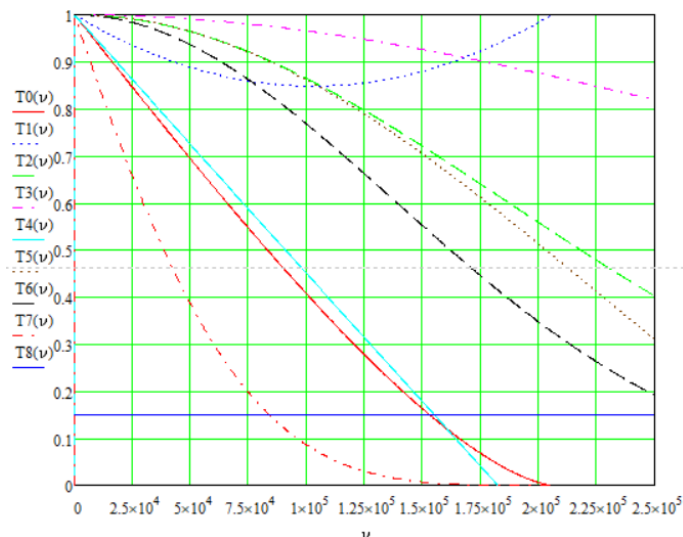


Рисунок 8 – График ЧКХ оптической системы при совместном влиянии факторов снижения качества изображения

Исходя из этого результата, линейный размер фотоприёмного элементам принимаем равным

$$l_{эл} = \frac{1}{\nu_N} = 2\nu = \frac{1 \cdot 10^6}{8,67 \cdot 10^4} = 11,5 \approx 12 \text{ мкм}, \quad (24)$$

что немного отличается от принятого размера пикселя (12 мкм). Это отличие можно объяснить тем, что, во-первых, расчёт ЧКХ производился без учёта центрального экранирования, во-вторых, в расчётах учтены не все факторы и звенья сквозного тракта формирования изображения, в-третьих, в качестве исходных данных брали средние значения статистических коэффициентов, а не реальные.

Выполни проверку проекции пикселя L_{II} :

$$L_{II} = \frac{l_{эл} \cdot H}{f_{экв}} = \frac{12 \cdot 10^{-6} \cdot 500 \cdot 10^3}{23,1} = 0,25. \quad (25)$$

Полученное значение соответствует ранее рассчитанному по формуле (1). Таким образом, проверочный расчёт с помощью ЧКХ показал, что линейное разрешение на местности можно обеспечить при данном диаметре ГЗ.

1.6.3 Расчет габаритов оптической системы в выбор конструктивной схемы телескопа

Для расчетов будем использовать оптическую схему Ричи-Кретьена. Расчетная схема представлена на рисунке 5.

Расчёт будем проводить по методике [1] для исходных данных: $f_{экв} = 23,1$ м, $D_{ГЗ} = 1,5$ м, $\Delta = 0,8$ м – расстояние от ГЗ до фокальной плоскости (по прототипу), $q = 0,27$ – мера центрального экранирования.

Диаметр вспомогательного зеркала:

$$D_{B3} = q \cdot D_{Г3} = 0,27 \cdot 1,5 = 0,405 \text{ м.} \quad (26)$$

Расстояние Между ГЗ и ВЗ:

$$d = q \cdot f_{\text{экв}} - \Delta = 0,27 \cdot 23,1 - 0,8 = 5,449 \text{ м.} \quad (27)$$

Расстояние от ВЗ до фокуса ГЗ:

$$S_2 = \frac{q \cdot d}{1 - q} = \frac{0,27 \cdot 5,449}{1 - 0,27} = 2,015 \text{ м.} \quad (28)$$

Фокусное расстояние ГЗ:

$$f_{Г3} = d + S_2 = 6,449 + 2,015 = 7,464 \text{ м.} \quad (29)$$

По следующей формуле получаем аналогичное значение:

$$f_{Г3} = \frac{f_{\text{экв}} \cdot q - \Delta}{1 - q} = \frac{23,1 \cdot 0,27 - 0,8}{1 - 0,27} = 7,464 \text{ м;} \quad (30)$$

$$r_{Г3} = 2f_{Г3} = 2 \cdot 7,464 = 14,928 \text{ м.} \quad (31)$$

По следующим формулам рассчитаем f_{B3} и r_{B3} :

$$f_{B3} = \left| \frac{q \cdot f_{\text{экв}} (\Delta - q \cdot f_{\text{экв}})}{\Delta + f_{\text{экв}} (1 - 2q)} \right| = \left| \frac{0,27 \cdot 23,1 \cdot (0,8 - 0,27 \cdot 23,1)}{0,8 + 23,1 \cdot (1 - 2 \cdot 0,27)} \right| = 2,975 \text{ м;} \quad (32)$$

$$f_{B3} = \frac{S_2 \cdot (d + \Delta)}{(d + \Delta) - S_2} = \frac{2,015 \cdot (5,449,8)}{(5,449 + 0,8) - 2,015} = 2,975 \text{ м;} \quad (33)$$

$$r_{B3} = 2f_{B3} = 2 \cdot 2,975 = 5,949 \text{ м.} \quad (34)$$

Рассчитаем по формулам (35) и (36) [1] параметры сходимости пучка после вторичного зеркала β и меру увеличения изображения на вторичном зеркале M :

$$\beta = \frac{f_{ГЗ}}{f_{эКВ}} = \frac{7,464}{23,1} = 0,323; \quad (35)$$

$$M = \frac{1}{\beta} = \frac{1}{0,323} = 3,101. \quad (36)$$

Принимаем угловое поле зрения $2\omega = 1,5^\circ$ и рассчитываем диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала по формуле (37) [1]:

$$\varnothing_1 = f_{ГЗ} \cdot \text{tg}(\omega) \cdot d_1 \approx f_{ГЗ} \cdot 2\omega \approx 7,464 \cdot 1,5^\circ \cdot \frac{\pi}{180} = 0,195 \text{ м.} \quad (37)$$

Диаметр поля зрения в фокальной плоскости рассчитаем по формуле (38) [1]:

$$\varnothing_\phi = M \cdot \varnothing_1 = 3,101 \cdot 0,404 = 0,606 \text{ м.} \quad (38)$$

Рассчитаем диаметр корпуса ОЭТК:

$$D_{\text{ОЭТК}} = k_D \cdot D_{ГЗ} = 1,2 \cdot 1,5 = 1,8 \text{ м.} \quad (39)$$

где $k_D = 1,2$ – коэффициент превышения диаметра корпуса ОЭТК над диаметром ГЗ.

Общую длину ОЭТК рассчитаем по формуле (40) [1]:

$$L_{\text{ОЭТК}} = d + \Delta = q \cdot f_{\text{экв}} = 5,449 \cdot 0,8 = 6,249 \text{ м.} \quad (40)$$

Коэффициент уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием:

$$k_f = \frac{L_{\text{ОЭТК}}}{f_{\text{экв}}} = \frac{6,249}{23,1} = 0,27. \quad (41)$$

Разработка компоновочной схемы ОЭТК

Компоновочная схема ОЭТК представлена на рисунке 9.

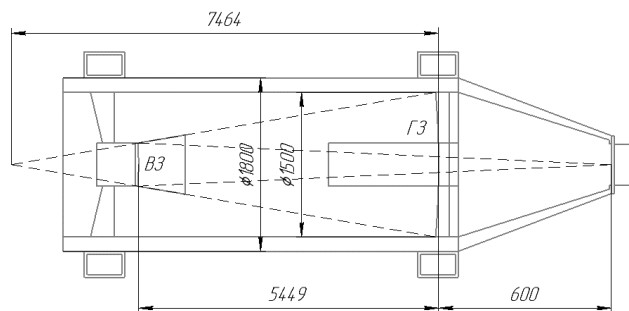


Рисунок 9 – Компоновочная схема ОЭТК

Оценка массы ОЭТК

Предварительный расчёт массы ОЭТК будем осуществлять по формуле [1]:

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{уд}} \cdot k_D \cdot \pi \frac{\lambda_p H^2}{2k_0 L_m^2} \cdot \left(k_D \cdot \frac{\lambda_p}{4k_0} + k_f l_{\text{эл}} \right); \quad (42)$$

$$m_{\text{ОЭТК}} = 33 \cdot 1,2 \cdot \pi \frac{0,63 \cdot 10^{-6} \cdot 500000^2}{2 \cdot 0,3 \cdot 0,35^2} \cdot \left(1,2 \frac{0,63 \cdot 10^{-6}}{4 \cdot 0,3} + 0,335 \cdot 1,2 \cdot 10^{-5} \right) =$$

$$= 1032 \text{ кг.}$$

где $k_{\text{уд}} = 33 \text{ кг/м}^2$ – удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК (по статистике);

$k_0 = 0,30 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота [1].

1.6.4 Выбор ОЭТК из существующих

На данный момент времени аналогов системы с такими параметрами не существует. Поэтому оптико-электронный телескопический комплекс будет изготовлен на заказ из расчетных параметров.

1.7 Выбор элементов системы приема, преобразование, хранения и передачи информации

СППИ обеспечивает прием и упаковку измерительной информации от подсистем ОЭТК с последующим отправлением ее в радиолинию передачи информации.

1.7.1 Формирование фокальной плоскости

Определим длину линейки ПЗС. Максимальная длина линейки ПЗС равна диаметру мгновенного поля зрения телескопа в фокальной плоскости. Ширина линейки ПЗС существенно меньше её длины и определяется количеством строк в матрице. Таким образом, длина линейки ПЗС составляет $l = 0,606$ м.

Количество линеек ПЗС и их расположение в фокальной плоскости зависит от количества спектральных диапазонов (рисунок 10).

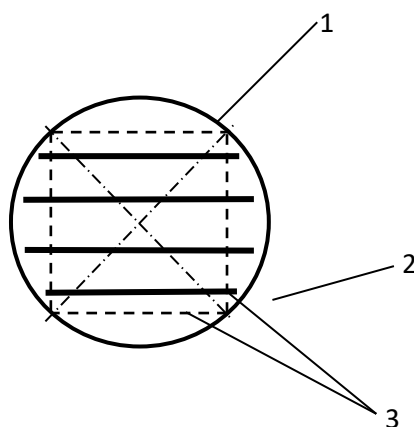


Рисунок 10 – Расположение линеек ПЗС в фокальной плоскости

1 – контур поля зрения; 2 – периферийная линейка ПЗС; 3 – границы поля зрения для кадровой съёмки

Если рассчитать длину линейки ПЗС по размеру диаметра поля зрения в фокальной плоскости, как квадрат, вписанный в круг поля зрения, то можно получить предельный размер периферийных линеек:

$$l = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \varnothing = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot 0,606 = 0,429 \text{ м.} \quad (43)$$

1.7.2 Расчет информационного потока

Рассчитаем информационного потока в режиме стационарного сканирования земной поверхности.

Зная размер пикселя ($l_{эл} = 12 \text{ мкм}$), определим их количество в одной линейке:

$$n = \frac{l}{l_{эл}} = \frac{0,429}{12 \cdot 10^{-6}} = 5,05 \cdot 10^4. \quad (44)$$

Рассчитаем время экспозиции фоточувствительного элемента:

$$\tau_{экс} = \frac{L_M}{V_3} = \frac{0,35}{7,062} = 4,956 \cdot 10^{-5} \text{ с,} \quad (45)$$

где V_3 – скорость движения подспутниковой точки КА, которая определяется формулой:

$$\begin{aligned} V_3 &= V_1 \cdot \frac{R_3}{R_3 + H} \cdot \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}} = 7,91 \cdot \frac{6371}{6371 + 500} \cdot \sqrt{\frac{6371}{6371 + 500}} = \\ &= 7,062 \text{ км/с,} \end{aligned} \quad (46)$$

в этом выражении V_1 – первая космическая скорость ($V_1 = 7,91 \text{ км/с}$).

Частота смены строк (число строк, подлежащих сканированию в одну секунду):

$$N_{стр} = \frac{1}{\tau_{экс}} = \frac{V_3}{L_M} = \frac{7,062 \cdot 10^3}{0,35} = 2,018 \cdot 10^4 \frac{1}{с} \quad (47)$$

Рабочая частота «опросов» всех пикселей в ПЗС-линейке:

$$f'_{ПЗС} = n \cdot N_{стр} = 5,05 \cdot 10^4 \cdot 2,018 \cdot 10^4 = 1,019 \cdot 10^9 \frac{1}{с} \quad (48)$$

Рассчитываем информационный поток:

$$I = m \frac{n \cdot N_{стр}}{k_{сж}} = 10 \cdot \frac{5,5 \cdot 10^4 \cdot 2,018 \cdot 10^3}{4} = 2,548 \cdot 10^9 \frac{бит}{с} \approx 0,255 \frac{Гб}{с}, \quad (49)$$

где m – количество уровней квантования (принимаям 10);

$k_{сж}$ – коэффициент сжатия информации (принимаям 4).

Результат можно считать адекватным, так как реальная скорость записи информации у КА аналогов в среднем составляет 0,04-2 Гб/с.

1.7.3 Выбор элементов СППИ

В качестве СППИ для проектируемого КА подходит СППИ «Степь-29». Характеристики блока СППИ представлены на рисунке 11, а внешний вид - в таблице 7.

Таблица 7 – Характеристика СППИ «Степь-29» [8]

Характеристика	Значение	
	ПХ	МС
Каналы наблюдения	1	8
Кол-во спектральных диапазонов	0,4	1,6
Проекция пикселя	0,432	
Длина линейки ПЗС, м	0,5-0,8	0,45–0,51; 0,51–0,58; 0,63–0,69; 0,77–0,89; 0,40–0,45; 0,58–0,62; 0,70–0,74; 0,86– 1,05
Спектральные диапазоны, мкм	9	36
Размер элемента, мкм	6144 × 128	1536 × 32(64) × 4
Формат ФПЗС	128, 96, 64, 48, 32	32, 16, 8, (64, 32, 16)
Число шагов накопления	12	
Яркостное разрешение, бит/пикс	1-4 бит/пикс (ДИКМ) 0,5-4 бит/пикс. (JPEG2000)	

Максимальный поток информации, Гбит/с	Не более 7,53 Гбит/с (без сжатия) Не более 3,76 Гбит/с (со сжатием)
Емкость бортового ЗУ, Гбит	19200 (38400 с резервированием)
Энергопотребление, Вт	85

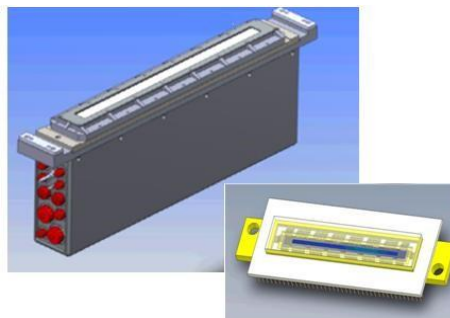


Рисунок 11 – Блок СППИ

1.7.4 Выбор параметров запоминающих устройств

На рисунке 12 представлено бортовое записывающее устройство БЗУ-А разработки АО РКС, г. Москва, который разработан на базе микросхем FLASH-памяти. Устройство осуществляет приём и файловую запись информации от датчиков и одновременное воспроизведение записанной ранее информации по радиоканалу. В таблице 8 представлены некоторые характеристики запоминающего устройства (ЗУ).

Таблица 8 – Характеристики запоминающих устройств

Характеристики ЗУ	БЗУ-А
Объем памяти ЗУ, Гбит	160
Скорость регистрации информации, Гб/с	0,04...1,92
Скорость выдачи информации, Мбит/с	150
Энергопотребление, Вт	8,1
Масса, кг	5,7



Рисунок 12 – Внешний вид БЗУ

1.7.5 Выбор параметров бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии

Высокоскоростная радиолиния (ВРЛ) предназначена для передачи больших потоков информации с борта КА на НППИ. Конструктивно ВРЛ состоит из бортового программно-управляемого антенного устройства с приводом, контейнер с модулями бортового запоминающего устройства, четырехканальное радиопередающее устройство. Внешний облик выбранной ВРЛ и основные характеристики представлены на рисунке 13 Данная аппаратура разработана НИИ ТП Российские космические системы (Научно-исследовательский институт точных приборов).

Таблица 9 – Характеристики ВРЛ

Параметр	Значение
Высота рабочих круговых орбит КА, км	до 1200
Диапазон частот	X; K; Ka
Скорость передачи ЦИ, Мбит/с	1200; 900; 600; 450; 300; 225; 150
Максимальное количество каналов приёма ЦИ в БА	24
Скорость поступления ЦИ по одному каналу, Мбит/с	до 1200
Ёмкость бортового ЗУ для одноразового приёма ЦИ по одному каналу, Гбайт	не менее 500
Диаметр зеркала антенны НА, м	3,5; 5
Масса модуля бортового ЗУ, кг	кг 2
Масса базовой БА (без ЗУ), кг	не более 60
Энергопотребление, Вт	от 25



Рисунок 13 – Внешний вид ВРЛ

1.8 Выбор состав и характеристики массозатратных элементов БКУ и СУД

1.8.1 Бортовой комплекс управления

Бортовая цифровая вычислительная система включает в свой состав три ЭВМ, которые включены по схеме мажоритарного резервирования. В состав КА включим ЦВМ22 (АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ»), внешний вид и характеристики которого представленный ниже. Всего на КА устанавливается три блока ЦВМ.

Таблица 10 – Характеристики БЦВМ

Наименование параметра	Характеристики
Быстродействие, тыс. кор. оп/с	60000
Средн. производит., тыс оп/с	30500
Производительность ПЗ, Mflops	30,5
Ёмкость ОЗУ, кб	2048
Ёмкость ПЗУ, кб	4096
Способ резервирования	Дублирование
Срок активного существования, лет	12,5
Температурный диапазон работы, С°	-40 - +50
Напряжение питания, В	18 - 36
Потребляемая мощность, Вт	8-12
Габариты, мм	122×121×121
Объём, Дм	1,79
Масса, кг	1,9



Рисунок 14 – ЦВМ22 АНО НТИЦ «ТЕХКОМ»

1.8.2 Бортовая аппаратура командно-измерительной системы

БА КИС выполняет следующие функции:

– приём с наземной станции командно-измерительной системы (НС КИС) радиокоманд (РК) с передачей на НС КИС квитанций об их приеме с формированием и выдачей в системы КА команд управления (КУ);

– приём с НС КИС, с последующей передачей на ВС КА, командно-программной информации (КПИ) и передачу на НС КИС квитанций о её приеме;

– приём от вычислительных средств космического аппарата (ВС КА) программных команд (ПК) с формированием и выдачей в системы КА команд управления (КУ).

Характеристики БА КИС, разработанной в АО «Российские космические системы» представлены в таблице. Выбранная БА КИС представлена на рисунке 15 [1].

Таблица 11 – Характеристики БА КИС

Группа исполнения	5.3
Частотный диапазон	С
Скорость передачи информации – по запросу каналу	РК — 100 бит/с
По ответному каналу КПИ (СИ)	1000 бит/с
ТМИ, КВ	1, 8, 32 кбит/с
БА КИС обеспечивает точность измерения: наклонной дальности	≤ 10 м
Радиальной скорости	$\leq 0,01$ м/с
Срок активного существования	≥ 15 лет
Энергопотребление дежурный режим	≤ 30 Вт
Сеансный режим	≤ 63 Вт
Масса	$\leq 23,0$ кг
Мощность передатчика	10 (2; 5) Вт



Рисунок 15 – БА КИС

1.8.3 Бортовая информационная телеметрическая система

БИТС ТА932МД-233РСК (АО «ИРЗ») предназначена для сбора информации от телеметрических датчиков бортовой аппаратуры космического аппарата, дальнейшего преобразования, запоминания и выдачи ее в БЦВК и в командно-измерительную систему космического аппарата. БИТС-М представлен на рисунке 16, характеристики отражены в таблице 12.



Рисунок 16 – БИТС-М

Таблица 12 – Характеристика аппаратуры ТА932МД-0413РМ

Космический аппарат	Экспресс-АМ 5.6
Завершение разработки	2011г
Измерительные каналы, в т.ч.	480
Аналоговые (0-6.3 В)	128
Температурные (0-188 Ом)	256
Цифровые (8-разрядные)	96
САС/ВБР	15/0.995
Условия эксплуатации	негерметичный спутник
Рабочий температурный диапазон, °С	от - 10 до + 35
Потребление. Вт	< 12.9
Объем, см ³	6375
Масса ТМ системы, кг	7.0
Масса 8-разрядного канала, кг	14,5

1.8.4 Система спутниковой навигации

Аппаратура ССН предназначена для определения текущих координат, высоты, скорости и времени по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO и др. АСН состоит из двух взаимозаменяемых полуккомплектов для обеспечения двукратного резервирования (рисунок 17). Технические и навигационные характеристики представлены в таблицах 13 и 14 соответственно.



Рисунок 17 – Аппаратура спутниковой навигации АО «Цифра»

Таблица 13 – Технические характеристики АСН [1]

Количество каналов	24+24
Температурный режим работы, °С	-20 – +60
Температурный режим работы кабелей, °С	60 – +150
Напряжение питания, В	24–32
Потребляемая мощность, Вт	не более 17
Масса, кг	4,5

Таблица 14 – Навигационные характеристики АСН [1]

Время приведения в готовность, с,	60
Инструментальная погрешность определения координат, м	не более ±30
Скорость движения объекта, м/с	до 12000±0,06
Высота, км	до 3000

1.8.5 Система управления движением приближенная оценка характеристик точности

СУД КА ДЗЗ решает следующие основные задачи:

- приведения КА из неориентированного положения в ориентированное;
- управления движением КА относительно центра масс;
- построения приборной инерциальной системы координат;
- обеспечения режима дежурной ориентации и др.

На качество информации в условиях эксплуатации ОЭА влияние оказывают характеристики точности выполнения операций СУД по угловой ориентации и стабилизации угловой скорости КА при съёмках.

Допустимую погрешность ориентации изделия по каналу рыскания (угловое отклонение), соответствующее поперечному смещению элемента изображения S_{ψ} получаем по следующей формуле [1]:

$$\Delta\psi = \frac{k_\psi}{n} = \frac{0,17}{192} = 0,00088 \text{ рад} / \text{с} = 3,02 \text{ угл. мин.}, \quad (50)$$

где n – число строк в матрице ВЗН;

$k_\psi = 0,17$ – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприемного элемента.

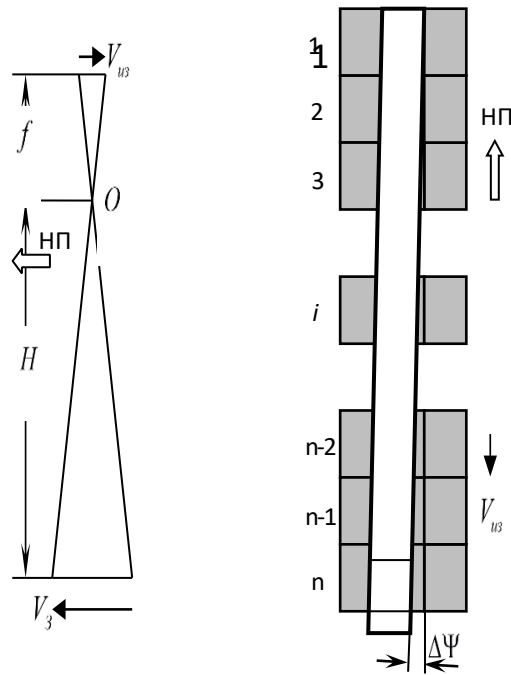


Рисунок 14 – Схемы формирования поперечных и продольных смазов изображения

Скорость смещения элементов изображения:

$$V_{из} = V_з \frac{f}{H} = 7093 \cdot \frac{23,1}{480000} = 0,326 \frac{\text{м}}{\text{с}}. \quad (51)$$

Время, за которое происходит накопление зарядов в столбце матрицы ВЗН, определяется следующим соотношением:

$$\tau = \frac{n \cdot l_{эл}}{V_{уз}} = \frac{192 \cdot 12 \cdot 10^{-6}}{0,326} = 0,0071 \text{ с.} \quad (52)$$

Допустимое отклонение угловой скорости изделия по каналу крена, соответствующее поперечному смещению изображения S_{γ} , определяется по формуле:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\gamma} \cdot V_{уз}}{n \cdot f} = \frac{0,17 \cdot 0,326}{192 \cdot 23,1} = 1,251 \cdot 10^{-5} \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 4,85 \frac{\text{угл.с}}{\text{с}}, \quad (53)$$

где $k_{\gamma} = 0,17$ – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприемного элемента.

Допустимое отклонение угловой скорости КА по каналу тангажа, соответствующее продольному смещению изображения S_{ϑ} , определяется по формуле:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\vartheta} \cdot V_{уз}}{n \cdot f} = \frac{0,17 \cdot 0,326}{192 \cdot 23,1} = 1,251 \cdot 10^{-5} \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 4,85 \frac{\text{угл.с}}{\text{с}}, \quad (54)$$

где $k_{\vartheta} = 0,17$ – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприемного элемента

Допустимое отклонение угловой скорости бега изображения, соответствующее продольному смещению изображения S_{ν} , определяется по формуле:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\nu} \cdot V_{уз}}{n \cdot f} = \frac{0,17 \cdot 0,326}{192 \cdot 23,1} = 1,251 \cdot 10^{-5} \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 4,85 \frac{\text{угл.с}}{\text{с}}, \quad (55)$$

где $k_{\nu} = 0,17$ – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприемного элемента.

1.8.6 Инфракрасный построитель местной вертикали

Инфракрасный построитель местной вертикали представляет собой прибор статического типа, работающий на принципе контраста теплового излучения с поверхности Земли и из космоса, и предназначен для выработки управляющих сигналов по каналам крена и тангажа.

В качестве ИПКМ выбран прибор 344К, разработанный АО "НПП "Геофизика Космос", с характеристиками, указанными в таблице 15.

Таблица 15 – Характеристики датчика горизонта Земли 344К

Характеристика	Значение
Угловая погрешность для диапазона высот 180-12000км, угл. мин.	3,5-5
Потребляемая мощность, Вт	5
Габариты, мм	120×110×130
Масса, кг	1,2
Ресурс, тыс. ч	150



Рисунок 15 – Инфракрасный построитель местной вертикали

1.8.7 Блок определения координат звезд

БОКЗ предназначен для периодической коррекции положения КА в инерционной системе координат, для геопривязки снимков, а также для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости.

Исходя из расчетов точности СУД, выберем БОКЗ-М60/1000 производства ИКИ РАН (2017). БОКЗ представлен на рисунке 16, его характеристики в таблице 16 Всего на КА ставится 4 прибора БОКЗ.

Таблица 16 – Характеристики блока определения координат звезд

Характеристики	Значение
Матрица	1024x1024
Размер пикселя, мкм	16
Поле зрения, град	15,5 x 15,5
Угловая разрешающ. способность, угл.с / пикс	55
Точность $\sigma_x, y / \sigma_z$, угл.с	1,3/11
Время начального определения информации, с	8
Напряжение питания, В	27±5
Мощность, Вт	10
Масса, кг	4,4
Габариты, мм	200×200×200

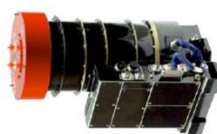


Рисунок 16 – Блок определения координат звезд М60/1000

1.8.8 Датчики ориентации и угловой скорости

Блок датчиков угловых скоростей (БДУС) или блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический (БИУС ВОА), представляет собой систему измерения проекций абсолютной угловой скорости и линейного ускорения объекта на оси приборной системы координат. Система построена на основе волоконно-оптических гироскопов и кварцевых акселерометров. БИУС, разработанный НПП «Антарес», представлен на рисунке 17. Там же представлены характеристики (Таблица 17).

Таблица 17 – Характеристики датчика ориентации и угловой скорости

Характеристики	Значение
Диапазон измерения, град/с	±30, ±80
Диапазон измерения линейных ускорений, g	10
Погрешность масштабного коэффициента, %	0,03-0,3
Систематическая составляющая ошибки, град/с	0,0003
Случайная составляющая ошибки, град/с	$(5-20) \times 10^{-5}$
Готовность, с	60
Потребляемая мощность, Вт	10-20
Ресурс, ч (не менее)	50000
Габариты, мм	214x212x191
Масса, кг	2,5



Рисунок 17 – БИУС ВОА [9]

На рисунке 18 представлен многофункциональный программируемый контроллер МПК-03 (ОАО «НПП «Антарес»). Он предназначен для приёма управляющих и информационных сигналов, формирования и выдачи управляющих воздействий на элементы СУД. В таблице 18 представлены характеристики МПК.

Таблица 18 – Характеристики МПК-03

Характеристики	Значение
Вероятность безотказной работы	0,995
Готовность, с	20
Потребляемая мощность, Вт	43,6
Ресурс, ч	не менее 50000
Габариты, мм	454x268x172
Масса, кг	12



Рисунок 18 – МПК-03

1.8.9 Система сброса кинетического момента

ССКМ предназначена для обеспечения разгрузки накопленного (в процессе длительной работы СГК) кинетического момента. Основными элементами такой системы являются электромагнитные исполнительные органы, которые конструктивно представляют собой штанги, и приборный блок. Элемент-

ный состав СККМ представлен на рисунке 19. Там же представлены характеристики ССКМ (Таблица 17) [1].

Таблица 17 – Характеристики системы сброса кинетического момента

Характеристики		Значение
Магнитный момент, Ам ²		350
Мощность, Вт		25
Масса, кг		9,8
Масса блока, кг		4,8
Габариты, мм	Длина	1000
	Диаметр	55

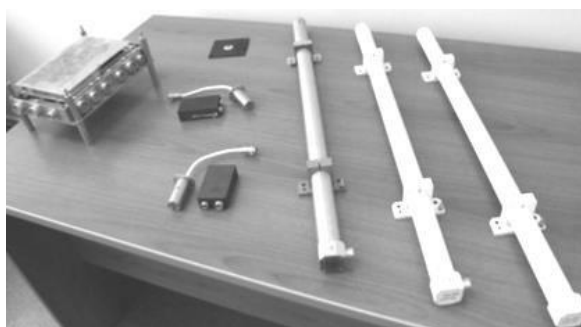


Рисунок 19 – Система сброса кинетического момента

1.9 Силовой гироскопический комплекс расчет параметров

СГК предназначена для высокоточного обеспечения разворотов КА при перенацеливании. СГК включает в свой состав четыре гиросприбора. Для выбора типа СГК необходимо произвести расчет потребных моментов, исходя из заданной производительности. Расчет параметров СГК производим исходя из условия обеспечения заданной производительности по методике [1].

1.9.1 Оценка среднего времени перенацеливания

В качестве показателя производительности рассматривается количество объектов, которые может снять КА за один виток (задано N=17).

Определяем угол нахождения КА в световом пятне:

$$\alpha_{СП} = 2 \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) = 2 \left(\frac{\pi}{2} - 0,524 \right) = 2,094 \text{ рад}, \quad (56)$$

где η – значение угла Солнца над горизонтом (принят 30°) на границе зоны съёмки.

Определим время целевой работы КА на одном витке:

$$T_{цр} = T \cdot \frac{\alpha_{СП}}{2\pi} = 5668 \cdot \frac{2,094}{2\pi} = 1889 \text{ с.} \quad (57)$$

Среднее время, затрачиваемое на перенацеливание, найдем по формуле:

$$t_{cp} = \frac{T_{цр}}{N} = \frac{1880}{17} = 111,09 \text{ с,} \quad (58)$$

где N – количество объектов, снятых за один виток.

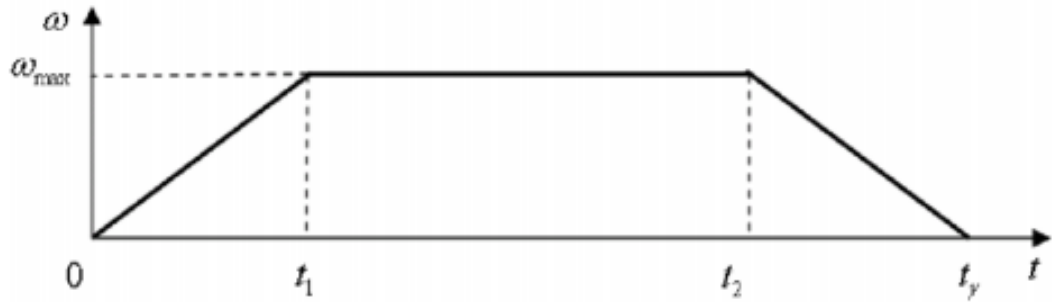
1.9.2 Расчет потребного значения среднего углового ускорения КА

Средний угол поворота КА при перенацеливании составляет $\gamma_{cp} = 50^\circ = 0,87$ рад. Определим среднюю угловую скорость КА при перенацеливании:

$$\omega_{cp} = \frac{\gamma_{cp}}{t_{cp}} = \frac{0,785}{112} = 0,007 \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 0,405 \frac{\text{град}}{\text{с}}. \quad (59)$$

Определим максимальное значение потребного углового ускорения, которое зависит от схемы ускорения и замедления углового движения КА при перенацеливании:

$$\varepsilon_{\max} = \frac{16\gamma_{cp}}{3t_{cp}^2} = \frac{16 \cdot 0,785}{3 \cdot 112^2} = 0,00034 \frac{\text{рад}}{\text{с}^2} = 0,019 \frac{\text{град}}{\text{с}^2}. \quad (60)$$



ω - угловая скорость, t – время

Рисунок 20 – Схема изменения угла поворота КА

1.9.3 Вычисление среднего значения управляющего момента СГК

Определяем в первом приближении массу будущего КА:

$$m_{КА} = k \cdot m_{ЦА} = 6 \cdot 365 = 6190 \text{ кг}, \quad (61)$$

где $k = 6$ – коэффициент, отношения массы к массе целевой аппаратуры.

Диаметр и длину КА принимаем равными:

$$D_{КА} = 2D_{ГЗ} = 2 \cdot 1,5 = 3 \text{ м}; \quad (62)$$

$$L_{КА} = 2(d + \Delta) = 2(1,5 + 0,6) = 12,1 \text{ м}. \quad (63)$$

Оценим осевой момент инерции КА [1]:

$$J_{КА} = m_{КА} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right) = 6190 \left(\frac{3^2}{16} + \frac{12,1^2}{12} \right) = 7897 \text{ м}. \quad (64)$$

Определим потребный управляющий момент КА по формуле:

$$M_{КА} = \varepsilon_{\max} \cdot J_{КА} = 7897 \cdot 0,019 = 26,8 \text{ м}. \quad (65)$$

1.9.4 Расчет массогабаритных параметров СГК

Момент силы, прикладываемый к внешней рамке двухстепенного ГП, принимается равным моменту, который необходим для поворота КА

Рассчитаем потребный кинетический момент ротора гиросприбора, учитывая, что по одному каналу разворота работает 2 гиросприбора:

$$K_{СГП} = \frac{M_{КА}}{2\omega_{ПРЕЦ}} = \frac{26,8}{2 \cdot 0,14} = 95,6 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}, \quad (66)$$

где $\omega_{ПРЕЦ}$ – угловая скорость прецессии $\omega_{ПРЕЦ} = 8 \frac{\text{град}}{\text{с}} = 0,14 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

$$J_{РГП} = \frac{K_{СГП}}{\omega_{РГП}} = 0,077 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad (67)$$

где $\omega_{РГП}$ – угловая скорость РГП $\omega_{РГП} = 11800 \frac{\text{об}}{\text{мин}} = 1152 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

Ротор гиросприбора выбираем в форме шара радиусом R с цилиндрическим вырезом радиусом r, представлен на рисунке 21

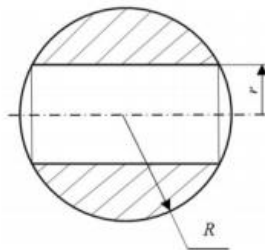


Рисунок 21 – Форма ротора гиросприбора

Внешний радиус ротора ГП определяем по формуле [1]:

$$R = \sqrt{\frac{240 \cdot J_{РГП}}{113 \cdot \pi \cdot \rho_{РГП}}} = \sqrt{\frac{240 \cdot 0,077}{113 \cdot \pi \cdot 7800}} = 0,092 \text{ м}^2, \quad (68)$$

где $\rho_{РГП} = 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность материала ротора (высокопрочная сталь).

Находим массу ротора по следующей формуле:

$$m_{РГП} = \frac{5}{6} \cdot \pi \cdot \rho_{РГП} \cdot R^3 = \frac{5}{6} \cdot \pi \cdot 7800 \cdot 0,092^3 = 16,071 \text{ кг.} \quad (69)$$

Рассчитаем предельно допустимую скорость вращения ротора:

$$\omega_{РГП} \leq \omega_{дон} = \sqrt{\frac{|\sigma|}{f \cdot \rho_{РГП} \cdot R^2}} = 1411 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \quad (70)$$

где $[\sigma]$ – допустимые напряжения в роторе (примем $[\sigma] = 2000$ МПа);

f – коэффициент безопасности (примем 2,0).

$$\omega_{РГП} \leq \omega_{дон} = \sqrt{\frac{|\sigma|}{f \cdot \rho_{РГП} \cdot R^2}} = 1411 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \quad (71)$$

Проверим условие ограничения по скорости вращения ротора:

$$\omega_{РГП} = 1152 \frac{\text{рад}}{\text{с}} = 1411 \frac{\text{рад}}{\text{с}},$$

условие выполняется.

1.9.5 Выбор СГК из существующих в отрасли

По результатам расчетов был выбран силовой гироскоп 14М533. Внешний вид гироскопа приведён на рисунке 22, а основные характеристики - в таблице 18.

Всего на КА устанавливается 4 силовых гироскопа.

Таблица 18 – Основные характеристики СГК

Характеристики	Значение
Кинетический момент, Н·м·с	20
Мах управляющий момент, Н·м	250
Масса гироскопа, кг	14,5
Угловая скорость подвеса, %	+8,6
Назначенный ресурс, лет	5
Габариты, мм	266x28x445
Энергопотребление, Вт	15



Рисунок 22 – Силовой гиросприбор 14М533 и его компоновка

1.9.6 Системы терморегулирования с использованием тепловых и контурных труб

При проектировании КА ДЗЗ нового поколения в СТР следует использовать тепловые трубы (ТТ) для организации отвода тепловых потоков от мест установки приборов и сброса тепловых потоков в окружающее пространство с внешних поверхностей. Для выравнивания температур между панелями следует использовать контурные ТТ. Грамотное размещение ТТ может исключить жидкостные контуры охлаждения. ТТ, кроме того, могут служить подкрепляющими элементами конструкции корпуса КА.

На рисунке 23 представлена сотопанель и ее элементы.

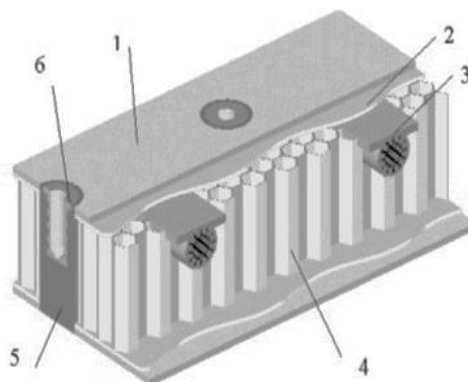


Рисунок 23 – Сотопанель

1 – обшивка; 2 – пленочный клей; 3 – тепловая труба; 4 – сотовый наполнитель;
5 – специальный клей; 6 – втулка крепежная



Рисунок 24 – Вентильный электропривод ДБЭ63-25-6,3 [11]

Таблица 19 – Характеристики вентильного электропривода ДБЭ63-25-6,3

Характеристики	Значение
Частота вращения, мин ⁻¹	5900 ± 100
Номинальный момент, Н·м	0,04047
Потребляемая мощность, Вт	25
Масса электродвигателя, кг	0,58
Масса преобразователя, кг	0,72 / 0,85
Габариты электродвигателя, мм	63x42
Габариты преобразователя, мм	105x150x40
Гарантийная наработка, ч	>152 000
Срок службы, лет	15

Предназначен для работы в составе электронасосного агрегата (ЭНА) систем терморегулирования КА. Имеет герметичный экран, отделяющий роторную часть двигателя от статорной для работы в среде ЛЗТК-2 с давлением до 2,8 кгс/см².

1.10 Состав и расчет основных параметров системы электропитания

В космических аппаратах дистанционного зондирования поверхности Земли с длительным сроком активного существования чаще всего в качестве источника электроэнергии используется солнечное излучение, а в качестве преобразователей электроэнергии – фотоэлектрические преобразователи (ФЭП).

В районе Земли удельная мощность излучения Солнца составляет не менее 1360 Вт/м², однако коэффициент полезного действия ФЭП (13-30 %) ограничивает такую мощность.

К основным элементам СЭП относят:

- солнечные батареи;
- аккумуляторные батареи;

– комплекс автоматики и стабилизации (блок автоматики, контроля и управления).

1.10.1 Солнечные батареи

Солнечные батареи могут размещаться на корпусе КА и на отдельных панелях. В свою очередь панели СБ могут быть неподвижными и поворотными (ориентируемыми на Солнце). Схемы установки СБ показаны на рисунке 25. Различные виды компоновок панелей существенно влияют на проектный облик КА.

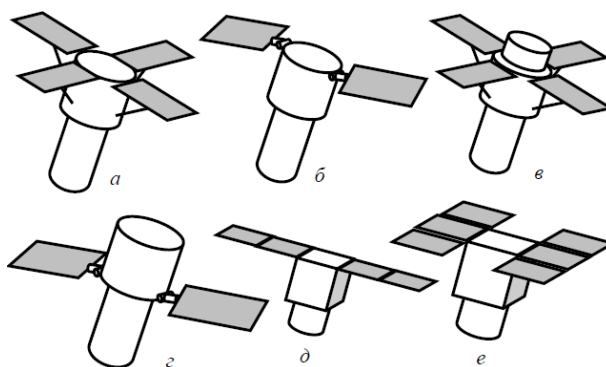


Рисунок 25 – Возможные варианты общего вида КА ДЗЗ

Неподвижные панели СБ представлены на рисунке 25 (а, в, д, е). Достоинство данного типа креплений заключается в относительно простом виде конструкции, а недостатком – неэффективное использование энергетики СБ, так как в процессе целевой работы КА панели не всегда ориентированы на Солнце.

Подвижные панели СБ представлены на рисунке 25 (б, г). Достоинство данного типа креплений заключается в больший энергосъем с единицы площади панели, а недостатком – необходимость иметь на борту КА сложные и массивные узлы панелей СБ.

КА больших габаритов запускаются на орбиту со сложенными панелями СБ, поэтому они должны иметь механизмы раскрытия после отделения КА от ракеты-носителя.

Основные электротехнические характеристики СБ:

– максимальное значение мощности СБ при совпадении вектора нормали к плоскости панели СБ с направлением на Солнце;

- удельная мощность съема электроэнергии с единицы площади панели СБ при ориентации ее на Солнце;
- коэффициент потери мощности СБ по годам эксплуатации;
- среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к поверхности панели СБ и направлением на Солнце.

К основным конструктивным характеристикам СБ относят:

- площадь панелей;
- масса панелей солнечной батареи;
- удельная масса панелей солнечной батареи;
- наличие узлов крепления панелей СБ в сложенном состоянии и их раскрытия после отделения КА от РН;
- наличие узлов поворота панелей СБ в процессе целевого функционирования;
- прочностные и жесткостные характеристики панелей.

Конструктивно панели СБ могут быть каркасными или иметь интегрируемые каркасы.

На рисунке 26 в качестве примера представлена каркасная модель панели солнечной батареи КА ДЗЗ «Ресурс ДК 1». Панель представляет собой набор отдельных панелей (рам) с сетками для крепления пластин ФЭП.

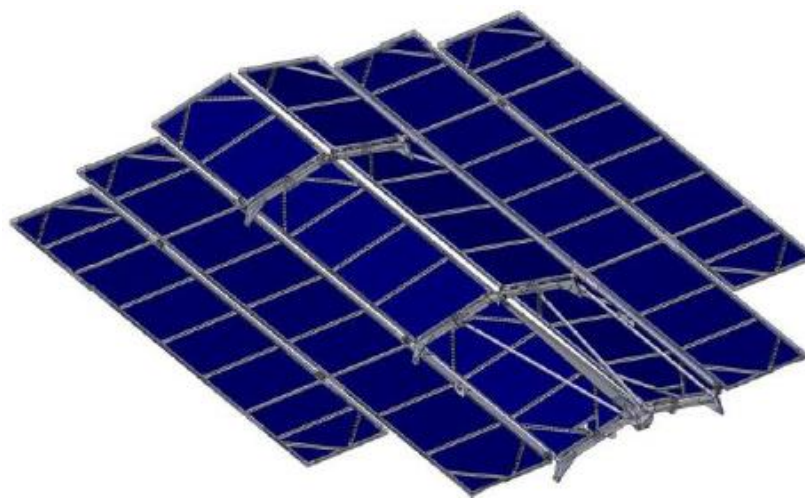


Рисунок 26 – Модель панели солнечной батареи КА «Ресурс ДК 1»

На рисунке 27 представлена панель СБ КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» с интегрированным каркасом в сложенном состоянии. Каркас панели изготовлен из углеклестика, представляя собой набор тонкостенных пустотелых ячеек, выполненных под размер ФЭП.

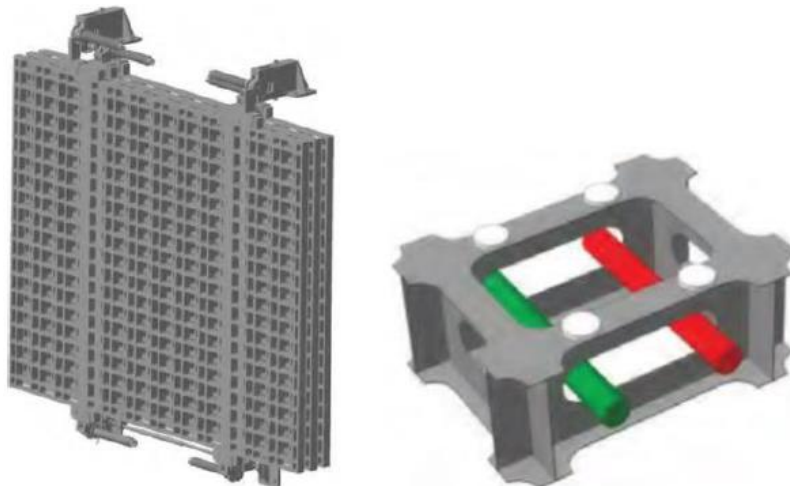


Рисунок 27 – Модель интегрированной панели СБ КА «Аист – 2Д»

Для того чтобы снизить частоту колебаний, которые мешают процессу съемки КА, панели СБ должны быть достаточно прочными. Удельная масса современных КА ДЗЗ составляет где-то $1,6 \text{ кг/м}^2$.

1.10.2 Фотоэлектрические преобразователи

Фотоэлектрический преобразователь представляет собой устройство, которое преобразует солнечную энергию в постоянный электрический ток. На рисунке 28 представлен внешний вид типовой ФЭП с внешней и обратной стороны производства АО «Сатурн» г. Краснодар.

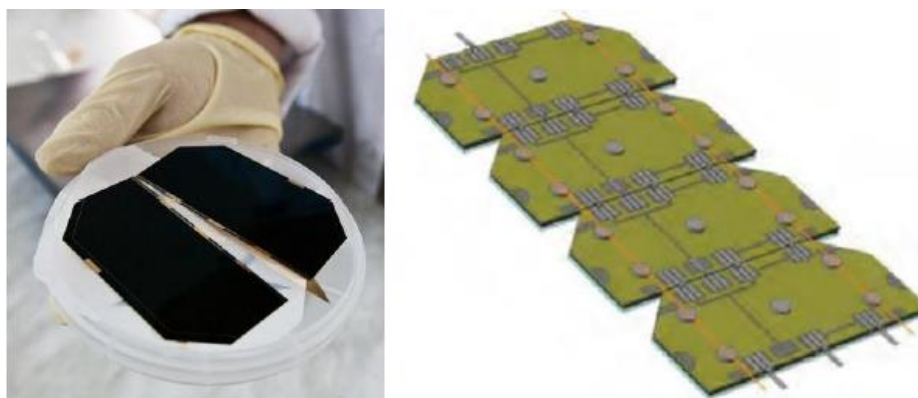


Рисунок 28 – Внешний вид фотопреобразователей

Входная мощность таких СБ с использованием данных элементов может достигать десятков кВт. Характеристики типовых ФЭПб

- удельная мощность – до 350 Вт/м²;
- коэффициент полезного действия – 30%;
- удельная массовая характеристика – 1,3-1,8 Вт/(кг м²);
- ресурс работы – до 15 лет.

1.10.3 Аккумуляторные батареи

АБ служат в качестве накопителя энергии, которая расходуется в пиковые режимы энергопотребления или, когда часть аппаратуры космического аппарата должна работать и на теновом участке орбиты.

Основные проектные электротехнические характеристики АБ:

- электрическая емкость (А ч);
- номинальное напряжение;
- максимальные значения тока разряда и тока заряда;
- минимально допустимая глубина разряда;
- допустимое количество циклов заряда-разряда;
- КПД и коэффициенты изменения характеристик при длительной эксплуатации.

Основные конструктивные характеристики АБ:

- масса одной единицы АБ;
- количество аккумуляторных батарей;
- габаритные размеры;
- температурные режимы нормальной работы аккумуляторов.

Количество АБ выбирается с учетом мощности одной батареи, размещения на борту КА и соображений надежности.

АБ для КА могут быть серебряно-цинковые, никель-водородные, а также в последнее время применяют литиевые, которые отличаются лучшим удельными характеристиками.

Требования, предъявляемые к АБ:

- вес АБ должен быть как можно минимальным;
- малые габариты;
- большая емкость;
- как можно большее число циклов заряда-разряда.

АБ обычно представляют собой корпус прямоугольной формы (Рисунок 29), в котором устанавливаются несколько отдельных элементов в виде металлических колб, корпус которых рассчитан на давление свыше 60 атмосфер (Рисунок 30). Количество элементов и габариты АБ зависят от потребной мощности.



Рисунок 29 – Внешний вид аккумуляторной батареи 23ЛИ-65



Рисунок 30 – Внутренние элементы аккумуляторной батареи 23ЛИ-65

Корпус аккумуляторных батарей делается герметичным, так как заряженная АБ выделяет газ и давление в корпусе батареи повышается. При разрядке батареи давление в корпусе падает. Данное свойство АБ используется для контроля степени ее заряженности по датчикам давления.

Емкость, количество, масса аккумуляторных батарей должны быть согласованы с циклограммой работы целевой и обеспечивающей аппаратуры КА.

Даже несмотря на все современные конструктивные решения, аккумуляторные батареи имеют большую массу, и поэтому стараются разместить вблизи

центра масс КА. Варианты размещения АБ на КА ДЗЗ показаны на рисунке 31.

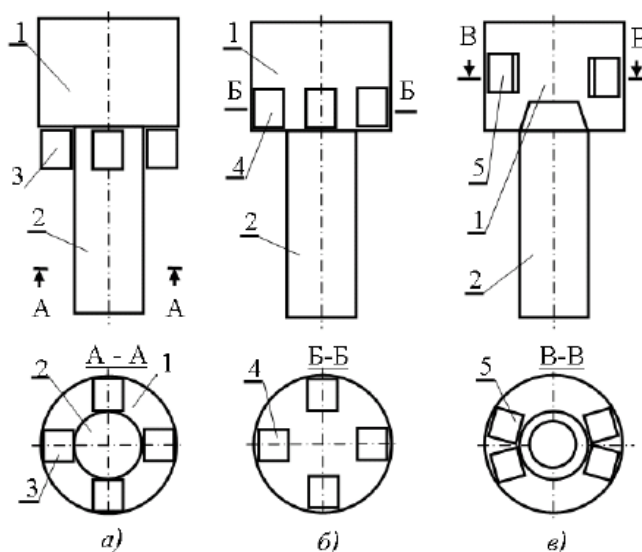


Рисунок 31 – Схема установки аккумуляторных батарей

На рисунке 31 введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек телескопа; 2 – корпус ОЭТК; 3 – аккумуляторные батареи, установленные на корпусе КА; 4 и 5 – АБ, установленные в приборно-агрегатном отсеке.

1.10.4 Комплекс автоматики и стабилизации

КАС системы электропитания предназначен для контроля степени заряженности и разреженности АБ, для переключения режимов заряда и разряда аккумуляторных батарей. Конструктивно КАС представляет собой один или несколько приборных блоков, которые размещаются, как правило, в приборно-агрегатном отсеке КА.

1.10.5 Расчет системы электропитания

Масса СЭП зависит от ее типа, для СЭП с СБ и аккумуляторами относительная масса системы электропитания для КА ДЗЗ составляет 4-6 % от массы КА. Следовательно, масса СЭП в первом приближении можно рассчитать по следующей зависимости:

$$m_{СЭП} = (0,04...0,06)m_{КА}. \quad (72)$$

Для расчета во втором приближении необходимы более детальные расчеты. Исходные данные для данного расчета приведены в таблице 22.

Таблица 22 – Исходные данные и обозначения

Срок активного существования КА, лет	T_{AC}	7
Удельный поток энергии Солнца, Вт/м ²	$q_{солн}$	1348
Среднее значение косинуса угла a	$\cos(a)$	0,38
Среднее значение разрядного напряжения АБ, В	U_{CPR}	27
Среднесуточная мощность целевой аппаратуры	$P_{ЦА}$	600
Среднесут. мощность бортовых обеспеч. систем	$P_{БОС}$	210
Средняя мощн. нагрузки на теневом участке, Вт	$P_{СМН}^m$	120
Средняя мощн. нагрузки на участке работы АН, Вт	$P_{СМН}^{АН}$	570
Длительность теневого участка орбиты, мин	τ_m	286,5
Средняя длительность участка работы АН, мин	$\tau_{АН}$	30,8
Коэффициент собственного потребления СЭП	$k_{СЭП}^{соб}$	0,07
Коэф. ежегодного снижения мощности ФЭП	$k_{ФЭП}$	0,05
КПД БАКУР	$\eta_{БАКУР}$	0,85
КПД аккумуляторной батареи	$\eta_{АБ}$	0,95
КПД фотоэлектрических преобразователей	$\eta_{ФЭП}$	0,28
Удельная масса ФЭП, кг/ м ²	$\gamma_{ФЭП}$	4
Коэф. заполнения площади панелей СБ ФЭП	$k_{ЗАП}$	0,93
Удельная масса конструкции панели СБ, кг/м ²	$m_{СБ}^{уд}$	1,6
Удельная энергоёмкость АБ, Вт·ч/кг	$\gamma_{АБ}$	147
Удельная мощность БАКУР, Вт/кг	$P_{СН}^{уд}$	50

Для расчета системы электропитания была написана программа на языке программирования Pascal в среде Delphi. Код программы представлен в приложении А. Внешний вид программы представлен на рисунках 32 и 33.

Form1

Расчет системы электропитания

Исходные данные		Расчетные данные		Графики зависимостей	
Срок активного сущ. КА 7 лет	Кэф. собственного потреб. СЭП 0,07	P смн, Вт 810	т сд, кг 105,716166029756	Зависимость мощности энергоустановки от участка орбиты (Свет/Тень) 	
Удельный поток энергии Солнца 1348 Вт/м ²	Кэф. ежегодн. снижения мощности ФЭП 0,05	P сэл, Вт 870,967741935484	Э об, Вт ч 442,087286527514		
Среднее значение косуса угла α 0,38	КПД БАКУР 0,85	P эл, Вт 60,9677419354839	Э обт, Вт ч 491,421793088306	Зависимость мощности приборов от времени 	
Среднее значение разряженного напряжения АБ 27 В	КПД аккумуляторной батареи 0,95	P фэл, Вт 2696,4945570758	Э об, Вт ч 982,843586176611		
Среднесуточная мощность целевого аппарата 600	КПД фотоэлектрич. преобраз. 0,155	k ac 0,69833729609375	т об, кг 6,68601079031708	Зависимость мощности приборов от времени 	
Среднесут. мощность бортовых осветит. систем 210	Удельная масса ФЭП 4 кг/м ²	ρ уд, Вт/м ² 145,910594645828	т мку, кг 1,33720215806342		
Средняя мощ. нагрузки на темном участке 120 Вт	Кэф. заполнения площади панели СВ ФЭПми 0,93	S фэл, м ² 18,4804575954273	т об+мку, кг 8,0232129483805	Зависимость мощности приборов от времени 	
Средняя мощ. нагрузки на участке работы АН 570 Вт	Удельная масса конструкции панели СВ 1,6 кг/м ²	т фэл 73,921830381709	т каб, кг 1,6046425896761		
Длительность темного участка орбиты 17,2 мин	Удельная энергоёмкость АБ 147 Вт ч/кг	S сд, м ² 19,8714597800293	т об 9,627855380566	Зависимость мощности приборов от времени 	
Средняя длительность участка работы АН 30,8 мин	Удельная мощность БАКУР 50 Вт/кг	т ксб, м ² 31,7943356480469	т бакур, кг 53,929891141516		
		т сэл, кг 169,273912709329			

Рисунок 32 – Внешний вид экрана ввода информации для расчета СЭП

Form1

Расчет системы электропитания

Исходные данные		Расчетные данные		Графики зависимостей	
Срок активного сущ. КА 7 лет	Кэф. собственного потреб. СЭП 0,07	P смн, Вт 810	т сд, кг 105,716166029756	Зависимость мощности энергоустановки от участка орбиты (Свет/Тень) 	
Удельный поток энергии Солнца 1348 Вт/м ²	Кэф. ежегодн. снижения мощности ФЭП 0,05	P сэл, Вт 870,967741935484	Э об, Вт ч 442,087286527514		
Среднее значение косуса угла α 0,38	КПД БАКУР 0,85	P эл, Вт 60,9677419354839	Э обт, Вт ч 491,421793088306	Зависимость мощности приборов от времени 	
Среднее значение разряженного напряжения АБ 27 В	КПД аккумуляторной батареи 0,95	P фэл, Вт 2696,4945570758	Э об, Вт ч 982,843586176611		
Среднесуточная мощность целевого аппарата 600	КПД фотоэлектрич. преобраз. 0,155	k ac 0,69833729609375	т об, кг 6,68601079031708	Зависимость мощности приборов от времени 	
Среднесут. мощность бортовых осветит. систем 210	Удельная масса ФЭП 4 кг/м ²	ρ уд, Вт/м ² 145,910594645828	т мку, кг 1,33720215806342		
Средняя мощ. нагрузки на темном участке 120 Вт	Кэф. заполнения площади панели СВ ФЭПми 0,93	S фэл, м ² 18,4804575954273	т об+мку, кг 8,0232129483805	Зависимость мощности приборов от времени 	
Средняя мощ. нагрузки на участке работы АН 570 Вт	Удельная масса конструкции панели СВ 1,6 кг/м ²	т фэл 73,921830381709	т каб, кг 1,6046425896761		
Длительность темного участка орбиты 17,2 мин	Удельная энергоёмкость АБ 147 Вт ч/кг	S сд, м ² 19,8714597800293	т об 9,627855380566	Зависимость мощности приборов от времени 	
Средняя длительность участка работы АН 30,8 мин	Удельная мощность БАКУР 50 Вт/кг	т ксб, м ² 31,7943356480469	т бакур, кг 53,929891141516		
		т сэл, кг 169,273912709329			

Рисунок 33 – Внешний вид экрана вывода информации расчетов и графиков

Принцип работы – в окне ввода (Рисунок 32) необходимо ввести данные (Таблица 22) после чего при нажатии кнопки «Расчитать» программа производит расчет следующих параметров:

$P_{СМН}$ – среднесуточная мощность нагрузки СЭП без учета собственного потребления;

$P_{СЭП}$ – среднесуточная мощность СЭП с учетом собственного потребления;

$P_{ЭП}^{Соб}$ – мощность собственного электропотребления СЭП;

$P_{ФЭП}$ – требуемая мощность ФЭП на конце срока активного существования;

$k_{АС}$ – коэффициент снижения мощности СЭП за всё время активного существования;

$P_{уд}$ – удельная мощность ФЭП на конце срока активного существования;

$S_{ФЭП}$ – площадь ФЭП;

$m_{ФЭП}$ – масса ФЭП;

$S_{СБ}$ – площадь конструкции панелей СБ;

$m_{КСБ}$ – масса конструкции панелей СБ;

$m_{СБ}$ – масса панелей СБ с учетом массы ФЭП;

$\mathcal{E}_{АБ}^{\min}$ – минимальная энергия аккумуляторной батареи;

$\mathcal{E}_{АБТ}^{\min}$ – минимальное значение энергии АБ с учетом коэффициента снижения энергии в год;

$\mathcal{E}_{АБ}$ – потребное значение энергии аккумуляторной батареи с учетом резерва;

$m_{АБ}^{эл}$ – масса колб аккумуляторных батарей;

$m_{МКУ}$ – масса встроенного модуля контроля и управления (МКУ) АБ;

$m_{АБ+МКУ}^{эл}$ – масса элементов АБ с МКУ;

$m_{КАБ}$ – масса корпуса АБ с элементами крепления;

$m_{АБ}$ – масса АБ с МКУ и корпусом АБ;

$m_{БАКУР}$ – масса блока автоматики контроля и управления системой электропитания;

$m_{СЭП}$ – суммарная масса элементов СЭП.

После ввода исходных данных и произведения расчета вышеуказанных параметров при нажатии кнопки «Построить» производится построение графиков зависимостей: «Зависимость мощности энергоустановки от участка орбиты (Свет/Тень)»; «Зависимость мощности приборов от времени».

Алгоритм расчета системы электропитания космического аппарата написанной программой.

Определяется среднесуточная мощность нагрузки СЭП без учёта собственного потребления:

$$P_{СМН} = P_{ЦА} + P_{БОС} = 600 + 210 = 810 \text{ Вт}, \quad (73)$$

где $P_{ЦА}$ и $P_{БОС}$ – среднесуточные мощности целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем соответственно.

Далее задаётся коэффициент доли собственного потребления СЭП от среднесуточной мощности СЭП ($k_{соб} \approx 0,07...0,09$).

Находится среднесуточная мощность СЭП с учётом собственного потребления:

$$P_{СЭП} = \frac{P_{СМН}}{1 - k_{соб}} = \frac{810}{1 - 0,07} = 870,9 \text{ Вт}. \quad (74)$$

Находится мощность собственного электропотребления СЭП:

$$P_{СЭП}^{соб} = P_{СЭП} - P_{СМН} = 870,9 - 810 = 60,9 \text{ Вт}. \quad (75)$$

Производится расчёт требуемой мощности фотоэлектрического преобразователя на конец срока активного существования:

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{СЭП}}}{\eta_{\text{БАКУР}} \cdot \cos \alpha}, \quad (76)$$

где $\eta_{\text{БАКУР}}$ – среднее значение коэффициента полезного действия (КПД) блока автоматики контроля и управления (БАКУР) СЭП, $\eta_{\text{БАКУР}} = 0,85$.

Средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности фотоэлектрической батареи примем $\overline{\cos \alpha} = 0,38$.

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{870,9}{0,85 \cdot 0,38} = 2689 \text{ Вт}.$$

Рассчитывается коэффициент снижения мощности СЭП за всё время активного существования:

$$k_{\text{АС}} = (1 - k_{\text{ФЭП}})^T = (1 - 0,05)^7 = 0,698, \quad (77)$$

где $k_{\text{ФЭП}}$ – коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП, $k_{\text{ФЭП}} = 0,05$;

T – количество целых лет активного существования КА.

Рассчитывается удельная мощность ФЭП на конец срока активного существования:

$$p_{\text{уд}} = k_{\text{АС}} \cdot k_{\text{ФЭП}} \cdot q_{\text{Солн}} = 0,698 \cdot 0,28 \cdot 1348 = 47,1 \text{ Вт} / \text{м}^2, \quad (78)$$

где $k_{\text{ФЭП}}$ – КПД фотоэлектрических преобразователей, GaAs $k_{\text{ФЭП}} = 0,28$;

$q_{\text{Солн}}$ – солнечный удельный поток энергии (в районе Земли),
 $q_{\text{Солн}} = 1348 \text{ Вт} / \text{м}^2$.

Определяется площадь ФЭП через удельную мощность на конец срока активного существования КА:

$$S_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{ФЭП}}}{P_{\text{уд}}} = \frac{2689}{47,1} = 57,1 \text{ м}^2. \quad (79)$$

Оценивается масса ФЭП:

$$m_{\text{ФЭП}} = \gamma_{\text{ФЭП}} \cdot S_{\text{ФЭП}} = 4 \cdot 57,1 = 228,5 \text{ кг}, \quad (80)$$

где $\gamma_{\text{ФЭП}}$ – удельная масса ФЭП, по данным статистики для арсенид-галлиевых $\gamma_{\text{ФЭП}} \approx 3,5 \dots 4,5 \text{ кг} / \text{м}^2$.

Рассчитывается площадь конструкции панелей СБ:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{S_{\text{ФЭП}}}{k_{\text{зан}}} = \frac{57,1}{2} = 28,5 \text{ м}^2, \quad (81)$$

где $k_{\text{зан}}$ – коэффициент заполнения площади панелей СБ фотоэлектрическими преобразователями, $k_{\text{зан}} = 2$.

Рассчитывается масса конструкции панелей СБ:

$$m_{\text{КСБ}} = m_{\text{СБ}}^{\text{уд}} \cdot S_{\text{СБ}} = 1,6 \cdot 28,5 = 45,7 \text{ кг}, \quad (82)$$

где $m_{\text{СБ}}^{\text{уд}}$ – удельная масса конструкции панели СБ, $m_{\text{СБ}}^{\text{уд}} = 1,6 \text{ кг} / \text{м}^2$.

Далее определим массу панелей СБ с учётом массы ФЭП:

$$m_{\text{СБ}} = m_{\text{ФЭП}} \cdot m_{\text{КСБ}} = 228,5 \cdot 45,7 = 274,2 \text{ кг}. \quad (83)$$

Находится минимальная энергия аккумуляторной батареи:

$$\mathcal{E}_{AB}^{\min} = \frac{(P_{СМН}^m + P_{СЭП}^{собр}) \cdot \tau_m + (P_{СМН}^{АН} + P_{СЭП}^{собр}) \cdot \tau_{АН}}{k_{БАКУР} \cdot 60}, \quad (84)$$

где $P_{СМН}^m$ – средняя мощность нагрузки на теневом участке;

$P_{СМН}^{АН}$ – средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения;

τ_m – длительность теневого участка орбиты (с);

$\tau_{АН}$ – средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке (ин);

$k_{БАКУР}$ – среднее КПД блока автоматики контроля и управления ($k_{БАКУР} \approx 0,85$).

Длительность теневого участка можно найти по формуле:

$$\tau_m = \frac{\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)}{2 \cdot \pi} \cdot T = \frac{\arcsin\left(\frac{6371}{6271 + 500}\right)}{2 \cdot \pi} \cdot 86400 = 17190 \text{ с}. \quad (85)$$

Имея все необходимые значения, находим потребную энергию АБ по формуле (94):

$$\mathcal{E}_{AB}^{\min} = \frac{(120 + 60,9) \cdot 17190 + (570 + 60,9) \cdot 30,8}{0,85 \cdot 60 \cdot 60} = 1406,1 \text{ Вт} \cdot \text{ч}.$$

Рассчитываем минимальное значение энергии АБ с учётом коэффициента снижения энергии в год:

$$\mathcal{E}_{АБТ}^{\min} = \frac{\mathcal{E}_{AB}^{\min}}{(1 - k_{AB}^{Год})^T} = \frac{1406,1}{(1 - 0,7)^7} = 2939,6 \text{ Вт} \cdot \text{ч}, \quad (86)$$

где $k_{AB}^{Год}$ – коэффициент снижения энергии в год, $k_{AB}^{Год} = 0,7$.

Задаётся резерв энергии АБ (\mathcal{E}_{Pez}), необходимый для приведения КА в работоспособное состояние после отделения от РН, а также для восстановления работоспособного состояния после отказов и вынужденного перевода КА в неориентированный полёт. В первом приближении можно взять ($\mathcal{E}_{Pez} \approx \mathcal{E}_{ABT}^{\min}$).

Определим потребное значение энергии аккумуляторной батареи с учётом резерва:

$$\mathcal{E}_{AB} = \mathcal{E}_{Pez} + \mathcal{E}_{ABT}^{\min} = 2940 \text{ Вт} \cdot \text{ч}. \quad (87)$$

Находится масса колб аккумуляторных батарей:

$$m_{AB}^{\text{эл}} = \frac{\mathcal{E}_{AB}}{k_{\mathcal{E}}^{\text{эл}}} = \frac{2940}{100} = 58,8 \text{ кг}, \quad (88)$$

где $k_{\mathcal{E}}^{\text{эл}}$ – удельная энергия в элементах АБ (для литий-ионных АБ $k_{\mathcal{E}}^{\text{эл}} = 85 \dots 150$ Вт·ч/кг).

Находится масса встроенного модуля контроля и управления (МКУ) АБ, предназначенного, в частности, для выравнивания заряда отдельных элементов АБ:

$$m_{MKU} = k_{MKU} \cdot m_{AB}^{\text{эл}} = 0,2 \cdot 58,8 = 11,7 \text{ кг}, \quad (89)$$

где k_{MKU} – коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса МКУ от массы элементов АБ, $k_{MKU} = 0,2$.

Масса элементов АБ с МКУ определим по следующей формуле:

$$m_{AB+MKU}^{\text{эл}} = m_{AB}^{\text{эл}} + m_{MKU} = 58,8 + 11,7 = 70,5 \text{ кг}. \quad (90)$$

Определяем массу корпуса АБ (с элементами крепления):

$$m_{КАБ} = k_{КАБ} + m_{МКУ} = 0,2 \cdot 70,5 = 14,1 \text{ кг}, \quad (91)$$

где $m_{КАБ}$ – коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса корпуса АБ от суммарной массы элементов АБ и МКУ, $k_{КАБ} = 0,2$.

Тогда масса АБ (с МКУ и корпусом АБ):

$$m_{АБ} = m_{АБ+МКУ}^{эл} + m_{КАБ} = 70,5 \cdot 14,1 = 84,6 \text{ кг}. \quad (92)$$

Масса АБ может находиться и по другой методике, например, посредством определения ёмкости АБ:

$$C_{АБ} = \frac{k_3 \cdot \mathcal{E}_{АБ}}{(1 - k_{АБ}^{Год})^T \cdot U_{ср.р}}, \quad (93)$$

где k_3 – коэффициент запаса по ёмкости АБ;

$U_{ср.р}$ – среднее значение разрядного напряжения АБ (27 В).

Затем масса АБ определяется по формуле:

$$m_{АБ}^{эл} = \frac{C_{АБ}}{k_{АЧ}^{y\partial}}, \quad (94)$$

где $k_{АЧ}^{y\partial}$ – удельная ёмкость АБ в А·ч/кг.

Определим массу блока автоматики контроля и управления (БАКУР) системой электропитания. Принимаем $P_{Нагр} = P_{ФЭП}$:

$$m_{\text{БАКУР}} = \frac{P_{\text{Нагр}}}{P_{\text{БАКУР}}^{\text{уд}}} = \frac{2689}{50} = 52,8 \text{ кг}, \quad (95)$$

где $P_{\text{Нагр}}$ – максимальное значение мощности нагрузки, проходящей от фотоэлектрической батареи через БАКУР;

$P_{\text{БАКУР}}^{\text{уд}}$ – удельная мощность БАКУР (Вт/кг).

Если вместо одного приборного блока БАКУР используются отдельные блоки других устройств, например, переключателя мощности, стабилизатора напряжения, зарядного и разрядного устройств, то расчёт производится аналогично.

Суммарная масса СЭП определяется как сумма масс составных частей:

$$m_{\text{СЭП}} = m_{\text{СБ}} + m_{\text{АБ}} + m_{\text{БАКУР}} = 274,2 + 84,6 + 53,8 = 412,6 \text{ кг}. \quad (96)$$

Определяются приведенные моменты инерции составных частей АБ.

При этом на первых итерациях применим метод распределения массы составных элементов КА по его поверхности или объёму. На следующих этапах проектирования, когда сформирована компоновочная схема КА, моменты инерции КА рассчитываются с учётом конкретной формы и расположения панелей СБ, АБ и приборных блоков.

Если панель СБ имеет форму тонкой пластины с равномерно распределенной массой, то собственный момент инерции панели СБ относительно оси, перпендикулярной образующей по длине и проходящей через центр масс пластины, будет определяться так:

$$J_{\text{ПСБ}} = \frac{m_{\text{ПСБ}} h^2}{12}, \quad (97)$$

где $m_{\text{ПСБ}}$ – масса панелей солнечной батареи;

h – длина панели солнечной батареи.

Момент инерции панели СБ относительно какой-либо оси КА, проходящей через его центр масс, зависит от компоновочной схемы КА. Например, если КА имеет две одинаковые панели СБ прямоугольной формы, плоскость которых перпендикулярна продольной оси КА, причем панели располагаются симметрично относительно КА, то момент инерции панелей относительно оси КА, проходящей через его центр масс и направленной перпендикулярно продольной оси КА, определяется по формуле:

$$J_{CB} = 2 \cdot (J_{ПСБ} + m_{ПСБ} \cdot l_{CB}^2), \quad (98)$$

где l_{CB} – расстояние между центрами масс панели СБ и КА.

1.10.6 Выбор солнечной батареи

Каркас панелей СБ представляет собой набор тонкостенных пустотелых ячеек, выполненных под размер ФЭП (рисунок 34). В проектируемом КА используются ФЭП на основе арсенид галлия (GaAs), характеристики ФЭП также представлены в таблице 23.



Рисунок 34 – Каркас солнечной батареи с ФЭП [12]

Таблица 23 – Характеристики солнечной батареи с ФЭП

Характеристики	Значения
Срок активного существования, лет	15
КПД, %	до 35
Удельная мощность, Вт/м ²	
Начало САС	309
Конец САС	252
Удельная масса, кг/м ²	1,6
Характеристики	Значения

Солнечные батареи размещаются на отдельных петлях на каркасе КА с помощью крепежных кронштейнов. СБ имеют механизм раскрытия после отделения КА от ракеты-носителя.

1.10.7 Выбор аккумуляторной батареи

Аккумуляторные батареи (АБ) служат в качестве накопителя энергии, которая расходуется в пиковые режимы энергопотребления или, когда часть аппаратуры КА должна работать на теневом участке орбиты. АБ может играть роль стабилизатора напряжения бортовой сети, так как в рабочем диапазоне температур её напряжение меняется мало при изменении тока нагрузки.

Аккумуляторная батарея будет спроектирована. За основу взят прототип АБ производства Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электрические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»). Внешний вид представлен на рисунке 35, а характеристики в таблице 24.

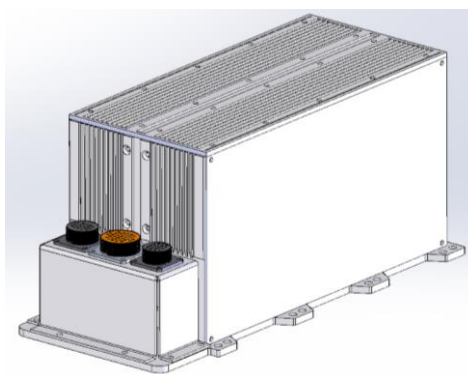


Рисунок 35 – Внешний вид АБ

Таблица 23 – Характеристики АБ

Характеристика	Значение
Номинальное напряжение, В	28,8
Энергоемкость, Вт·ч	1970
Масса, кг	12,8
Номинальная емкость, А·ч	68,4

Для данного КА понадобится два АБ данного типа.

В расчете СЭП была подсчитана АБ старого образца, состоящая из элементов типа колоба. Данный вид батарей является малоэффективным по сравнению с АБ нового поколения, представленного на рисунке 35 и в таблице 23. Новые АБ имеют следующие плюсы:

- модульная конструкция позволяет проектировать АБ любой конфигурации как по мощности, так весу и габаритам;
- масса одного блока АБ нового поколения значительно меньше массы блока АБ старого образца;
- значительно выше КПД АБ при выходе из строя ее элементов (из-за большого количества элементов выход из строя одного или нескольких элементов не влияет на работу всего блока АБ).

Корпус аккумуляторной батареи выполнен в виде составной конструкции с плотно упакованными литий-ионными герметичными аккумуляторами типа 18650 (Рисунок 36). Составные части конструкции в собранном состоянии представляют собой контейнер из алюминиевого сплава АМгб, основанием которого служит нижняя плита.



Рисунок 36 – Внешний вид аккумуляторного элемента

Расчет АБ на прочность, 3D модели и чертеж, представлены в главе 2.

1.10.8 Комплекс автоматики и стабилизации

Комплекс автоматики и стабилизации (КАС) системы электропитания предназначен для контроля степени заряженности и разреженности АБ, для переключения режимов заряда и разряда АБ. Конструктивно КАС представляет собой один или несколько приборных блоков, которые размещаются, как правило, в приборно-агрегатном отсеке КА. Типовая схема системы электропита-

ния космического аппарата дистанционного зондирования Земли представлена во вложении.

1.11 Разработка компоновочной схемы и внешнего облика КА

Выбор компоновочной схемы производится с учётом возможных компоновочных схем, которые представлены в [1], а также с учётом габаритов составных частей КА.

В качестве основной составной части КА оптико-электронного наблюдения выбирается ОЭТК, который для КА детального и оперативного наблюдения занимает наибольший объем КА и имеет наибольшую массу по сравнению с другими бортовыми системами. Далее состав КА дополняется путем расположения "вокруг" ОЭТК элементов бортовых систем. Выбор схемы осуществляется по критериям: минимума массы, минимума моментов инерции, удобства при сборке и обслуживании и др. При этом как бы неявным образом обеспечивается проектирование по критерию минимума массы КА.

Разработка компоновочной схемы производится по следующей плану.

1. Определяется базовая система координат и выбирается схема установки аппаратуры наблюдения в зависимости от её габаритов, наличия зеркала переломления и ограничений, связанных с головным обтекателем РН.

2. Выбирается общая компоновка крупных отсеков КА (агрегатного, приборного, аппаратуры наблюдения и др.).

3. Выбирается силовая схема КА (наличие силовой термостабилизированной сотовой панели, рам крепления двигателей, рам крепления аппаратуры в районе бленды аппаратуры наблюдения, рам корпуса КА, расположение тепловых сотовых панелей для крепления приборов и др.).

4. Определяются места установки крупногабаритных и массозатратных элементов (поворотные узлы СБ, панели СБ, СГК, аккумуляторные батареи, радиаторы охлаждения, ВРЛ, ВОГ, приборы ИКВ, антенны различного назначения и др.).

5. Проводится оценка массогабаритных характеристик конструкции космического аппарата (на первых этапах - по статистике).

1.11.1 Разработка моделей составных частей КА

На рисунках 37 – 42 приведены модели составных частей КА, спроектированных в SolidWorks.

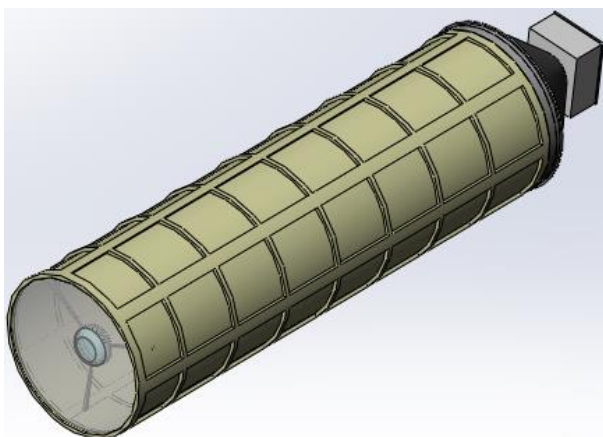


Рисунок 37 — Оптико-электронный комплекс

Корпус КА состоит из силовой рамы и сотопанелей. Силовая рама представляет собой сварную конструкцию в виде прямой восьмигранной призмы из алюминиевого сплава АМг6 (рисунок 38).

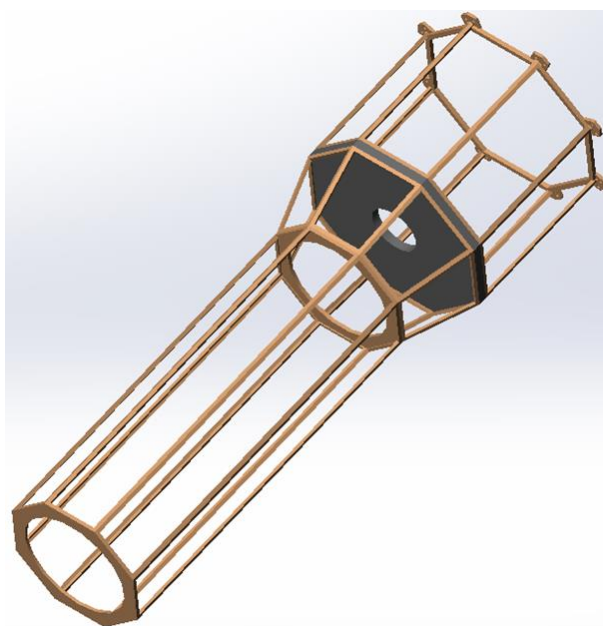


Рисунок 38 – Силовая рама корпуса КА

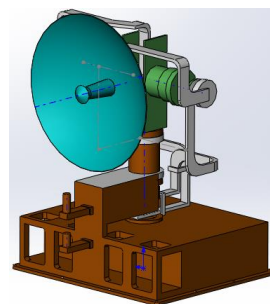
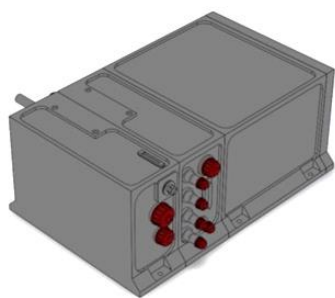


Рисунок 39 – Модель БЗУ и ВРЛ

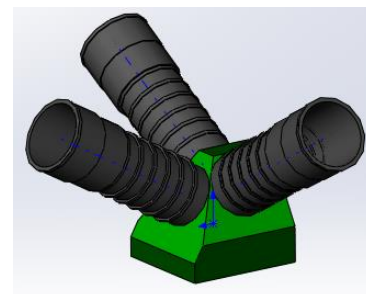
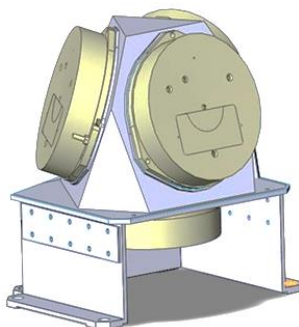
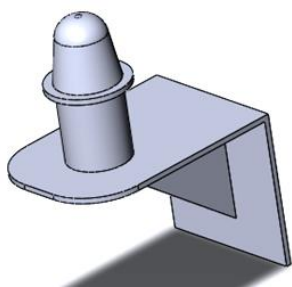


Рисунок 40 – Антенна ССН, блок инерциальных измерений и БОКЗ

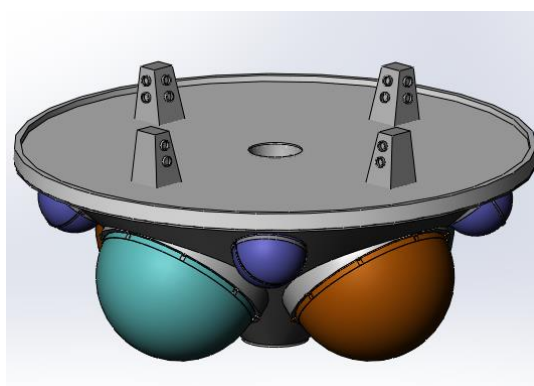


Рисунок 41 – Комплекс двигательной установки

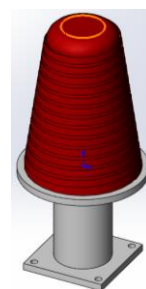
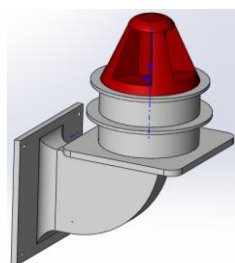


Рисунок 42 – Конусная антенна и построитель местной вертикали

1.11.2 Разработка модели сборки космического аппарата

Разработка модели сборки КА производится в системе твердотельного моделирования. Результаты представлены на рисунках 43-46.

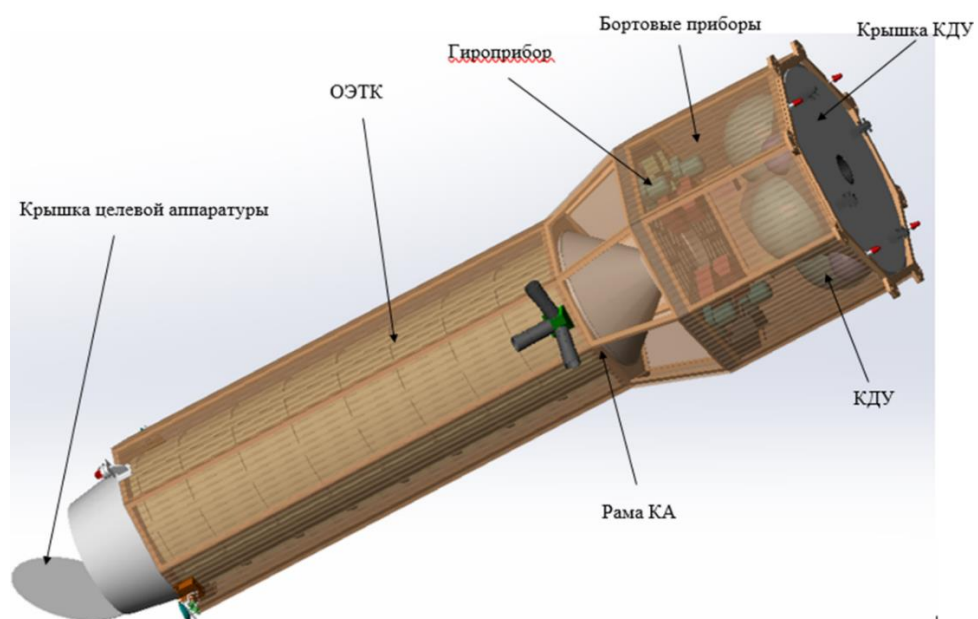


Рисунок 43 – Схема формирования сборки корпуса КА и внутренних элементов

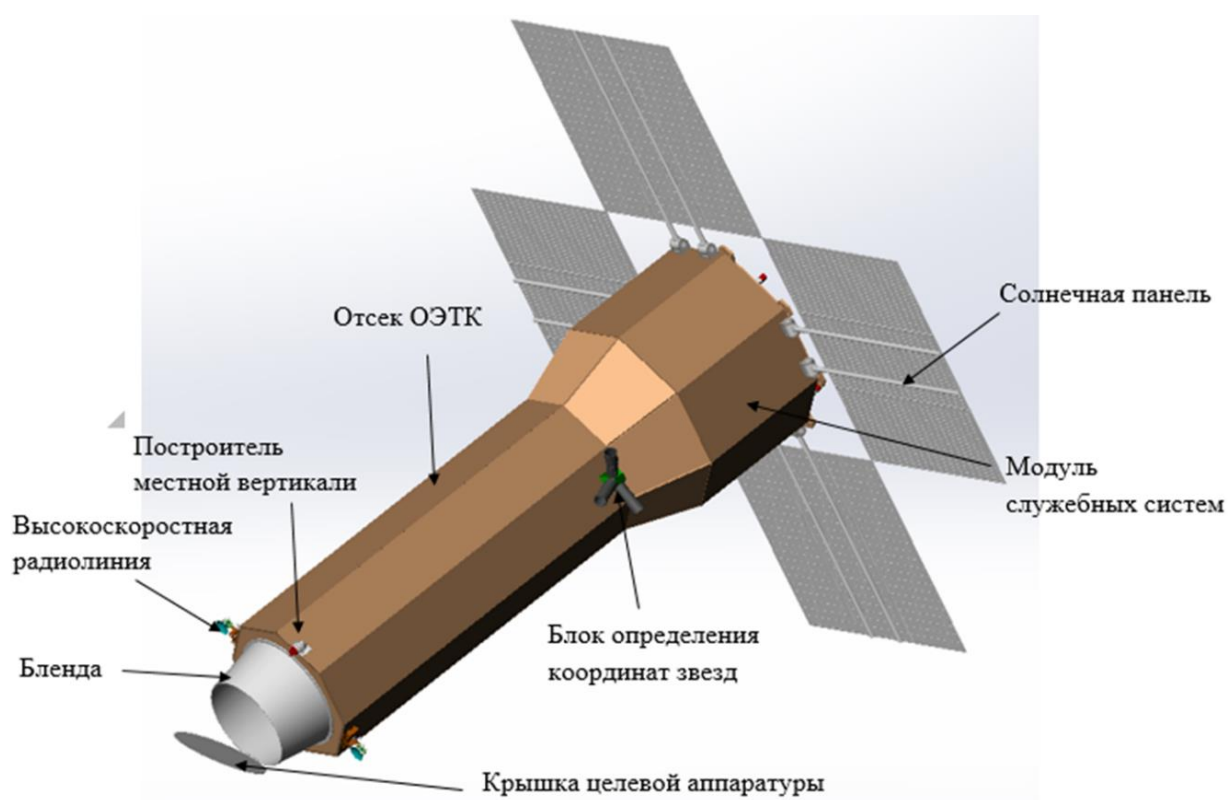


Рисунок 44 – Установка внешних элементов на корпусе КА

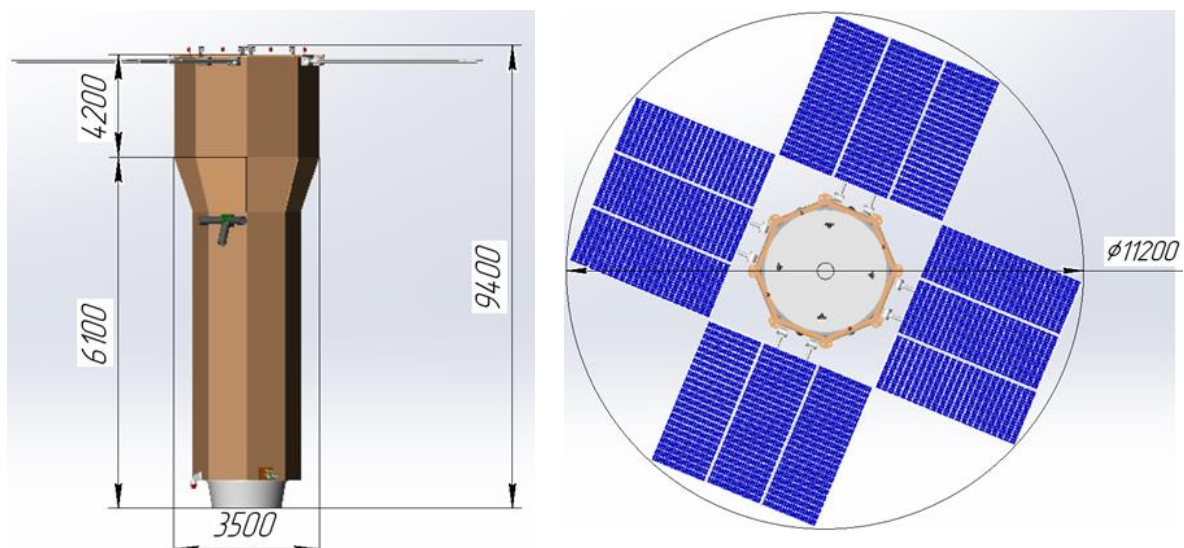


Рисунок 45 – Виды КА спереди и сверху

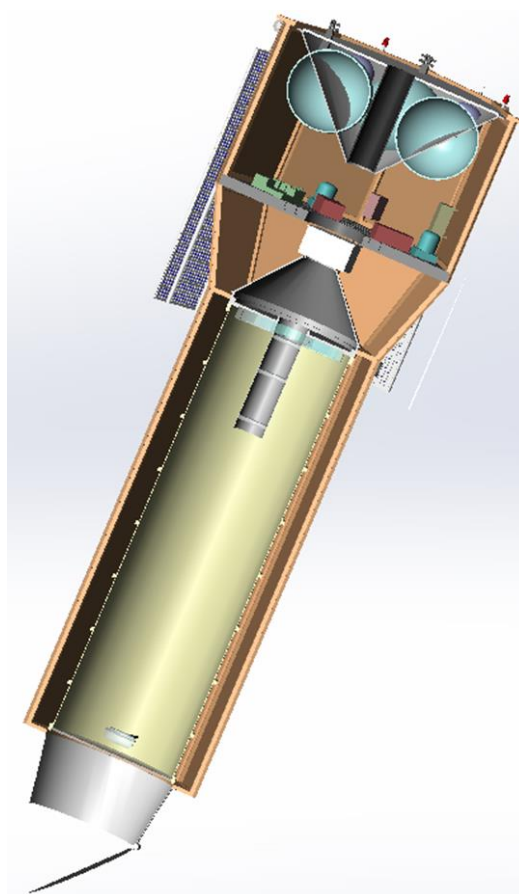


Рисунок 46 – Вид КА в разрезе

На рисунке 47 представлены массо-инерционные характеристики КА. Поскольку при составлении моделей толщины элементов конструкции и плотности компоновок отдельных приборов брались по статистике (без проведения

прочностных расчётов), то массы некоторых элементов и КА могут отличаться от масс конкретных приборов и элементов корпуса. Поэтому рассчитанные в системе Solidworks массы и моменты инерции должны быть уточнены в процессе разработки предварительной массовой сводки путём изменения соответствующих толщин, плотностей и т.п.

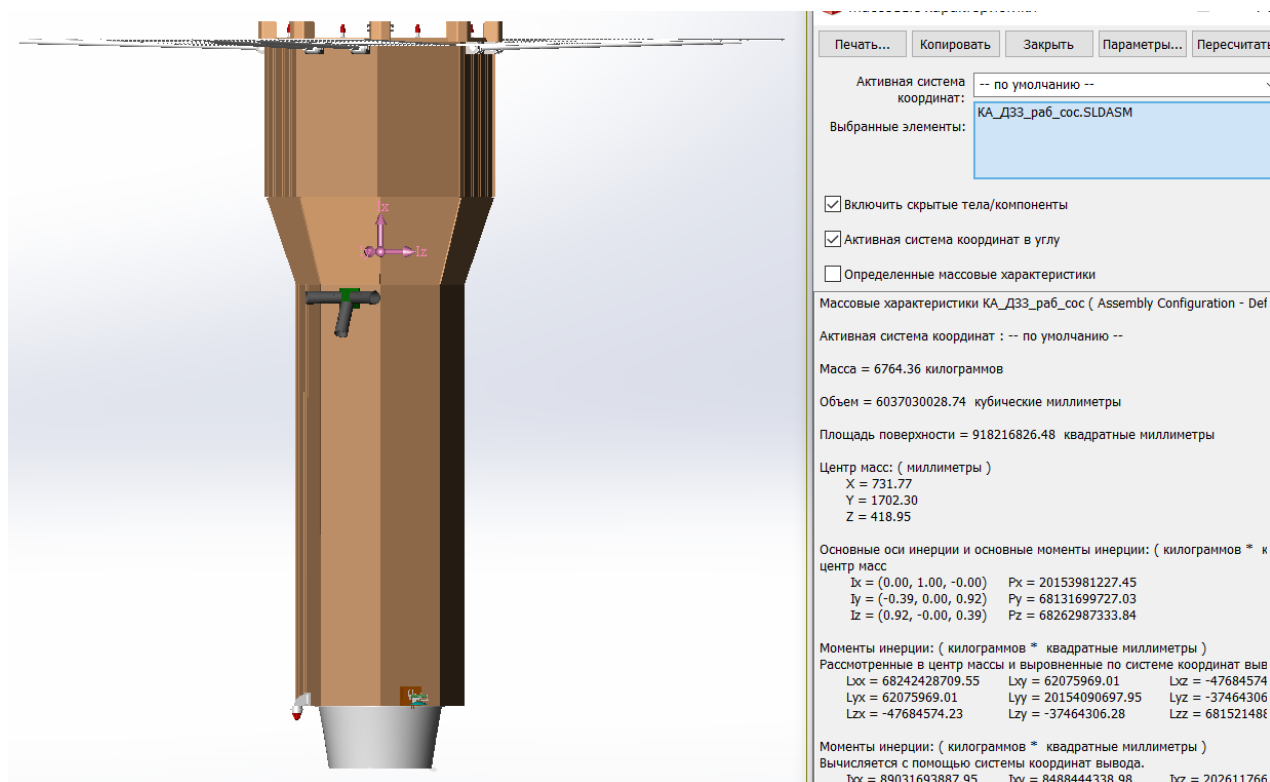


Рисунок 47 – Масса-инерционные характеристики КА

1.12 Выбор ракеты-носителя и разработка модели установки КА по головной обтекатель

Исходя из габаритных размеров и массы проектируемого КА, а также с учётом относительно низкой ценой пуска, выбран РН «Союз-2-1а» с разгонным блоком «Фрегат». Применение РБ обусловлено тем, что при запуске полезной нагрузки на круговые орбиты выше 300 км, энергетические возможности РН существенно ухудшаются. РБ «Фрегат» в комплексе с РН «Союз-2.1а» обеспечивает энергетически оптимальную схему выведения полезной нагрузки на средние круговые орбиты высотой до 1500 км, а также на солнечно-синхронные орбиты высотой до 850 км.

Общий вид КА, размещенного под головным обтекателем РН, приведен на рисунке 48.

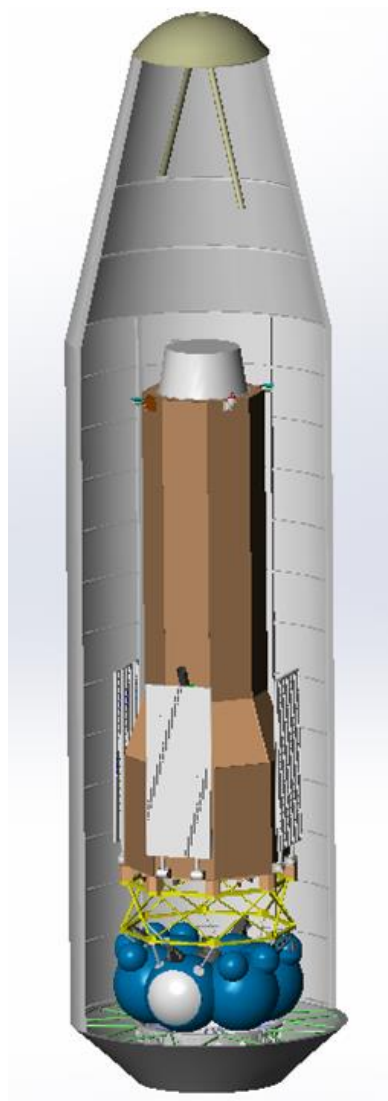


Рисунок 48 — Космическая головная часть

1.12.1 Разработка анимационной картины отделения КА от РН

Средствами SolidWorks разработана анимационная картина отделения створок ГО от РН, космического аппарата от адаптера РН, перевода КА в рабочую номинальную ориентацию, раскрытия створок панелей СБ и поворота крышки СЗУ. Раскадровка анимационной картины представлена на рисунке 49.

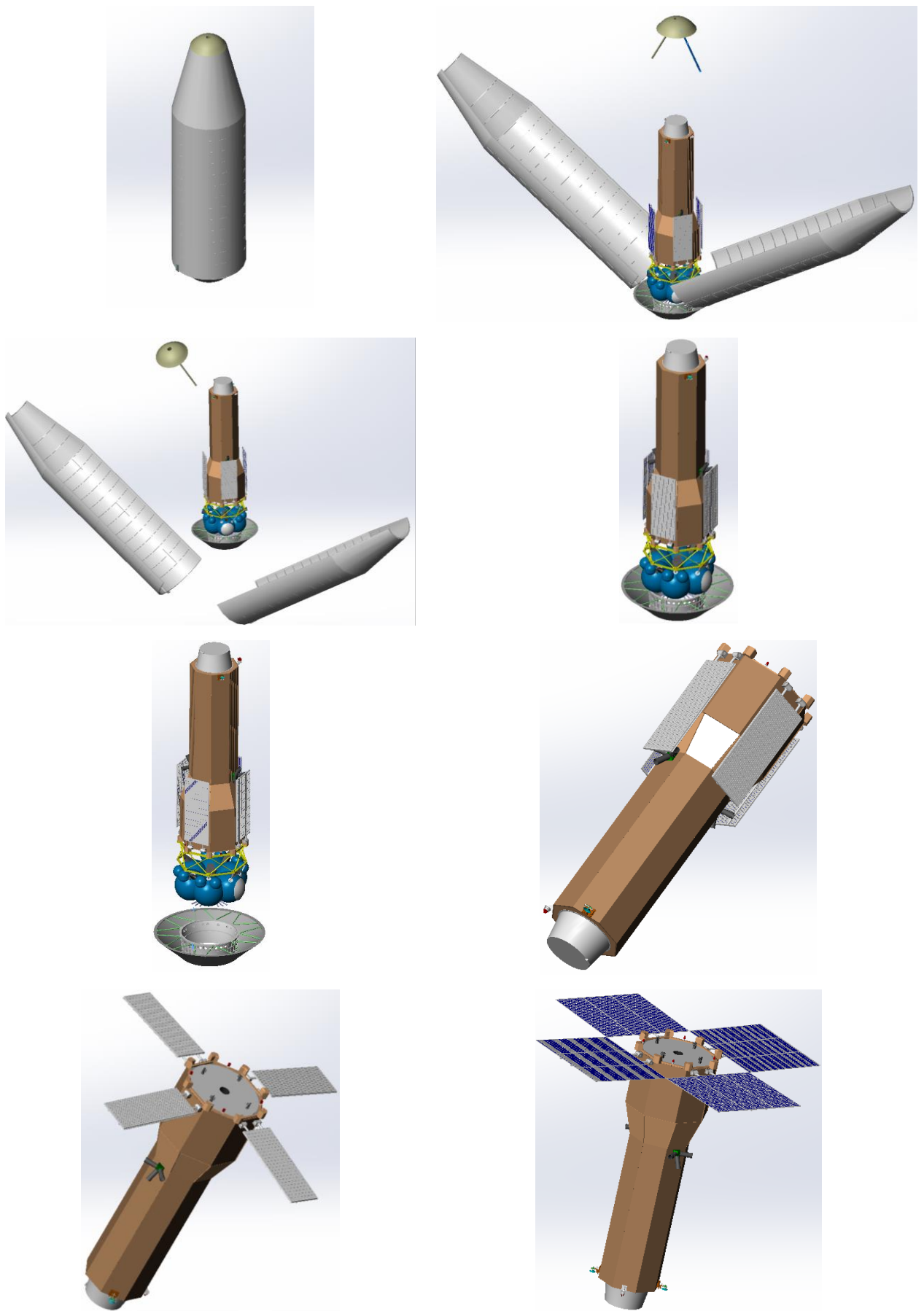


Рисунок 49 – Раскадровка процесса отделения и развёртывания КА

2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЕХМЕРНОЙ МОДЕЛИ И ПРОЧНОСТНОЙ РАСЧЕТ БЛОКА АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

2.1 Создание расчетной модели аккумуляторной батареи

Для создания расчетной 3D модели была взята за основу АБ производства Акционерного общества «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электрические комплексы» имени А.Г Иосифьяна» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»). Данная АБ была смоделирована в программе SolidWorks и доработана в связи со слабыми прочностными свойствами.

Внешний вид модели представлен на рисунке 50.

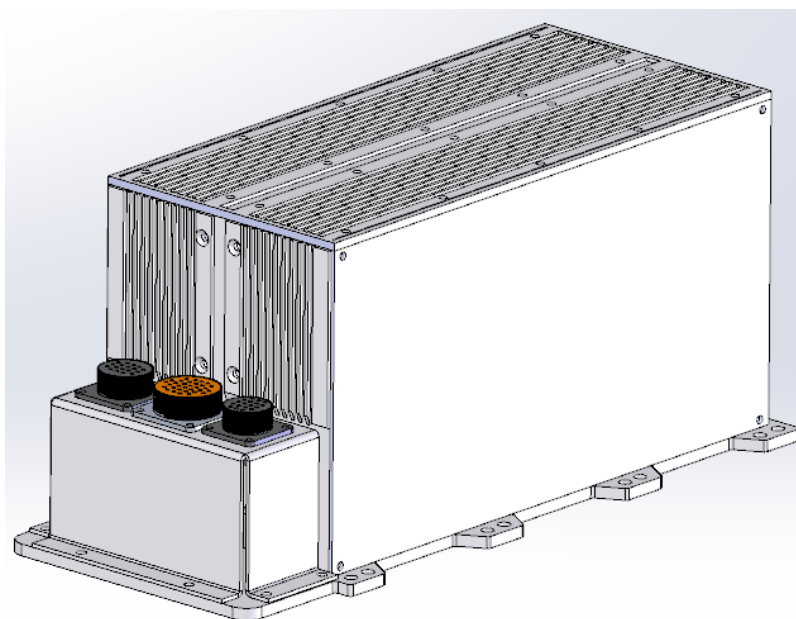


Рисунок 50 – Внешний вид АБ

Данный блок представляет собой модульную конструкцию, состоящую из 192 аккумуляторных элементов. АБ разделена на два электрически соединенных параллельно аккумуляторных блока по 96 элементов. В каждом блоке элементы сначала соединены парами последовательно с помощью токопроводящей вставки, а затем пары подключаются по смешанной схеме.

Каждый элемент имеет одноразовую встроенную токовую защиту, разрывающую внутреннюю электрическую цепь при повышении давления внутри одного элемента. Элементы в АБ размещены на пластинах-держателях с цилиндрическими отверстиями. (Рисунок 51)

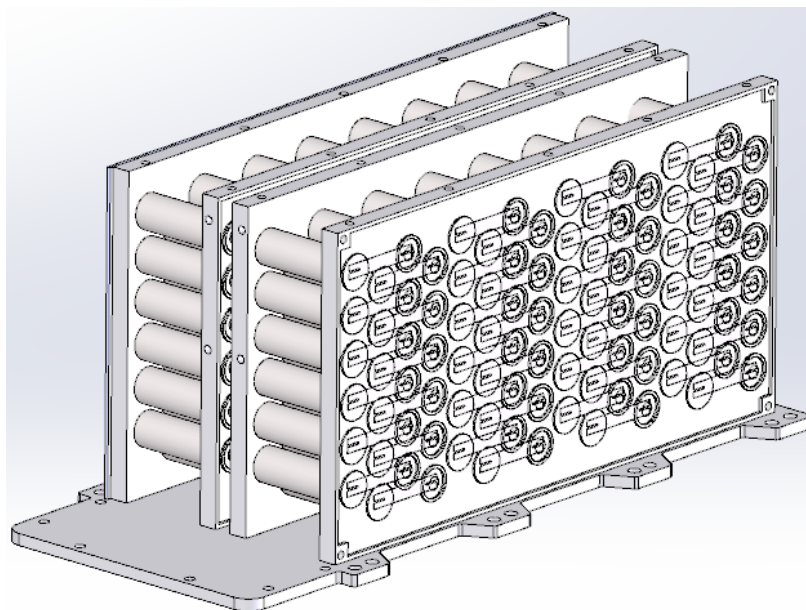


Рисунок 51 – Блоки с наборами аккумуляторных элементов

Благодаря структуре, АБ может использоваться в различных КА, так как конструкция имеет модульный вид. В зависимости от требуемой мощности и объема АБ можно убирать и добавлять литий-ионные элементы.

Чертежи элементов и сборочный чертеж АБ представлены во вкладыше к дипломной работе.

2.2 Расчет на прочность и жесткость батарейного блока

После создания трехмерной модели АБ (Рисунок 50), были заданы характеристики материалов, используемых в сборке.

Характеристики материала батарейного и объединительного блоков АМгб:

- модуль упругости $E = 7 \cdot 10^{10}$ Па;
- коэффициент Пуассона $\nu = 0,3$;
- плотность $\rho = 2650$ кг / м³;

- предел прочности $\sigma_B = 320 \text{ МПа}$;
- предел текучести $\sigma_\tau = 170 \text{ МПа}$.

В качестве материала для литий-ионных элементов принята сталь со следующими характеристиками:

- модуль упругости $E = 2 \cdot 10^{11} \text{ Па}$;
- коэффициент Пуассона $\nu = 0,3$;
- плотность $\rho = 7800 \text{ кг / м}^3$;
- предел прочности $\sigma_B = 400 \text{ МПа}$;
- предел текучести $\sigma_\tau = 320 \text{ МПа}$.

С учетом характеристик материала общая масса блока АБ составляет 12,6 кг.

На рисунке 52 приведен внешний вид конечно-элементной модели блока.

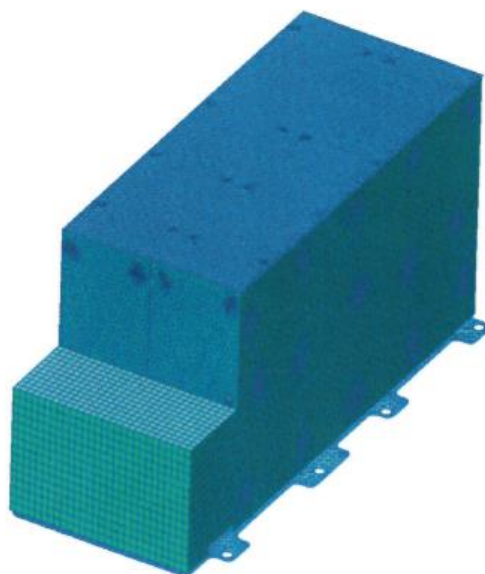


Рисунок 52 – КЭ модель

Соединение элементов АБ между собой осуществляется с помощью крепежа. Материал и свойство крепежа – сталь.

Крепление модели АБ осуществляется по 6 степеням свободы в штатных местах крепления корпуса блока (Рисунок 53).

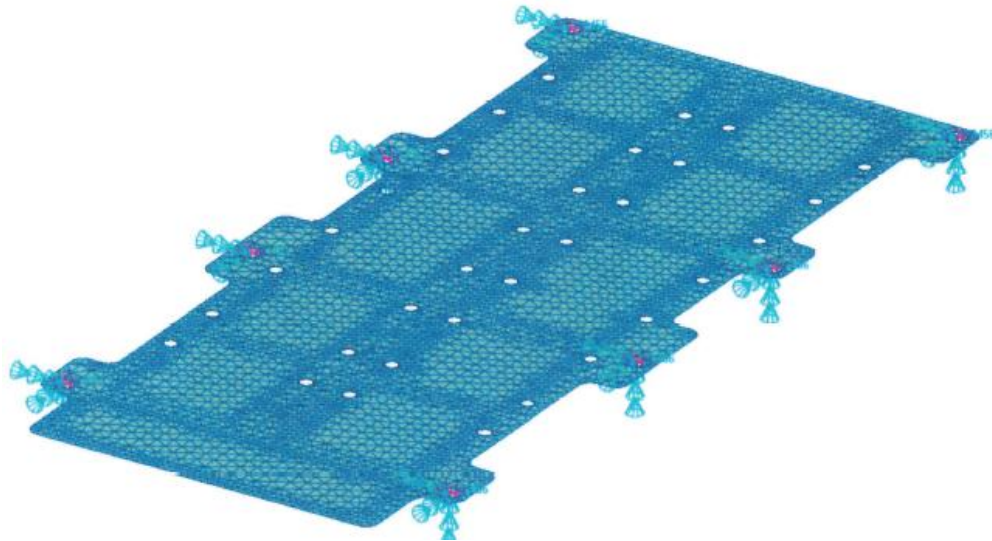


Рисунок 53 – Крепление модели

К модели АБ была приложена инерционная нагрузка в размере $15g$, где $g = 10 \text{ м/с}^2$, по каждой из осей. Данная нагрузка равна приближенной максимальной нагрузке, воздействующей на КА и ее составные части при запуске.

2.2.1 Перегрузка по оси 0X

На рисунках 54 и 55 приведены полученные в ходе статического расчета распределения напряжений по оси 0X.

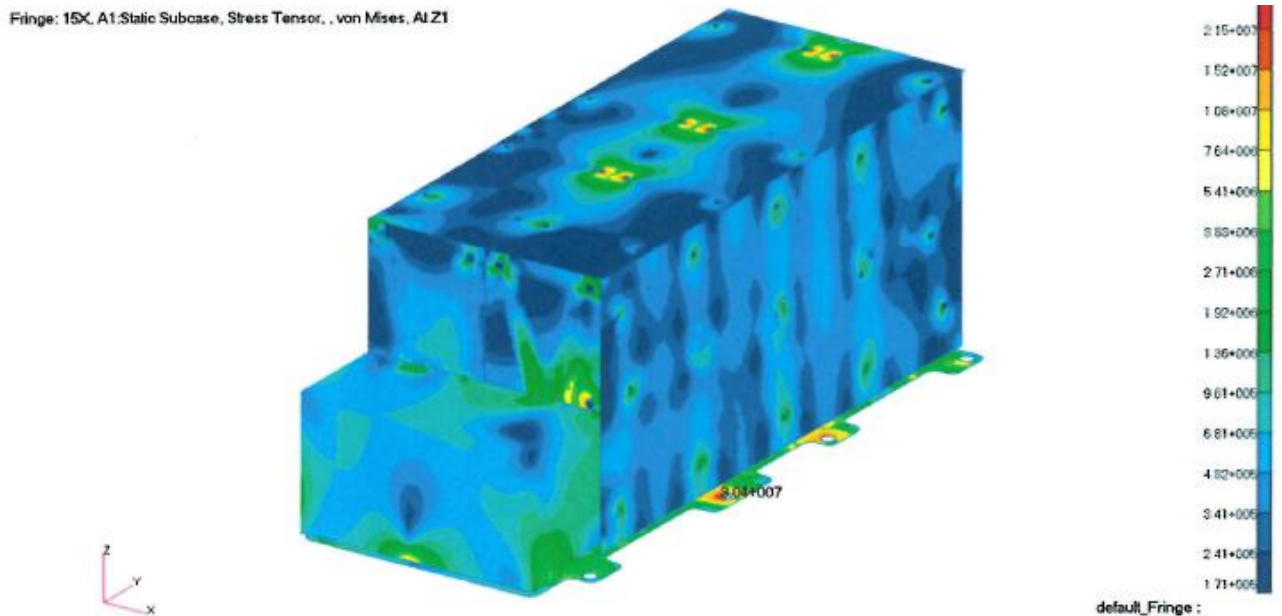


Рисунок 54 – Распределение напряжений в корпусе АБ при перегрузке по оси 0X

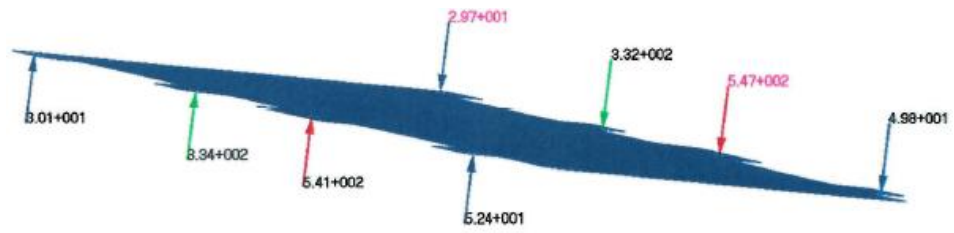


Рисунок 55 – Усилия в болтах, возникающие при перегрузке по оси 0X в местах крепления АБ

2.2.2 Перегрузка по оси 0Y

На рисунках 56 и 57 приведены полученные в ходе статического расчета распределения напряжений по оси 0Y.

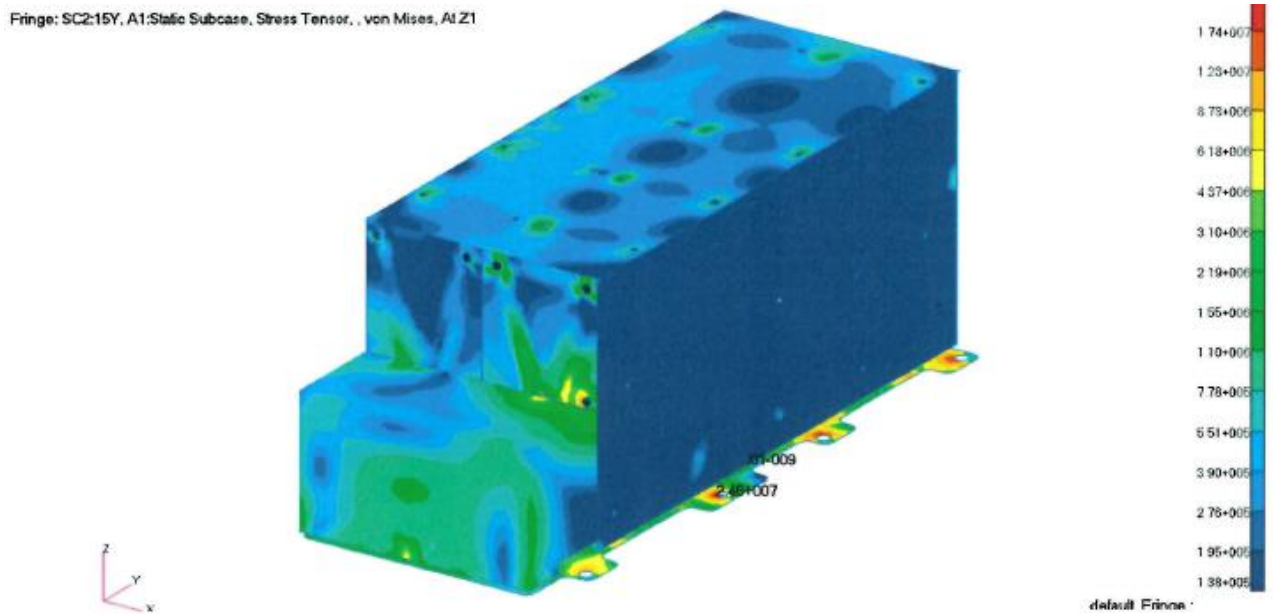


Рисунок 56 – Распределение напряжений в корпусе АБ при перегрузке по оси 0Y

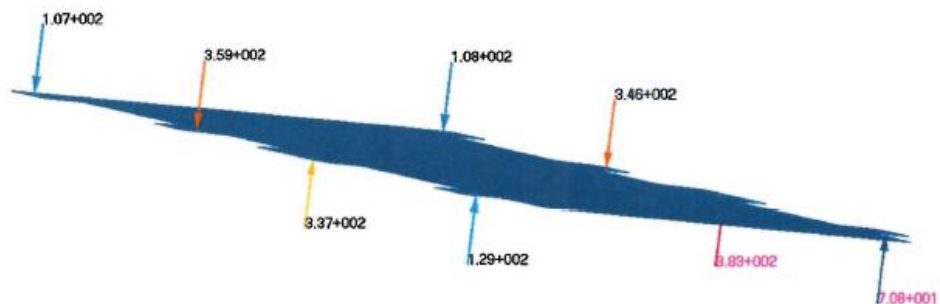


Рисунок 57 – Усилия в болтах, возникающие при перегрузке по оси 0Y в местах крепления АБ

2.2.3 Перегрузка по оси 0Z

На рисунках 58 и 59 приведены полученные в ходе статического расчета распределения напряжений по оси 0Z.

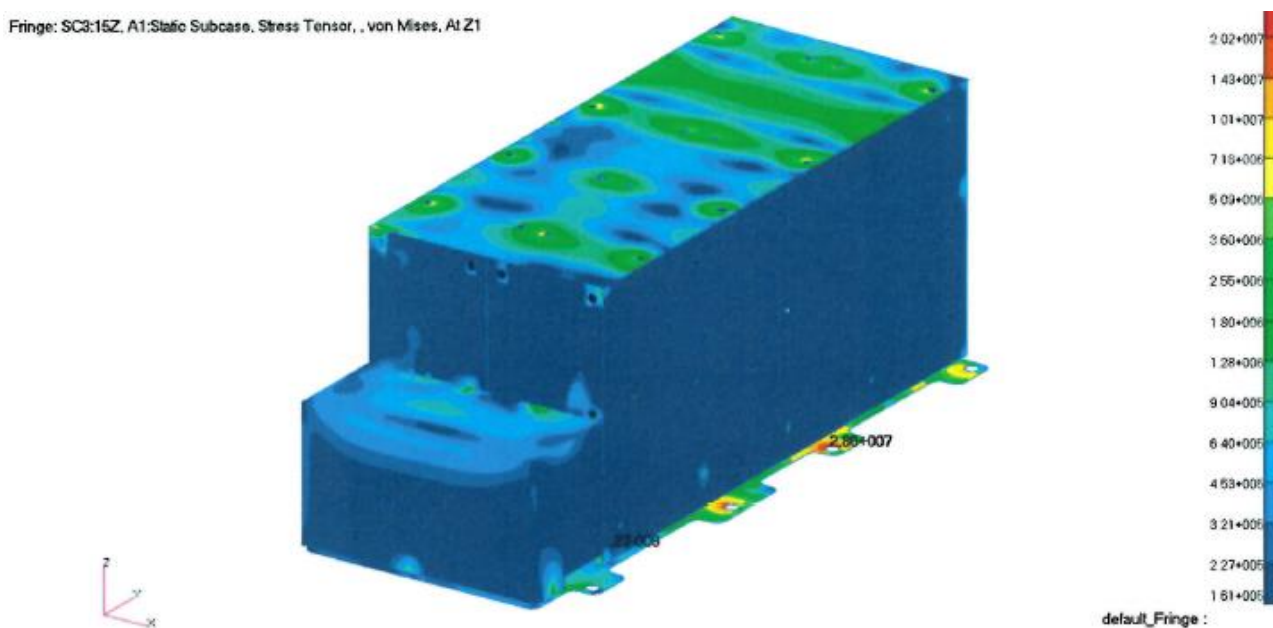


Рисунок 58 – Распределение напряжений в корпусе АБ при перегрузке по оси 0Z

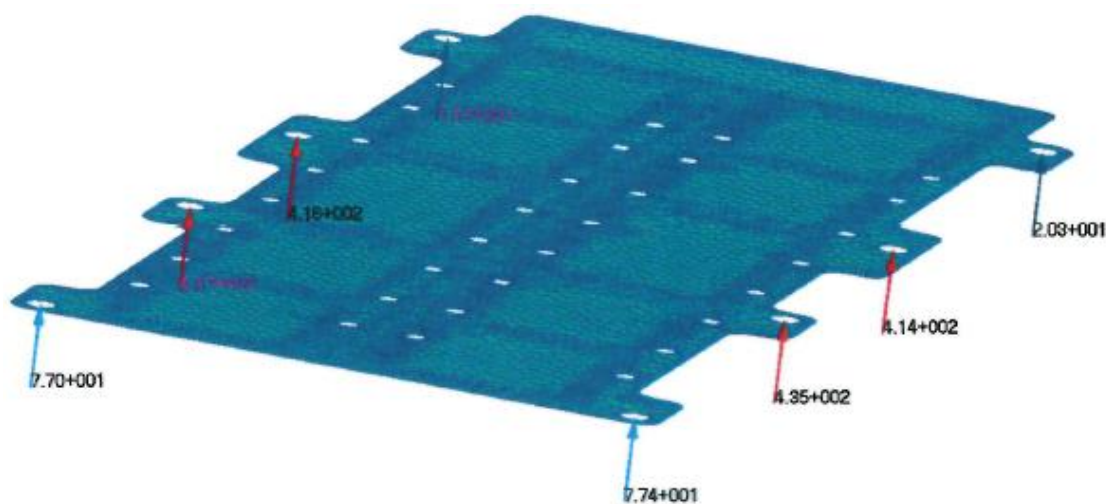


Рисунок 59 – Усилия в болтах, возникающие при перегрузке по оси 0Z в местах крепления АБ

2.2.4 Расчет собственных частот АБ

Расчет собственных частот АБ был произведен до первой формы. Низшая

собственная частота конструкции составила 315,85 Гц (Рисунок 60).

Deform: er, A2, Mode 1 : Freq. = 315.85, Eigenvectors, Translational.

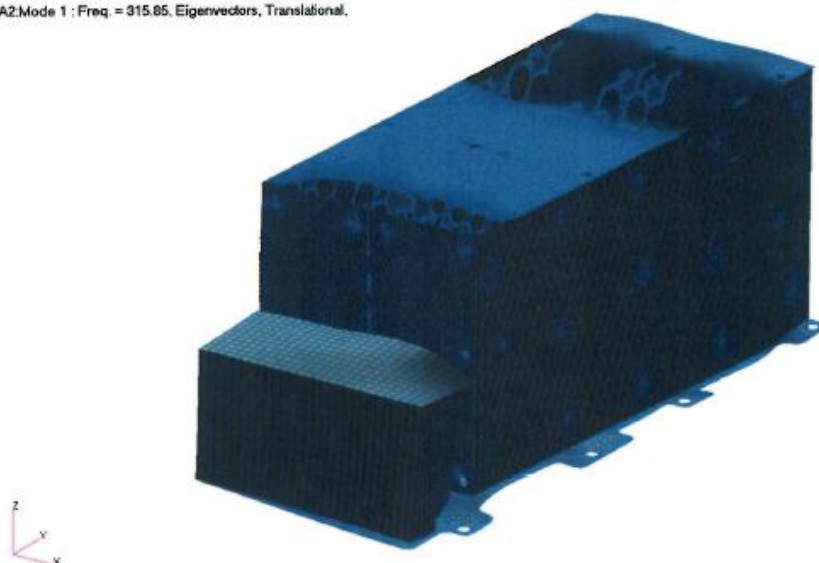


Рисунок 60 – Первая форма колебаний АБ

2.2.5 Линейно статистический анализа конструкции АБ и расчетные формулы

Для решения данных задач за основу берется метод конечных элементов. МКЭ – это численный метод решения математических уравнений. В основу метода лежит разделение области, в которой ищется решение дифференциальных уравнений. На конечное количество конечных элементов простой формы, связанных между собой конечным числом узлов. Данный процесс деления модели на малые части называется созданием конечно-элементной сетки.

Далее производится линейный статический анализ, который предназначен для вычисления перемещений, силы реакции, напряжений, запаса прочности при воздействии приложенных нагрузок. В программе SolidWorks Simulation вычисление коэффициента запаса прочности базируется на одном из двух критериев прочности.

1. Критерий Мизеса – это критерий максимального напряжения по Мизесу, который основывается на теории Мизеса-Хенки, известной также как теория максимальной энергии формоизменения.

Эквивалентное напряжение по Мизесу в некоторой точке тела:

$$\sigma_{Mis} = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2]}, \quad (99)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

Данная теория утверждает о том, что пластичный материал начинает повреждаться в местах, где напряжение по Мизесу становится равным предельному напряжению. Таким образом, критерий Мизеса применим для материалов, имеющих вязкий характер разрушения (большинство металлов и некоторые виды пластмасс).

Коэффициент запаса прочности:

$$K = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{Mis}}, \quad (100)$$

где K – коэффициент запаса прочности;

σ_{\max} – величина прочности (предел текучести, предел прочности).

2. Критерий максимальных касательных напряжений (критерий текучести Треска) – данный критерий используется для пластичных материалов. Критерий текучести Треска базируется на теории максимального напряжения сдвига, который прогнозирует пластические деформации материалов, когда максимальное напряжение сдвига достигает половины предела текучести при испытании на растяжение:

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_T}{2}, \quad (101)$$

$$\tau_{12} = \frac{(\sigma_1 - \sigma_2)}{2}; \quad (102)$$

$$\tau_{23} = \frac{(\sigma_2 - \sigma_3)}{2}; \quad (103)$$

$$\tau_{13} = \frac{(\sigma_1 - \sigma_3)}{2}; \quad (104)$$

Где τ_{\max} – максимальное касательное напряжение;

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения;

σ_T – предел текучести материала.

Тогда коэффициент запаса прочности будет равен:

$$K = \frac{\sigma_T}{(2 \cdot \tau_{\max})}. \quad (105)$$

Сравнение критерии напряжения по Мизесу и критерия Треска:

- при растяжении (сжатии) оценки прочности совпадают;
- при сдвиге (срезе) критерий Треска дает более низкие значения (>15%);
- при кручении критерий по Мизесу дает более точные результаты.

Таблица 24 – Результаты максимальных напряжений

Расчетный случай	Напряжение в конструкции, МПа
OX	30,4
OY	24,6
OZ	28,6

Таблица 25 – Результаты коэффициентов запаса прочности по эквивалентным напряжениям

Расчетный случай	Максимальное эквивалентное напряжение σ_{\max} , МПа	Предел прочности σ_B , МПа	Предел текучести σ_T , МПа	Коэффициент запаса прочности	
				по пределу прочности (n_B), МПа	по пределу текучести (n_T), МПа
OX	30,4	320	170	10,5	5,6

Таблица 26 – Результаты коэффициентов запаса прочности по максимальным условиям в местах креплений

Расчетный случай	Максимальное усилие затяжки болтов, Н	Допускаемые статические нагрузки затяжки для болтов, Н	Фактический коэффициент запаса прочности, МПа
0X	43,7	1700	38,9

2.2.6 Частотное исследование конструкции АБ и расчетные формулы

Если конструкцию вывести из состояния покоя, то она начнет совершать колебания. Время совершения одного колебания – период, а обратная величина – частота собственных колебаний. Основная частота – это самая низкая собственная частота. При каждой собственной частоте, тело, принимает определенную форму, которая называется формой колебаний.

Уравнение колебаний в линейной механической колебательной системе под воздействием внешних сил $F(t)$:

$$m \frac{d^2u}{dt^2} + c \frac{du}{dt} + ku = F(t), \quad (106)$$

где u – перемещение в течение времени t ;

m – масса;

k – коэффициент жёсткости системы;

c – коэффициент демпфирования;

$\frac{d^2u}{dt^2}$ – вектор ускорения в течение времени;

$\frac{du}{dt}$ – вектор скорости в течение времени.

Результаты расчета низших собственных частот приведены в таблице 27.

Таблица 27 – Результаты расчета собственных частот конструкции

Номер собственной частоты	Частота колебаний конструкции, Гц
1	315,85

Продолжение таблицы 27

2	328,41
3	353,01
4	378,01
5	396,51
6	402,79
7	548,37
8	556,20
9	614,36
10	622,14

3 ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТА КА ДЗЗ

3.1 Приближенная оценка стоимости космического аппарата

В первом приближении пересчёт стоимости создания, проектируемого КА ДЗЗ предлагается сделать по изделиям-аналогам, данные по стоимости, которых представлены в таблице 28.

Таблица 28 – Стоимость некоторых КА ДЗЗ и их систем [1], [2]

КСН (страна)	Состав КСН	Стоимость КСН (на КА)
Skyed/COSMO (Италия)	3 МКА с ОЭА, 4 МКА с РСА	814 млн. \$
3S-Spot (Франция)	1 МКА с ОЭА	814 млн. \$
Pleiades-HR (Франция)	4 МКА с ОЭА и с РСА	190 млн. \$
ISHTAR (Испания)	1 МКА с ОЭА	136 млн. \$
TerraSAR (Германия)	2 КА с РСА	640 млн. \$
IKONOS (США)	2 КА с ОЭА	500 млн. \$
Ресурс-П (РФ)	4 КА с ОЭА	400 млн. \$
QuickBird-2 (США)	2 КА с ОЭА	245 млн. \$
GeoEye-1 (США)	1 КА с ОЭА	500 млн. \$
WorldView-2 (США)	1 КА с ОЭА	400 млн. \$
WorldView-3 (США)	1 КА с ОЭА	500 млн. \$
WorldView-Legion (США)	1 КА с ОЭА	400 млн. \$

Делаем допущение, что разрабатывается фактически новый КА ДЗЗ.

Расчёт стоимости изготовления опытного образца производится по данным затрат на разработку изделия-аналога. Для выбранного КА-прототипа: $C_{оп.ан} = 500$ млн.\$.

Стоимость изготовления опытного образца КА ДЗЗ:

$$C_{сп.обр} = k_{сн} \cdot k_{инф} \cdot C_{оп.ан} = 1,5 \cdot 0,37 \cdot 500 = 277,5 \text{ млн. \$}, \quad (107)$$

где $k_{инф} = 0,37$ – коэффициент инфляции на 14.12.2022 от ЦБ РФ;

$k_{сн} = 1,5$ – коэффициент, учитывающий сложность и новизну.

Затраты Головного сборочного завода:

$$C_{ГЗЗ} = N_{ГЗЗ} \cdot C_{оп.обр} = 2 \cdot 277,5 = 555 \text{ млн. \$}, \quad (108)$$

где $N_{ГЗ} = 2$ – коэффициент увеличения затрат на определённые виды работ.

Затраты Головного разработчика:

$$C_{ГР} = 0,1 \cdot C_{ГСЗ} = 2 \cdot 555 = 55,5 \text{ млн. \$}, \quad (109)$$

Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу с учётом затрат на создание систем управления, контроля, слежения, навигации, измерения, а также задействование и оборудование судов в акватории Мирового океана, станций слежения, расположенных в различных районах земного шара и т.д.:

$$C_{НК} = N_{НК} \cdot C_{оп.обр} = 0,25 \cdot 277,5 = 69,4 \text{ млн. \$}, \quad (110)$$

где $N_{НК} = 0,25$ – коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

Стоимость разработки КА ДЗЗ:

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} \cdot C_{ГР} \cdot C_{НК} = 555 \cdot 55,5 \cdot 69,4 = 679,9 \text{ млн. \$}, \quad (111)$$

Стоимость изготовления первого серийного образца:

$$C_1 = K_1 \cdot C_{оп.обр} = 0,85 \cdot 277,5 = 235,9 \text{ млн. \$}, \quad (112)$$

где $K_1 = 0,85$ – коэффициент снижения стоимости первого КА ДЗЗ при серийном производстве.

Затраты на создание КСН при мелкосерийном производстве КА ДЗЗ:

$$C_{\text{созд}} = C_{\text{разр}} + N_{\text{КА}} \cdot C_1 = 679,9 + 1 \cdot 235,9 = 915,7 \text{ млн. \$}, \quad (113)$$

где $N_{\text{КА}} = 1$ – количество серийных КА ДЗЗ для данной КСН.

4 ОХРАНА ТРУДА ПРИ УСТАНОВКЕ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ В КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

4.1 Меры безопасности при работе с аккумуляторными батареями

К работам с аккумуляторными батареями допускаются, лица прошедшие медицинское освидетельствование, вводный инструктаж, инструктаж и обучение на рабочем месте, проверку знаний по охране труда и имеющие группу по электробезопасности не ниже III.

Работники, выполняющие установку и монтаж АБ обязаны:

- выполнять только ту работу, которая определена инструкцией по эксплуатации оборудования или должностной инструкцией;
- соблюдать правила внутреннего трудового распорядка;
- знать правила пользования средствами индивидуальной защиты;
- уметь оказывать первую медицинскую помощь пострадавшим от электрического тока и при других несчастных случаях;
- в случае травмирования известить своего непосредственного начальника (или руководство организации) о каждом несчастном случае.

Каждый работник, выполняющий установку или монтаж АБ, должен быть обеспечен специальной экипировкой:

- резиновыми сапогами (ГОСТ 5375-79), либо обувью с резиновой подошвой;
- прорезиненными нарукавниками (ТУ 17 РСФСР 06-7362-76);
- прорезиненным фартуком (ГОСТ 12.4.029-76);
- резиновыми перчатками (ГОСТ 20010-93);
- защитными очками (ГОСТ 12.4.013-75).

При работе с АБ возможны следующие опасные воздействия и вредные производственные факторы такие как:

- опасное напряжение в электрической цепи, замыкание, которое может пройти через тело человека;

- повреждение корпуса АБ и утечка вредных веществ.

4.1.1 Требования безопасности перед началом работы с аккумуляторными батареями

Перед тем как приступить к работе необходимо выполнить следующие требования:

- включить приточно-вытяжную вентиляцию;

- надеть спецодежду и средства индивидуальной защиты;

- осмотреть и подготовить рабочее место, привести его в порядок, убрать мешающие работе предметы (рабочий инструмент и приспособления, вспомогательный материал должен находиться на своих местах в удобном и безопасном порядке).

4.1.2 Требования безопасности во время работы с аккумуляторными батареями

При установке аккумуляторных батарей на космический аппарат следует придерживаться следующих требований безопасности:

- в аккумуляторном помещении запрещается курение, пользование электронагревательными приборами, аппаратами и инструментом, могущими дать искру;

- проверку напряжения аккумуляторных батарей производить только вольтметром;

- присоединение батарей к электросети постоянного тока и соединение аккумуляторов между собой производить в резиновых перчатках и резиновой обуви;

- при зарядке батарей не наклоняться близко к аккумуляторам во избежание ожогов брызгами кислоты, вылетающими из отверстия аккумулятора;

– в случае попадания серной кислоты или щелочи на кожу или в глаза немедленно смыть ее обильной струей воды, затем промыть нейтрализующим раствором;

– электролит, пролитый на пол, сначала нужно собрать при помощи опилок, затем это место смочить нейтрализующим раствором и протереть сухими тряпками.

4.1.3 Требования безопасности по окончанию работы с аккумуляторными батареями

После окончания работы необходимо выполнить следующие действия:

– привести в порядок рабочее место (инструмент и приспособления протереть и убрать в отведенные для них места);

– выключить вентиляцию;

– снять спецодежду и средства защиты и убрать их в отведенное место;

– о всех недостатках по охране труда, обнаруженных во время работы, сообщить непосредственному руководителю.

При работе с электрооборудованием личному персоналу запрещается:

– приступать к работе при неисправности заземляющих устройств;

– пользоваться загрязненными и поврежденными диэлектрическими средствами;

– открывать для монтажа и осмотра находящиеся под напряжением электрооборудование;

– производить демонтаж оборудования под напряжением;

– подавать напряжение при установке оборудования.

4.2. Требования безопасности в аварийных ситуациях при работе с аккумуляторными батареями

При возникновении пожара вызвать пожарную охрану и приступить к тушению имеющимися средствами.

При происшествии несчастного случая с коллегой по работе оказать пострадавшему первую медицинскую помощь, вызвать скорую помощь и отпра-

вить пострадавшего в медицинский пункт. После чего сообщить руководству о происшествии. До проведения расследования сохранить обстановку такой, какой она была в момент происшествия.

При травмировании прекратить работу, сообщить руководству и обратиться в медицинский пункт.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения дипломной работы были выполнены все поставленные задачи и достигнуты цели исследования, в частности, была исследована и рассчитана система электропитания космического аппарата дистанционного зондирования Земли:

- среднесуточная мощность СЭП с учетом собственного потребления 870,9 Вт;
- собственное электропотребление СЭП 60,9 Вт;
- потребное значение энергии АБ с учетом резерва 2940 Вт·ч;
- площадь фотоэлектрических преобразователей 57,1 м²;
- масса конструкции СБ 45,7 кг;
- масса АБ 84,6 кг;
- масса блока автоматики контроля управления системой электропитания 52,8 кг;
- средняя масса СЭП 412,6 кг.

В расчетной части были рассчитаны основные системы космического аппарата, система электропитания, прочность аккумуляторной батареи и было произведено частотное исследование конструкции аккумуляторной батареи.

Затем мы произвели создание трехмерной модели аккумуляторной батареи и разработали чертежи составных элементов конструкции аккумуляторной батареи. Характеристики данной модели:

- номинальное напряжение 28,8 В;
- энергоемкость 1970 Вт;
- масса 12,8 кг;
- номинальная емкость 68,4 А·ч.

В части экономического обоснования мы рассчитали затраты на разработку и изготовление одной единицы космического аппарата дистанционного зондирования земли. Затраты на создание и производство КА ДЗЗ составит

915,7 млн \$.

В части безопасности жизнедеятельности мы акцентировали внимание на требования безопасности и охраны труда при работе с аккумуляторной батареей, ее установке, а также в аварийных случаях.

По результатам исследования в дипломной работе представлена модель и чертежи аккумуляторной батареи космического аппарата дистанционного зондирования земли.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика : учебное пособие / В. И. Куренков. – Самара : Изд-во Самарского университета, 2020. – 461 с.

2 Петровичев, М.А. Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов : учеб. пособие / М. Л. Петровичев, А. С. Гуртов. – Самара : Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2007. – 88 с.

3 Белоконов, В.М. Основы теории полёта космических аппаратов : учебное пособие / В. И. Куренков, В. М. Белоконов. – Самара : Из-во Самар. Гос. Аэрокосм. Ун-та, 2006. – 67 с.

4 Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования : учеб. пособие. / Е. Р. Маламед - СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 2002. – 291 с.

5 Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков [и др.] ; под ред. Д. И. Козлова. – М. : Машиностроение, 1993. – 368 с.

6 Батраков, А.С. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения космических оптико-электронных систем дистанционного зондирования / А. С. Батраков, А. Ю. Анатольев. – М. : Оптический журнал.– 2000. – Т. 67, № 7. – 99 с.

7 Лукинских, С. В. Компьютерное моделирование и инженерный анализ в конструкторско-технологической подготовке производства : учебное пособие / С. В. Лукинских. – М. : науки и высш. обр. РФ. – Екатеринбург : Изд-во Урал.ун-та, 2020. – 168 с.

8 Кирилин, К.Н. Космическое аппаратостроение. Научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс» / А. Н. Кирилин, Г. П. Аншаков, Р. Н. Ахметов – 2-е изд., – Самара : АО «РКЦ «Прогресс», 2017. – 376 с.

9 Таланова Н.В. Батареи литий-ионные для космических аппаратов. Оценка жизненного цикла / Н. В. Таланова; И. Е. Черпакова; М. В. Бучная. – М. : Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Москва, 2020. – 53 с.

10 ТОИ Р-45-078-98. Издания. Типовая инструкция по охране труда при обслуживании аккумуляторных батарей. – Москва : Приказ Госкомсвязи России от 25.08.98 № 147. – 5 с.

11 Percunas.ru Вентильный электропривод ДБЭ63-25-6,3 [Электронный ресурс] : Режим доступа : <https://percunas.ru/pribor/ventilnyy-elektroprivod-dbe63-25-63>. – 10.20.2022.

12 Saturn-kuban.ru Солнечные батареи АО «Сатурн» [Электронный ресурс] : Режим доступа : <https://saturn-kuban.ru/produksiya/solnechnye-batarei/>. – 11.21.2022.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Label46: TLabel;
Edit23: TEdit;
Label47: TLabel;
Edit24: TEdit;
Label48: TLabel;
Edit25: TEdit;
Label49: TLabel;
Edit26: TEdit;
Label50: TLabel;
Edit27: TEdit;
Label51: TLabel;
Edit28: TEdit;
Label52: TLabel;
Edit29: TEdit;
Label53: TLabel;
Edit30: TEdit;
Label54: TLabel;
Edit31: TEdit;
Label55: TLabel;
Edit32: TEdit;
Label56: TLabel;
Edit33: TEdit;
Label57: TLabel;
Edit34: TEdit;
Label58: TLabel;
Edit35: TEdit;
Label59: TLabel;
Edit36: TEdit;
Label60: TLabel;
Edit37: TEdit;
Label61: TLabel;
Edit38: TEdit;
Label62: TLabel;
Label63: TLabel;
Edit39: TEdit;
Edit40: TEdit;
Label64: TLabel;
Edit41: TEdit;
Label65: TLabel;
Label66: TLabel;
Button1: TButton;

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ А

```
Button2: TButton;
Chart1: TChart;
Series1: TLineSeries;
Label67: TLabel;
Chart2: TChart;
Series2: TLineSeries;
procedure Button1Click(Sender: TObject);
procedure Button2Click(Sender: TObject);
private
  { Private declarations }
public
  { Public declarations }
end;

var
  Form1: TForm1;
  T_ac, q_soln, cos_a, U_cpp, P_ca, P_bos, Pm_smn, Pan_smn, Tay_m,
Tay_an: real;
  Ksob_ep, K_fep, Eta_bakur, Eta_ab, Kpd_fep, Gamma_fep, K_zap, Myd_sb,
Gamma_ab, pyd_sn: real;
  P_smn, P_sep, Psob_ep, P_fep, K_ac, p_yd, S_fep, m_fep: real;
  S_sb, M_ksb, M_sb, Emin_ab, Emin_abt, E_rez, E_ab: real;
  Mel_ab, M_mku, Mel_abmku, M_kab, M_ab, M_bakur, M_sep: real;

implementation

{$R *.dfm}

procedure TForm1.Button1Click(Sender: TObject);
begin
  T_ac:=StrToFloat(Edit1.Text);
  q_soln:=StrToFloat(Edit2.Text);
  cos_a:=StrToFloat(Edit3.Text);
  U_cpp:=StrToFloat(Edit4.Text);
  P_ca:=StrToFloat(Edit5.Text);
  P_bos:=StrToFloat(Edit6.Text);
  Pm_smn:=StrToFloat(Edit7.Text);
  Pan_smn:= StrToFloat(Edit8.Text);
  Tay_m:=StrToFloat(Edit9.Text);
  Tay_an:=StrToFloat(Edit10.Text);
  Ksob_ep:=StrToFloat(Edit11.Text);
```


Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ А

```

K_fep:=StrToFloat(Edit12.Text);
Eta_bakur:=StrToFloat(Edit13.Text);
Eta_ab:=StrToFloat(Edit14.Text);
Kpd_fep:=StrToFloat(Edit15.Text);
Gamma_fep:=StrToFloat(Edit16.Text);
K_zap:=StrToFloat(Edit17.Text);
Myd_sb:=StrToFloat(Edit18.Text);
Gamma_ab:=StrToFloat(Edit19.Text);
pyd_sn:=StrToFloat(Edit20.Text);

```

```

P_smn:=P_ca+P_bos;
P_sep:=P_smn/(1-Ksob_ep);
Psob_ep:=P_sep-P_smn;
P_fep:=P_sep/(Eta_bakur*cos_a);
K_ac:=power((1-K_fep),T_ac);
p_yd:=K_ac*Kpd_fep*q_soln;
S_fep:=P_fep/p_yd;
M_fep:=Gamma_fep*S_fep;
S_sb:=S_fep/K_zap;
M_ksb:=Myd_sb*S_sb;
M_sb:=M_fep+M_ksb;

```

```

Emin_ab:=((Pm_smn+Psob_ep)*Tay_m+(Pan_smn+Psob_ep)*Tay_an)/(Eta_bakur*
60);

```

```

Emin_abt:=Emin_ab/(power((1-0.015),T_ac));
E_rez:=Emin_abt;
E_ab:=E_rez+Emin_abt;
Mel_ab:=E_ab/Gamma_ab;
M_mku:=0.2*Mel_ab;
Mel_abmku:=Mel_ab+M_mku;
M_kab:=0.2*Mel_abmku;
M_ab:=Mel_abmku+M_kab;
M_bakur:=P_fep/pyd_sn;
M_sep:=M_sb+M_ab+M_bakur;

```

```

Edit21.Text:=FloatToStr(P_smn);
Edit22.Text:=FloatToStr(P_sep);
Edit23.Text:=FloatToStr(Psob_ep);
Edit24.Text:=FloatToStr(P_fep);
Edit25.Text:=FloatToStr(K_ac);
Edit26.Text:=FloatToStr(p_yd);

```

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ А

```
Edit27.Text:=FloatToStr(S_fep);  
Edit28.Text:=FloatToStr(M_fep);  
Edit29.Text:=FloatToStr(S_sb);  
Edit30.Text:=FloatToStr(M_ksb);  
Edit31.Text:=FloatToStr(M_sb);  
Edit32.Text:=FloatToStr(Emin_ab);  
Edit33.Text:=FloatToStr(Emin_abt);  
Edit34.Text:=FloatToStr(E_ab);  
Edit35.Text:=FloatToStr(Mel_ab);  
Edit36.Text:=FloatToStr(M_mku);  
Edit37.Text:=FloatToStr(Mel_abmku);  
Edit38.Text:=FloatToStr(M_kab);  
Edit39.Text:=FloatToStr(M_ab);  
Edit40.Text:=FloatToStr(M_bakur);  
Edit41.Text:=FloatToStr(M_sep);
```

```
end;
```

```
procedure TForm1.Button2Click(Sender: TObject);
```

```
var  
t: word;  
Nsr_sut, a, b: real;  
begin  
a:=Tay_an;  
b:=Tay_an+Tay_m;  
Nsr_sut:=p_yd*S_sb*cos_a;
```

```
Chart1.LeftAxis.SetMinMax(0, 1000);  
Chart2.LeftAxis.SetMinMax(0, 500);
```

```
With Series1 do
```

```
for t:=0 to 50 do  
begin  
Series1.AddXY(t, Nsr_sut, 'Свет', clRed);  
end;
```

```
for t := 50 to 87 do
```

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ А

```
begin  
  Series1.AddXY(t, P_smn, 'Тень', clRed);  
end;
```

```
With Series2 do
```

```
  for t:=0 to 2 do  
  begin  
    Series2.AddXY(t, P_ca, 'ЦА', clRed);  
  end;
```

```
  for t := 2 to 4 do  
  begin  
    Series2.AddXY(t, P_bos, 'БОС', clRed);  
  end;
```

```
end;  
end.
```