

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

Институт кибернетики
Направление подготовки Прикладная математика и информатика
Кафедра прикладной математики

МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ

**Моделирование процесса адаптации бортовой кабельной связи
космического аппарата «Электро-Л» № 3**

УДК 629.782.06-2.001.6

Студент

8БМ41	Прокопьев Роман Олегович		
Группа	ФИО	Подпись	Дата

Руководитель

доцент	Шевелев Геннадий Ефимович	к.ф.-м.н.		
Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата

КОНСУЛЬТАНТЫ:

По основной части

Начальник сектора	Чапугин Виталий Владимирович		
Должность	ФИО	Подпись	Дата

По разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»

Ведущий специалист	Сорокина Раиса Викторовна		
Должность	ФИО	Подпись	Дата

По разделу «Социальная ответственность»

Зам. начальника центра	Никольский Евгений Владимирович		
Должность	ФИО	Подпись	Дата

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ:

Зав. кафедрой	Гергет Ольга Михайловна	к.т.н.		
Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата

Томск – 2016 г.

ПЛАНИРУЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОБУЧЕНИЯ ПО ООП

Код результата	Результат обучения (выпускник должен быть готов)
<i>Профессиональные компетенции</i>	
P1	Способность проводить научные исследования и получать новые научные и прикладные результаты с использованием углубленных теоретических и практических знаний в области прикладной математики и информатики
P2	Умение использовать междисциплинарные знания при определении задач математического моделирования объектов и явлений в различных предметных областях
P3	Способность применять полученные <i>профессиональные</i> знания для определения, формулирования и решения производственных задач и обоснованно выбирать <i>эффективные</i> методы проектирования для достижения <i>новых</i> результатов.
P4	Способность осуществлять социально-ориентированную деятельность в соответствии с корпоративной политикой, с соблюдением норм профессиональной этики
P5	Способность осуществлять педагогическую деятельность по профилю специализации и разрабатывать учебно-методические комплексы для электронного и мобильного обучения.
P6	Способность эффективно осуществлять организационно-управленческую, консалтинговую и консорциумную деятельность
<i>Общекультурные компетенции</i>	
P7	<i>Свободно владеть иностранным языком</i> на уровне, позволяющем работать в международных проектах.
P8	Эффективно работать <i>индивидуально (или в качестве члена команды)</i> или <i>руководителем</i> производственного или научного коллектива по междисциплинарной тематике, демонстрировать ответственность за результаты работы.
P9	<i>Самостоятельно учиться</i> и непрерывно <i>повышать квалификацию</i> в течение всего периода профессиональной деятельности, расширять и углублять свое научное мировоззрение. Способность к интеллектуальному, культурному, нравственному и профессиональному саморазвитию.

Министерство образования и науки Российской Федерации
 Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
 высшего образования
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
 ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

Институт кибернетики
 Направление подготовки Прикладная математика и информатика
 Кафедра Прикладной математики

УТВЕРЖДАЮ:
 Зав. кафедрой

 (Подпись) (Дата) (Ф.И.О.)

ЗАДАНИЕ
на выполнение выпускной квалификационной работы

В форме:

магистерской диссертации

Студенту:

Группа	ФИО
8БМ41	Прокопьеву Роману Олеговичу

Тема работы:

Моделирование процесса адаптации бортовой кабельной связи космического аппарата «Электро-Л» № 3

Утверждена приказом директора Института кибернетики (дата, номер)

Срок сдачи студентом выполненной работы: (дата)

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ:

Исходные данные к работе	Схема общая электрическая стыковки кабелей с разъемами на РБ 11С861-03. 3D модель разгонного блока 11С861-03 с установленной на нем переходной фермой и адаптером. Компоновка «Электро-Л» № 3. Габаритный чертеж расположения разъемов РБ 11С861-03.
---------------------------------	--

Перечень подлежащих исследованию, проектированию и разработке вопросов	Обзор технического задания по предыдущим КА входящим в состав ГГКС «Электро». Постановка задачи моделирования процесса адаптации бортовой кабельной связи космического аппарата «Электро-Л» № 3 Разработка трехмерных моделей и чертежей деталей для решения поставленной задачи с использованием программных продуктов SolidWorks, AutoCAD Выводы о практической значимости проделанной работы и проведенных исследованиях. Заключения по магистерской диссертации.
Перечень графического материала	Презентация – 25 слайдов, чертежи - 2

Консультанты по разделам выпускной квалификационной работы

Раздел	Консультант
По основной части	Чапугин Виталий Владимирович
Финансовый менеджмент	Сорокина Раиса Викторовна
Ресурсоэффективность и ресурсосбережение	Сорокина Раиса Викторовна
Социальная ответственность	Никольский Евгений Владимирович
Английский язык	Сидоренко Татьяна Валерьевна

Названия разделов, которые должны быть написаны на русском и иностранном языках:

Средства выведения

Дата выдачи задания на выполнение выпускной квалификационной работы по линейному графику	
---	--

Задание выдал руководитель:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
доцент	Шевелев Геннадий Ефимович	к.ф.м.н		

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8БМ41	Прокопьев Роман Олегович		

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа 144 с., 33 рис., 21 табл., 29 источников, 8 прил.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая кабельная сеть, кронштейн, монтаж, прочностной расчет, адаптация, метеорологический спутник, конструкторская документация.

Объектом исследования является космический аппарат «Электро-Л» № 3.

Цель работы – моделирование процесса адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М».

В процессе исследования проводился обзор предыдущих КА «Электро-Л», РН «Зенит-2СБ», РН «Протон-М», РБ «Фрегат-СБ», РБ 11С861-03, изучалась общая электрическая схема для КА «Электро-Л» № 3 до разъемов РБ 11С861-03.

В результате исследования на основе общей электрической схемы, компоновки КА и технического задания выполнен подбор материалов и разработан перестыковочный кронштейн для кабелей, проведен его расчёт на прочность, а так же разработана КД на монтаж БКС. Все чертежи выполнены в соответствии с ЕСКД и СТП принятыми на предприятии.

Основные конструктивные, технологические и технико-эксплуатационные характеристики:

Степень внедрения: в процессе изготовления разработанных деталей в цеху.

Область применения: ФГУП НПО им С.А. Лавочкина.

Экономическая эффективность/значимость работы: произведен расчет экономических показателей и перспективности внедрения системы, рассчитан экономический эффект, коэффициент эффективности.

В будущем планируется использование данной разработки на космических аппаратах «Электро-Л» входящих в состав ГТКС «Электро».

Определения, обозначения, сокращения и нормативные ссылки

АБ - аккумуляторная батарея;
АД - астродатчик;
АТТ - аксиальная тепловая труба;
АФС антенно-фидерная система;
АФУ - антенно-фидерное устройство;
БА - бортовая аппаратура;
БА КИС - бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
БКС - бортовая кабельная сеть;
БКУ - бортовой комплекс управления КА;
БМСС - базовый модуль служебных систем;
БРТК - бортовой радиотехнический комплекс;
БС - бортовые системы КА;
БСК - базовая система координат;
БССК - базовая строительная система координат;
БССД - бортовая система сбора данных;
БЦВС - бортовая цифровая вычислительная система;
БУ - блок управления;
БФ - батарея фотоэлектрическая;
БЭ - блок электроники;
ВИ - видео информация;
ВКИ - режим выдачи корректирующего импульса тяги;
ВСК - визирная система координат;
ГГАК - гелиогеофизический аппаратный комплекс;
ГГИ - гелиогеофизическая информация;
ГГКС-геостационарная гидрометеорологическая космическая система
ГСО - геостационарная орбита;
ГИВУС - гироскопический измеритель вектора угловой скорости КА;
ДБК - двигательный блок коррекции;
ДБС - двигательный блок стабилизации;
ДК - двигатель коррекции;
ДС - двигатель стабилизации;
ДУ - двигательная установка;
ЗРУ - зарядно-разрядное устройство;
ЗУ - запоминающее устройство;
ИАЧТ - имитатор абсолютно черного тела;
ИК - инфракрасный диапазон;
ИТНП - измерение текущих навигационных параметров;
ИТО - информационно-телеметрическое обеспечение задач управления
КА;
КА - космический аппарат;
КАС - комплекс автоматики и стабилизации;
КИС - командно-измерительная система (станция);
КнТТ - контурная тепловая труба;

КО - контакт отделения;
КП - контакт подъема;
КПИ - командно-программная информация;
КПО - командно-программное обеспечение задач управления КА;
КРУ - коммутационно – распределительное устройство;
КСЗУ - кольцевое статическое запоминающее устройство;
КУ - коэффициент усиления;
КУДМ - комплекс управляющих двигателей-маховиков;
КЦА - комплекс целевой аппаратуры;
ЛСЗУ - линейное статическое запоминающее устройство;
МКО - мультиплексный канал обмена;
МНА - малонаправленная антенна;
МПИ - мультиплексный канал передачи данных;
МСУ-ВО - многозональное сканирующее устройство;
МЦИ - массив цифровой информации;
МУБС - механическое устройство раскрытия солнечной батареи;
НА - направленная антенна;
НГ - нагреватель (электронагреватель);
НКПОР - наземный комплекс приёма, обработки и распространения;
НКУ - наземный комплекс управления КА;
НП - нулевое положение;
НУ - начальные условия;
ОК - оперативный контроль;
ОКИ - оперативно-контрольная информация;
ОКП - окружающее космическое пространство;
ОКР - опытно-конструкторская работа;
ОНА - остронаправленная антенна;
ОМИ - обработанная метеорологическая информация;
ООКИ - обработка оперативно-контрольной информации;
ОПЦИ - обеспечение привязки целевой информации;
ПМО - программно-математическое обеспечение;
ПМ - посадочное место;
ПН - полезная нагрузка;
ПО - программное обеспечение;
ПП - приборная панель;
ППА - приёмо-передающая аппаратура;
ППИ - пункты приема информации;
ППП - платформа прецизионных приборов;
ППУ - приемо-передающее устройство;
ПРЦА - программа работы целевой аппаратуры;
ПСД - платформа сбора данных;
ПСО - постоянная солнечная ориентация;
ПСП - псевдослучайная последовательность;
ПТ - пиротехническое устройство;

ПФ - переключатель фильтра;
РК - релейная команда;
РН - ракета-носитель;
РТО - радиационный теплообменник;
СА - солнечная активность;
САС - срок активного существования КА;
СБ - солнечная батарея;
СВЧ - сверхвысокочастотный диапазон радиоволн;
СДП - солнечный датчик положения;
СЕВ - служба единого времени;
СИ - система измерения;
СЗУ - статическое запоминающее устройство;
СКО - среднеквадратическое отклонение;
СКЭ - система контроля электризации;
СОЗ - угол Солнце-объект-Земля;
СОСБ - система ориентации солнечной батареи;
СОТР - система обеспечения теплового режима;
СС - служебные системы КА;
ССК - связанная система координат КА;
ССПД - система связи и передачи данных;
СУ - система управления;
СУД - система управления движением КА;
СЭС - система электроснабжения;
ТВС - текущий вектор состояния КА;
ТК - технический комплекс космодрома;
ТМИ - контрольная телеметрическая информация;
ТМС - телеметрическая система;
ТПО - типовая полётная операция;
ТпПТп - теплопоглощающая поверхность термоплаты;
ТСП - тепловая сотопанель;
ТТЗ - тактико-техническое задание;
ТЭМХ - термоэлектрический модуль холодильный;
УСК - устройство стабилизации и контроля;
УР - узкополосный режим;
УТС - управление техническими средствами;
УУ - узел управления;
ЦА - целевая аппаратура;
ЦИ - целевая информация;
ЦУП - центр управления полетом КА;
ШР - широкополосный режим;
ЭВТИ - экрановакуумная теплоизоляция;
ЭМБ - электромеханический блок.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	12
1. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ.....	14
2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ.....	16
3. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ «ЭЛЕКТРО-Л»	18
3.1. Назначение КА «Электро-Л»	18
3.2. Состав и основные характеристики КА «Электро-Л»	18
3.3. Массовая сводка	25
4. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ	25
4.1. Многозональное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения (МСУ-ГС)	25
4.2. Гелиофизический аппаратный комплекс (ГГАК-Э)	27
4.3. Бортовая система сбора данных (БССД).....	28
4.4. Бортовой радиотехнический комплекс (БРТК)	29
4.5. Антенно-фидерная система БРТК (АФС БРТК)	31
4.6. Бортовой комплекс управления (БКУ).....	32
4.7. Система управления остронаправленными антеннами (СУ ОНА)	33
4.8. Система ориентации солнечной батареи (СОСБ)	34
4.9. Система электроснабжения (СЭС)	34
4.10. Телеметрическая система (ТМС).....	35
4.11. Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС).....	35
4.12. Средства обеспечения теплового режима (СОТР).....	37
4.13. Система контроля электризации (СКЭ)	38
4.14. Двигательная установка (ДУ)	40
4.15. Антенно-фидерная система БА КИС (АФС БА КИС).....	40
4.16. Бортовая кабельная сеть (БКС).....	40
4.17. Система автономной навигации (САН)	42
5. КОНСТРУКЦИЯ И АГРЕГАТЫ.....	43
5.1. Конструкция КЦА	43
5.2. Пиротехника.....	47
5.3. Конструкция БМСС.....	48

6. СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ.....	50
6.1. Разгонный блок «Фрегат».....	50
6.2. Ракета-носитель «Зенит»	57
6.3. Разгонный блок «ДМ».....	62
6.4. Ракета-носитель «Протон-М»	65
7. АДАПТАЦИЯ КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «ПРОТОН-М»	69
7.1. Постановка задачи	69
7.2. Исходные данные	69
7.3. Выбор материалов, определение размеров	70
7.4. Моделирование кронштейна, установка и монтаж БКС	71
7.5. Расчет прочности	78
7.6. Разработка КД	80
8. ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ.....	83
8.1. Цели и задачи	83
8.2. Организация и планирование комплекса работ	83
8.3. Экономическая оценка затрат на проектирование, изготовление кронштейна и монтаж БКС	87
8.3.1. Расчет затрат на материалы.....	88
8.3.2. Расчет заработной платы	89
8.3.3. Расчет затрат на социальный налог	91
8.3.4. Расчет затрат на электроэнергию	91
8.3.5. Расчет амортизационных расходов	92
8.3.6. Расчет прочих расходов.....	93
8.3.7. Расчет общей себестоимости разработки	93
8.3.8. Прибыль	94
8.3.9. Расчет НДС	94
8.4. Оценка экономической эффективности проекта.....	94
8.5. Оценка научно-технического уровня НИР	94
9. СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ.....	98

9.1. Введение	98
9.2. Описание неблагоприятных факторов в сварочном цехе	99
9.2.1. Повышенная запыленность	99
9.2.2. Ультрафиолетовое излучение сварочной дуги	100
9.2.3. Шум	101
9.2.4. Возможность взрыва	101
9.2.5. Возможность электротравм.....	101
9.2.6. Пожароопасность	101
9.3. Требования к производственному помещению.....	102
9.4. Расчет вентиляции	105
9.4.1. Расчетные данные	106
9.4.2. Скорость воздуха в воздуховоде	107
9.4.3. Выбор вентилятора	108
9.4.4. Подбор электродвигателя к вентилятору.....	108
9.5. Выводы	109
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	110
СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СТУДЕНТА.....	111
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	114
Приложение А	117
Приложение Б	119
Приложение В.....	136
Приложение Г	136
Приложение Д.....	Ошибка! Закладка не определена.
Приложение Е.....	Ошибка! Закладка не определена.
Приложение Ж.....	Ошибка! Закладка не определена.
Приложение З	Ошибка! Закладка не определена.

ВВЕДЕНИЕ

Краткий анализ состояния проблемы – область исследования.

В данной работе рассматриваются космические аппараты «Электро-Л» в составе ГГКС «Электро».

Настоящая работа посвящена вопросу адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М».

Разработка и создание КА «Электро-Л» выполняется по заказу Росгидромета и Роскосмоса в ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина в рамках Федеральной космической программы России на 2006-2017 гг.

В качестве объекта исследования при выполнении магистерской диссертации является КА «Электро-Л» № 3.

Предметом исследования является графическое отображение и практичность монтажа БКС на КА «Электро-Л» № 3 при замене РБ «Фрегат-СБ» с РН «Зенит-2СБ» на РБ 11С861-03 с РН «Протон-М».

Целью моей работы является адаптация КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М».

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Провести обзор предыдущих КА «Электро-Л», РН «Зенит-2СБ», РН «Протон-М», РБ «Фрегат-СБ», РБ 11С861-03.
2. Изучить общую электрическую схему для КА «Электро-Л» № 3 с РБ 11С861-03 до блоков управления.
3. Разработать перестыковочный кронштейн для кабелей.
4. Провести расчёт кронштейна на прочность.
5. Провести макетирование БКС.
6. Разработать КД на монтаж БКС.
7. Провести авторский надзор.

Научная новизна работы заключается в разработке новых необходимых деталей и их установки на переходную ферму РБ 11С861-03.

Практическая значимость настоящей работы заключается в том, что разработанная КД на монтаж БКС позволяет адаптировать КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» для вывода спутника на заданную точку ГСО.

Реализация работы. Разработанную КД на монтаж БКС будет использована для адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», а так же рекомендуется для применения на спутниках, входящих в состав ГГКС «Электро» с последующей модернизацией.

Личный вклад студента. Первый раздел в области постановки задачи выполнен совместно с руководителем (50%). Обзор литературы проведен самостоятельно. Разработка КД на монтаж БКС и расчет прочности выполнены самостоятельно. Обсуждение результатов работы проведены совместно с руководителем (50%). Авторский надзор проведен самостоятельно.

1. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

Освоение космического пространства – величайшее научно-техническое достижение человечества в XX веке. Вслед за Россией и США в космический марафон включились многие государства.

Стремление проложить дорогу в небо – самая заветная, сокровенная мечта человечества, уходящая своими корнями в далекое прошлое. За последние 50 лет XX столетия сделаны огромные шаги в исследовании и освоении космоса: осуществлены запуск первого искусственного спутника Земли, первый космический полет человека, выход человека в открытое космическое пространство, исследование Луны с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов, полеты автоматических станций к планетам Солнечной системы, посадки спускаемых аппаратов на их поверхность и передача изображений окружающего ландшафта, высадка людей на поверхность Луны; созданы обитаемые орбитальные станции, многоразовые транспортные средства, системы космической связи, метеорологии, дистанционного зондирования Земли, координатно-метрические комплексы и многое другое.

Успехи в освоении космоса обусловили резкое и на качественно новом уровне развитие самых актуальных и передовых областей науки и техники: микроэлектроники, вычислительной техники, радиотехники и телевидения, систем автоматического управления и телеуправления, робототехники, физики геологии, энергетики и др.

Научные космические комплексы стали основным средством исследования Земли, околоземного космического пространства, Луны, планет, Солнца, межзвездной среды и других объектов Вселенной.

Метеорологические космические системы представляют глобальную оперативную информацию о состоянии и перемещении облачности на Земле, о текущих процессах и параметрах атмосферы, о распределении температуры по поверхности Земли, изменении теплового баланса Земли, а так же обеспечивают более точное прогнозирование погоды. [1]

Актуальность данной работы обусловлена тем, что адаптация КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» сделает возможным вывод спутника на необходимую геостационарную орбиту, что позволит заранее прогнозировать и предотвращать чрезвычайные ситуации, связанные с погодными условиями.

Геостационарные метеоспутники, эксплуатируемые на оперативной основе, являются подсистемой Глобальной Системы Наблюдений (GOS), развиваемой под эгидой Всемирной Метеорологической Организацией (ВМО). Операторами геостационарных спутников являются США, Европейский союз, Россия, Япония, КНР, Индия и Южная Корея. Решение о создании отечественной высокоорбитальной метеорологической системы (получившей название «Планета-С») было принято еще в конце 70-х годов прошлого столетия. Первоначально планировалось, что система «Планета-С» будет включать три КА на геостационарных орбитах с точками стояния над Атлантическим, Индийским и Тихом океанами. В 90-е годы этот первоначальный проект в связи с финансовыми ограничениями был скорректирован, и в результате в 1994 г. был запущен только один КА «Электро № 1». [2]

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Искусственные спутники Земли – космические летательные аппараты, выведенные на околоземные орбиты. Они предназначены для решения различных научных и прикладных задач. В настоящее время большое внимание уделяется метеорологическим спутникам.

Стремительное развитие техники и экономики предъявляет новые требования к метеорологии. Ведь знание метеорологических условий наперед, позволяют избежать различные чрезвычайные ситуации, такие как: наводнения, ураганы, лесные пожары из-за пылающего солнца и т.д. Еще недавно прогноз погоды составляли для обеспечения хозяйственной деятельности относительно небольших районов. Теперь же с созданием регулярных авиалиний в самые отдаленные пункты нашей планеты, с организацией межконтинентальных перелетов в Антарктиду, с развитием морского транспорта и распространением рыболовства на весь мировой океан наиболее необходима полная информация о гидрометеорологической обстановке и ее предстоящих изменениях в масштабе всей Земли.

Уверенное прогнозирование погоды на длительный срок требует создания теории общей циркуляции атмосферы, что невозможно без систематических метеорологических наблюдений на всей поверхности планеты. Однако существующие в настоящее время на Земле метеостанции не позволяют решить эту задачу. Они не могут дать информацию с огромных просторов океанов, их мало в труднодоступных районах суши, на ледяных просторах Арктики и Антарктики. Почти 80% планеты остается «белым пятном» для метеорологии. Неконтролируемая часть атмосферы не только велика по размерам, но и расположена над районами, играющими важнейшую роль в формировании погодных явлений.

По-настоящему широко удалось взглянуть на атмосферу только с помощью космических аппаратов: только метеорологический спутник, вооруженный специальной аппаратурой, непрерывно перемещаясь над Землей, может дать информацию о погоде. Измеряя с помощью бортовой

аппаратуры спутника параметры излучения тепла различных слоев атмосферы, можно получить богатый материал для изучения происходящих в ней процессов. Кроме того, спутник может служить хорошим средством для сбора информации с наземных метеорологических пунктов, разбросанных по всему земному шару. За время одного оборота вокруг Земли спутник собирает данные, которые в 100 раз превышают информацию, поступающую со всех метеорологических станций, кроме того, дает сведения о погоде на той части поверхности земного шара, которая является белым пятном для метеорологов. [3]

20 января 2011 года с космодрома Байконур был успешно запущен КА «Электро-Л» № 1 – первый из серии отечественных геостационарных метеоспутников нового поколения. Спутник разработан по заказу Росгидромета и Роскосмоса в ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина в рамках Федеральной космической программы России на 2006-2015 гг. КА запущен на геостационарную орбиту с точкой стояния 76° в. д. [4]

Вторым из серии отечественных геостационарных метеоспутников нового поколения был запущен КА «Электро-Л» № 2. Запуск произведен 11 декабря 2015 года, так же с космодрома Байконур и выведен на геостационарную орбиту с точкой стояния $14,5^{\circ}$ з. д. На сегодняшний день спутник проходит летные испытания. 21 января 2016 года были впервые получены и переданы первые снимки Земли в видимом и инфракрасном диапазоне.

Для моделирования процесса адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» БКС необходимо решить следующие задачи:

- Провести обзор предыдущих КА «Электро-Л», РН «Зенит-2СБ», РН «Протон-М», РБ «Фрегат-СБ», РБ 11С861-03.
- Изучить общую электрическую схему для КА «Электро-Л» № 3 с РБ 11С861-03 до блоков управления.
- Разработать перестыковочный кронштейн для кабелей.
- Провести расчёт кронштейна на прочность.

- Провести макетирование БКС.
- Разработать конструкторскую документацию на монтаж БКС.
- Провести авторский надзор.

3. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ «ЭЛЕКТРО-Л»

3.1. Назначение КА «Электро-Л»

Космические аппараты «Электро-Л» в составе ГГКС «Электро» предназначены для решения следующих задач [5]:

- получение и предварительная обработка (нормализация) многоспектральных снимков облачности и подстилающей земной поверхности в пределах всего наблюдаемого диска Земли;
- получение гелиогеофизических данных на высоте орбиты;
- сбор и ретрансляция информации с платформ сбора данных (ПСД);
- выполнение телекоммуникационных функций по распространению, обмену гидрометеорологическими и гелиогеофизическими данными;
- ретрансляция сигналов от аварийных радиобуев системы КОСПАС-САРСАТ.

3.2. Состав и основные характеристики КА «Электро-Л»

Космический аппарат «Электро-Л» создается по модульному принципу и состоит из:

- комплекса целевой аппаратуры (КЦА), обеспечивающего получение, обработку и передачу многоспектральных снимков и данных о гелиогеофизической обстановке на высоте орбиты КА, а так же выполнение телекоммуникационных функций;
- базового модуля служебных систем (БМСС) «Навигатор», предназначенного для обеспечения функционирования целевой аппаратуры и космического аппарата в целом в соответствии с предъявляемыми требованиями;

- адаптера;
- фермы.

В состав комплекса целевой аппаратуры входят:

- многозональное сканирующее устройство (МСУ-ГС);
- гелиогеофизический аппаратный комплекс (ГГАК-Э);
- бортовая система сбора данных (БССД);
- бортовой радиотехнический комплекс (БРТК);
- система управления остронаправленной антенной (СУ ОНА);
- система обеспечения теплового режима КЦА (СОТР КЦА);
- бортовая кабельная сеть КЦА (БКС КЦА);
- конструкция.

В состав базового модуля служебных систем входят:

- бортовой комплекс управления (БКУ);
- система электроснабжения (СЭС);
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС);
- система ориентации солнечной батареи (СОСБ);
- телеметрическая система (ТМС);
- антенно-фидерная система БА КИС (АФС БА КИС);
- двигательная установка (ДУ);
- бортовая кабельная сеть (БКС);
- система контроля электризации (СКЭ);
- система автономной навигации (САН);
- конструкция.

КА «Электро-Л» обеспечивает:

- формирование и передачу по линии вниз на частоте 7,5 ГГц со скоростью до 30,72 Мбит/с целевой информации (ЦИ), включающей в свой состав видеоинформацию (ВИ), представленную многоспектральными снимками облачности и подстилающей земной поверхности в пределах всего

наблюдаемого диска земли, получаемых с МСУ-ГС, а также гелиогеофизическую информации и оперативно-контрольную информацию (ОКИ) с периодичностью 0,5 часа в штатном режиме и от 10,5 до 15,0 минут в режиме учащенных снимков;

Примечание - Видеоинформация имеет следующие характеристики:

- диапазон условий наблюдения: высота солнца – от 10 до 90°, контраст объектов – от 0,2 до 0,7;
- общее число спектральных каналов – 10, в диапазоне длин волн от 0,5 до 12,5 мкм;
- проекция элемента приемника на поверхность Земли в надире - 1 км в видимом диапазоне и 4 км в ИК диапазоне;
- диапазон радиационных температур, измеряемых в ИК диапазоне (от 3,5 до 12,5 мкм) – от 220 до 340 К;
- относительная погрешность привязки двух изображений, полученных с временным интервалом 0,5 часа, в 40-градусной зоне поверхности Земли от подспутниковой точки не должна превышать 5 км (с доведением до 2,5 км).
- формирование и передачу по линии вниз на частоте 1,693 ГГц со скоростью 5 Кбит/с гелиогеофизической информации (ГГИ) на высоте орбиты;
- ретрансляцию метеорологической информации с платформ сбора данных (МИ ПСД), в том числе ретранслированной через низкоорбитальный спутник (НО ИСЗ), в режиме многостанционного доступа с частотно-временным разделением каналов, с периодичностью, привязанной к синоптическим срокам (один сеанс каждые 3 часа) и длительностью сеанса – не более 20 минут, в частотном диапазоне от 401 до 403 МГц и на частоте 465 МГц (для информации, ретранслированной через НО ИСЗ) со скоростями передачи 100, 400 и 1200 бит/с;

- выполнение телекоммуникационных функций по распространению, обмену обработанными гидрометеорологическими и гелиогеофизическими данными, включая:

а) ретрансляцию обработанной метеорологической информации (ОМИ) в международных форматах HRIT, LRIT по каналам ретрансляции по линии вверх на частоте 8,195 ГГц и по линии вниз на частоте 1,691 ГГц;

б) обмен данными между организациями Росгидромета, Федерального космического агентства и других ведомств со скоростями передачи 2,56 и 15,36 Мбит/с (МЦИ-1, МЦИ-2 соответственно) путем ретрансляции данных по линии вверх на частоте 8,195 ГГц и по линии вниз на частоте 7,5 ГГц;

- ретрансляцию сигналов от аварийных радиобуев системы КОСПАС-САРСАТ (ИКС) по каналам ретрансляции по линии вверх на частоте 406,05 МГц и по линии вниз на частоте 1,5445 ГГц со скоростью передачи 400 бит/с.

Таблица 3.1 - Основные характеристики КА «Электро-Л»

Наименование	Значение
Погрешность поддержания КА в заданной точке стояния на ГСО	по долготе - от минус 0,1 до плюс 0,1° по широте - от минус 0,5 до плюс 0,5°
Точки стояния КА на ГСО: КА № 1 КА № 2 КА № 3	76° в.д. 14,5° з.д. 165,8° в.д.

Продолжение таблицы 3.1

Координатная привязка сцен съемки с погрешностью (3σ) (в подспутниковой точке): - в видимом диапазоне - в ИК диапазоне	 3 км 12 км
Общее число спектральных каналов	10
Диапазон длин волн	от 0,5 до 12,5 мкм
Проекция элемента приемника на поверхность Земли в надире: - в ВД и БИК диапазонах - в ИК диапазоне	 1 км 4 км
Периодичность обзора: - в штатном режиме (весь диск Земли) - в учащенном режиме (фрагменты диска Земли)	 до 30 мин до 15 мин
Масса КА на старте, кг № 2 № 3	 1850 1900
Топливо ДУ КА	гидразин
Срок активного существования КА	10 лет

Общий вид КА «Электро-Л» № 2 показан на рисунках 3.1 – 3.4.

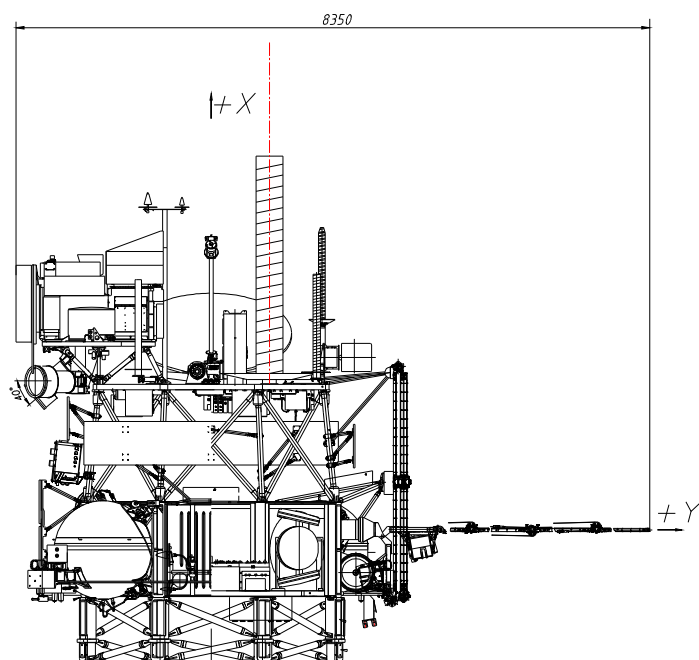


Рисунок 3.1 – Общий вид КА «Электро-Л» № 2 (вид сбоку)

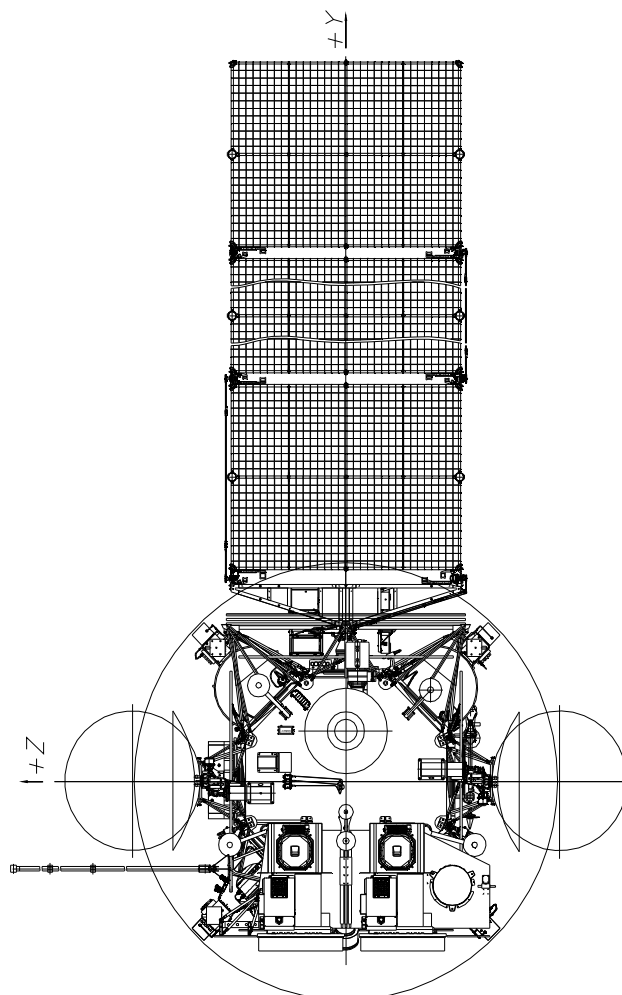


Рисунок 3.2 – Общий вид КА «Электро-Л» № 2 (вид сверху)

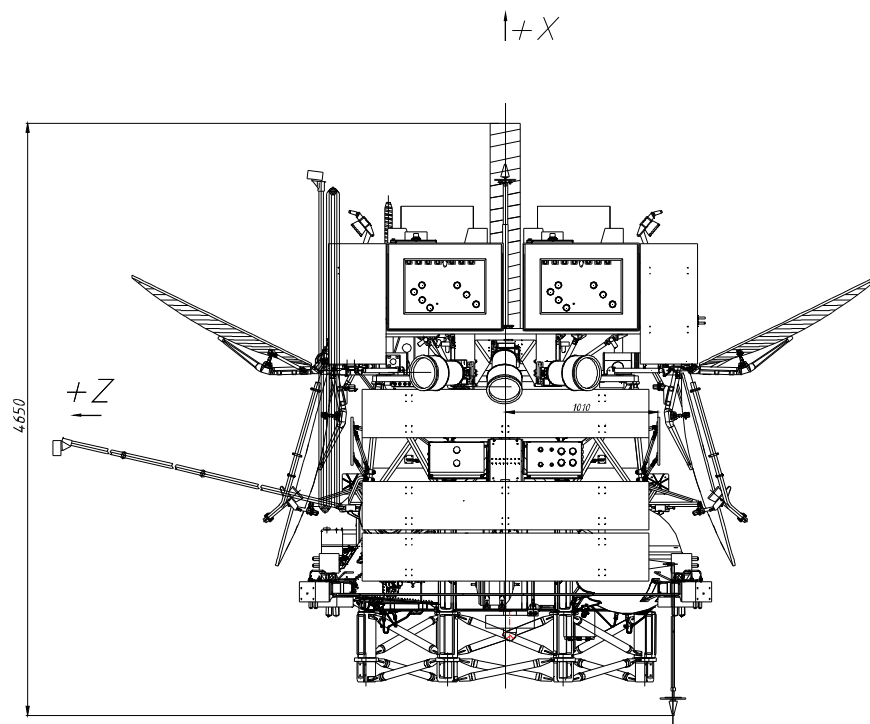


Рисунок 3.3 – Общий вид КА «Электро-Л» № 2 (вид спереди)

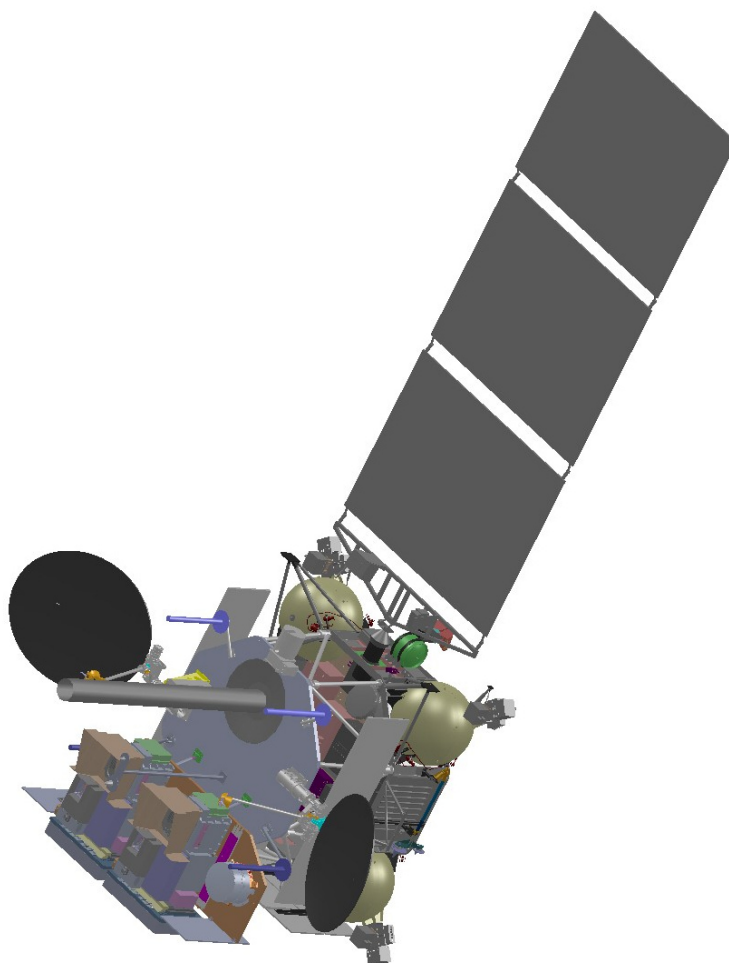


Рисунок 3.4 – Общий вид КА «Электро-Л» № 2 (3D-модель)

3.3. Массовая сводка

Массовая сводка КА «Электро-Л» № 2 представлена в таблице 3.2.

Таблица 3.2 - Массовая сводка КА «Электро-Л» № 2

Наименование	Масса, кг
Комплекс целевой аппаратуры	725
МСУ-ГС (2 шт.)	310
ГГАК	52
БРТК	52
АФС БРТК	32
БССД	17
СОТР КЦА	80
СУ ОНА	21
Конструкция КЦА	107
Бортовая кабельная сеть КЦА	54
Базовый модуль служебных систем (БМСС)	845
Телеметрическая система (ТМС)	8
Бортовой комплекс управления (БКУ)	156
Система автономной навигации (САН)	15
Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БАКИС)	17
Установка АФС БАКИС	20
Система электроснабжения (СЭС)	114
Система ориентации солнечной батареи (СОСБ)	14
Конструкция БМСС	135
Средства обеспечения теплового режима (СОТР)	85
Бортовая кабельная сеть (БКС) БМСС	98
Двигательная установка (ДУ)	178
Система контроля электризации (СКЭ)	5
Топливо	249
Адаптер с системой отделения	31
Масса КА на ГСО	1819
Масса КА (сухая)	1596
Масса КА на старте	1850

4. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ

4.1. Многозональное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения (МСУ-ГС)

Многозональное сканирующее устройство МСУ-ГС является основной частью бортовой целевой аппаратуры геостационарной

гидрометеорологической космической системы «Электро», функционирующей на геостационарной орбите.

Аппаратура МСУ-ГС обеспечивает [5]:

- формирование информационных потоков от полного диска Земли в 10 спектральных диапазонах от 0.5 до 12.5 мкм во всем диапазоне условий наблюдения;
- выдачу цифровой информации в бортовую систему сбора данных (БССД);
- формирование служебных данных о работе аппаратуры (ТМ информация).

Диапазоны спектральных каналов МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 1, реализуемые в аппаратуре, а также решаемые в каждом диапазоне задачи приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 - Характеристики спектральных каналов МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 1 и область применения.

Номер канала	Спектральный интервал, (мкм)	Область применения
1	0.50 – 0.65	Детектирование облачности, слежение за облаками-трассерами для определения ветра, наблюдения аэрозоля
2	0.65 – 0.80	
3	0.8 - 0.9	Детектирование облачности малых размеров
4	3.5 - 4.0	Детектирование низкой облачности, туманов, оценки температуры поверхности океанов (ТПО) и температуры поверхности суши (ТПС) для ночных условий
5	5.7 - 7.0	Наблюдения за водяным паром, оценки ветра, высоты полупрозрачной облачности

Продолжение таблицы 4.1.

6	7.5 – 8.5	Наблюдения полупрозрачной слоистой облачности
7	8.2 - 9.2	
8	9.2 - 10.2	Мониторинг общего содержания озона, ветер в нижней стратосфере
9	10.2 - 11.2	Оценка ТПО, ТПС, количества осаждаемой воды над океанами
10	11.2 - 12.5	

Аппаратура МСУ-ГС обеспечивает наблюдение звезд в канале видимого диапазона, в том числе одновременно с наблюдением диска Земли, с целью уточнения ориентации визирной системы координат (ВСК) МСУ-ГС, получение данных для калибровки взаимного положения ВСК МСУ-ГС и приборов астроориентации КА и обеспечение координатной привязки получаемых изображений.

Наиболее важной в модификации МСУ-ГС является замена многоэлементных ИК фотоприёмников МФПУ, состоящих из двух линеек по 96 элементов каждый на МФПУ второго поколения, состоящей из четырех линеек по 288 элементов каждый

Соответственно требованию одновременной съемки во всех каналах на РХ-ГС установлено семь МФПУ.

4.2. Гелиофизический аппаратный комплекс (ГГЭК-Э)

Комплекс ГГЭК-Э предназначен для глобального мониторинга гелиогеофизических параметров в составе КА «Электро-Л» с целью:

- контроля и прогноза вспышечной активности Солнца;
- контроля и прогноза радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве;
- контроля и прогноза состояния геомагнитного поля;
- диагностики и контроля состояния естественных и модифицированных магнитосферы, ионосферы и верхней атмосферы.

Комплекс ГГАК-Э обеспечивает получение следующей гелиогеофизической информации:

- дифференциальные энергетические спектры низкоэнергичных электронов и протонов;
- плотность потока электронов с отстройкой от фона протонов;
- плотность потока протонов с отстройкой от фона электронов;
- интегральная энергетическая яркость;
- интенсивность потока мягкого рентгеновского излучения Солнца;
- интенсивность ультрафиолетового излучения Солнца;
- три взаимно-перпендикулярные компоненты вектора магнитной индукции.

4.3. Бортовая система сбора данных (БССД)

Бортовая система сбора данных БССД предназначена для:

- сбора информации от многозонального сканирующего устройства МСУ-ГС, от гелиогеофизического аппаратного комплекса ГГАК-Э и оперативно-контрольной информации ОКИ, формируемой в бортовом комплексе управления БКУ;
- формирования единого информационного потока данных для передачи по радиолинии БРТК.

В связи с доработкой МСУ-ГС по результатам летных испытаний изделия «Электро-Л» № 1, для КА «Электро-Л» № 2, 3 аппаратура БССД дорабатывалась следующим образом:

- увеличивается объем запоминающего устройства с 384 Мбайт до 768 Мбайт;
- увеличивается скорость и объем информации ИК-каналов, получаемой БССД от МСУ-ГС;
- изменяется алгоритм работы и увеличивается длительность работы БССД в режиме дневной съемки (ДС) и в тестовом режиме (ТНП) с 10 минут 22 секунд до 13 минут 47 секунд;

- изменяется алгоритм работы БССД в сокращенных режимах (СР1, СР2, СР3) и режимах юстировки ЦА (ЮЗИ1, ЮЗИ2, ЮЗИ3);
- изменяется алгоритм формирования транспортного кадра БССД.

Система БССД обеспечивает:

1. Одновременный прием данных:

- от прибора МСУ-ГС одновременно:
 - информации ИК диапазона от 7 спектральных каналов, упакованных в единый поток со скоростью 22,4 Мбит/с в течение ~ 400 с;
 - информации от 3 видимых спектральных каналов одновременно в течение ~ 180 с со скоростью 12,8 Мбит/с каждый.

Примечание: режим формирования в цикле съемки и передача на входы БССД информации МСУ-ГС распространяется на штатный режим и режим учащённой съёмки.

- прием информации от ГГАК-Э со скоростью 320 кбит/с. Прием осуществляется одновременно с приемом информации от МСУ-ГС.
- прием оперативно-контрольной информации ОКИ, формируемой БКУ во время проведения съемки МСУ-ГС со скоростью 30 кбит/с.

2. Накопление и хранение части информации в ЗУ для согласования скоростей приема информации от датчиков и передачи ее на вход радиолинии БРТК в штатном режиме.

3. Накопление информации одного любого из трёх видимых каналов (по выбору) и не менее 95 с потока каналов ИК-диапазона в ЗУ для режима юстировки, хранение накопленной информации не более 20 минут до момента ее воспроизведения и передачи по радиолинии (без выключения напряжения питания БССД).

4.4. Бортовой радиотехнический комплекс (БРТК)

Бортовой радиотехнический комплекс для геостационарного космического аппарата «Электро-Л» (БРТК) обеспечивает ретрансляцию сигналов между наземными станциями и передачу информации от целевой

аппаратуры на геостационарной орбите с максимальной дальностью связи 40000 км.

БРТК является составной частью комплекса целевой аппаратуры КА «Электро-Л» и устанавливается на второй и третий летный КА «Электро-Л».

БРТК предназначен для выполнения следующих задач:

- обеспечение обмена массивами цифровой гидрометеорологической информации между центральной и региональными станциями космической связи (каналы К-1 и К-2);

- обеспечение распространения обработанной гидрометеорологической информации от центральной станции космической связи на станции приема и обработки информации, станции приема космической информации и автономные метеорологические пункты приема информации (канал К-3);

- передача целевой информации от бортовой системы сбора данных БССД на центральную и региональные станции космической связи (канал К-4);

- передача гелиогеофизической информации от гелиогеофизического аппаратурного комплекса ГГЭК-Э на автономный пункт приема гелиогеофизической информации (канал К-5);

- ретрансляция сигналов от метеорологических платформ сбора данных, ретранслированных через низкоорбитальный искусственный спутник земли, на станции приема данных от платформ (канал К-6);

- ретрансляция сигналов от метеорологических платформ сбора данных на станции приема данных от платформ и обеспечение двусторонней связи с метеорологическими платформами сбора данных (канал К-7);

- ретрансляция сигналов от аварийных радиобуев АРБ-406 на станции приема информации от аварийных радиобуев международной космической системы КОСПАС-САРСАТ (канал К-8).

БРТК для второго и третьего летных КА «Электро-Л» за исключением незначительных доработок, связанных с заменой снятых с производства ЭРИ

ИП, введением дополнительных телеметрических параметров, повышающих возможности контроля и оценки функционирования, изменением конструкции антенн НА1 и НА3, и увеличением полосы пропускания канала К-3, обеспечивающим снижение фазовых искажений ретранслированного сигнала, является полным аналогом БРТК, установленного на первом летном КА «Электро-Л».

БРТК изготавливает и поставляет ОАО «Российские космические системы».

4.5. Антенно-фидерная система БРТК (АФС БРТК)

АФС БРТК предназначена для:

- приема через ОНА1 радиоволн, передаваемых наземным пунктом приема и передачи информации в диапазоне (8195 ± 40) МГц;
- приема через НА1 радиоволн, передаваемых непосредственно с платформ сбора данных в диапазоне частот (402 ± 1) МГц и ретранслируемых от платформ сбора данных через низкоорбитальные ИСЗ в диапазоне частот $(465,0 \pm 0,1)$ МГц;
- приема через НА1 радиоволн, передаваемых от аварийных радиобуев системы КОСПАС-САРСАТ в диапазоне частот $(406,05 \pm 0,50)$ МГц;
- излучения через ОНА2 радиоволн в направлении на наземный пункт приема и передачи информации в диапазоне частот (7500 ± 40) МГц;
- излучения через НА2 радиоволн в направлении наземных станций приема и обработки информации в диапазоне частот $(1544,5 \pm 0,5)$ МГц;
- излучения через НА3 радиоволн в направлении наземных станций приема и обработки информации в диапазоне частот в диапазоне частот (1697 ± 1) МГц;
- излучения через НА4 радиоволн в направлении наземных

станций приема и обработки информации в диапазоне частот (1692 ± 2) МГц;

АФС БРТК обеспечивает выполнение задач на следующих этапах работы КА «Электро-Л»:

- при проведении стыковочных испытаний АФС БРТК с аппаратурой БРТК на КИС ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»;
- при проведении испытаний в составе КА по программе КИ на КИС ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», а так же при необходимости на ТК;
- на участке полета КА после вывода на ГСО.

4.6. Бортовой комплекс управления (БКУ)

Бортовой комплекс управления КА «Электро-Л» № 2 и № 3 основывается на разработанной БКУ КА «Электро-Л» № 1, запущенного на ГСО в 2011 году.

Бортовой комплекс управления (БКУ) КА «Электро-Л» № 1 предназначен для управления космическим аппаратом в целях обеспечения требуемых условий функционирования бортовой служебной и целевой аппаратуры.

БКУ управляет движением центра масс и угловым движением КА, обеспечивая соответствующие ориентацию и положение КА на орбите, необходимые для работы целевой аппаратуры.

БКУ должна управлять работой СУ ОНА и СОСБ по согласованным алгоритмам, обеспечивая расчет орбитального движения КА, Солнца в связанных осях КА и наземных пунктов приема информации, обеспечивая наведение ОНА на наземные пункты приема информации и ориентацию панелей солнечных батарей на Солнце.

Для контроля исполнения команд и проведения контроля и диагностики БС БКУ должен использовать параметры оперативного контроля (ОК), получаемые либо от ТМС либо непосредственно от датчиков БС в виде релейных или аналоговых сигналов.

БКУ должен формировать бортовую шкалу времени (БШВ) и выдавать сигнал «метка 1 секунда» в соответствующие БС.

БКУ КА «Электро-Л» № 2 базируется на разработанной БКУ КА «Электро-Л» № 1 с введением доработок по результатам летных испытаний КА № 1, указанных выше.

Отличия КА «Электро-Л» № 2 от «Электро-Л» № 1 заключаются в введении в состав бортовых систем системы автономной навигации (САН), модернизированных приборов ЦА и отличием инерционно массовых характеристик КА и его динамической схемы, а также долготой точки стояния КА на ГСО.

БКУ КА «Электро-Л» № 3

Требования, изложенные в дополнении к ТТЗ на опытно-конструкторскую работу «Геостационарный гидрометеорологический космический комплекс и космическая система на его основе с орбитальной группировкой в составе трех космических аппаратов» не требуют дополнительной доработки БКУ, поэтому БКУ КА «Электро-Л» № 3 базируется на разработанной БКУ КА «Электро-Л» № 2.

4.7. Система управления остронаправленными антеннами (СУ ОНА)

Система управления остронаправленной антенной КА № 2 и № 3 аналогична системе управления остронаправленной антенной КА № 1.

Система управления остронаправленной антенной (далее СУ ОНА) предназначена для разворотов остронаправленной антенны (ОНА) в двух взаимно перпендикулярных направлениях в соответствии с получаемой из БКУ командно-программной информацией.

На КА «Электро-Л» установлены две СУ ОНА:

- СУ ОНА1 по оси «- Z» КА,
- СУ ОНА2 по оси «+ Z» КА.

По составу, основным характеристикам и этапам работы системы идентичны. Управление системами независимое.

4.8. Система ориентации солнечной батареи (СОСБ)

На КА «Электро-Л» № 2, 3 применена унифицированная СОСБ, разработанная для изделий «Электро-Л», «Спектр-Р», «Спектр-РГ», «Спектр-УФ» по ТЗ-Э2-05-03 и Дополнениям к ТЗ № 1, 2, 3, 4.

Система ориентации солнечной батареи (СОСБ) предназначена для программного разворота панели СБ активной стороной на Солнце и для передачи электроэнергии от батарей фотоэлектрических (БФ) в энергосистему КА, а также для передачи информации от приборов ДИР-Э, ВУСС-Э, установленных на ферме панели СБ.

Система включает в себя электромеханический блок (ЭМБ), блок электроники (БЭ) и межблочные соединительные кабели.

В ЭМБ входят двигатель, редуктор, датчик углового положения выходного вала ЭМБ, установленный на выходном валу редуктора, датчик установки в фиксированные положения выходного вала ЭМБ и токосъемное устройство. Датчик углового положения выходного вала ЭМБ и датчик установки в фиксированные положения выходного вала ЭМБ имеют два канала: основной и резервный.

БЭ также имеет два канала: основной и резервный. Основной канал БЭ связан с основными каналами датчиков, резервный – с резервными. Переключение с основного канала на резервный приводит к переключению каналов как БЭ, так и датчиков.

4.9. Система электроснабжения (СЭС)

Система электроснабжения КА «Электро-Л» № 2 и № 3 аналогична системе электроснабжения КА «Электро-Л» № 1 и состоит из батареи фотоэлектрической (БФ), аккумуляторной батареи (АБ), комплекса автоматики и стабилизации (КАС-Э).

Основным источником электроэнергии СЭС является батарея фотоэлектрическая, обеспечивающая питание бортовой аппаратуры (БА) во время полета на освещенных участках орбиты, а также заряд АБ избытком мощности БФ.

Аккумуляторная батарея используется для питания БА на участке выведения до ориентации БФ на Солнце, при прохождении теневых участков орбиты, а также на других участках, на которых мощность нагрузки превышает мощность БФ (коррекция орбиты и др.).

Комплекс автоматики и стабилизации обеспечивает управление зарядом АБ, стабилизацию выходного напряжения при питании нагрузки от БФ через стабилизатор напряжения (СН), стабилизацию выходного напряжения при питании нагрузки от АБ через разрядное устройство (РУ).

4.10. Телеметрическая система (ТМС)

Телеметрическая система космического аппарата "Электро-Л" предназначена для выполнения следующих задач:

- сбора ТМ-информации с датчиков-преобразующей аппаратуры;
- приема массивов цифровой информации (МЦИ) от различных источников информации;
- формирования кадров ТМ-информации с выдачей в БАКИС;
- запоминания собранной ТМ-информации;
- воспроизведения запомненной ТМ-информации;
- выдачи ТМ-информации в бортовой комплекс управления БКУ по его запросу.

На КА "Электро-Л" № 3 устанавливается модифицированная телеметрическая система ТМС-ЭМ, состоящая из базового модуля (БМ-Э) и модуля сбора сообщений (МСС-Э) с сохранением ранее согласованных интерфейсов.

4.11. Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС)

КА «Электро-Л» № 2 комплектуется БА КИС ЛА903, идентичной эксплуатируемой в настоящее время на КА «Электро-Л» и изготавливаемой в соответствии с Протоколом № 123-4-6/111-09 (протокол разрешения применения покупного изделия).

В связи с массовым снятием с производства целого ряда электрорадиоизделий иностранного производства и возникшими из-за этого

обстоятельства трудностями по комплектованию приборов из состава БА КИС ЛА903 было принято решение, в соответствии с которым при изготовлении БА КИС для КА «Электро-Л» № 3 будет использован имеющийся задел приборов, изготовленных на более современной элементной базе.

При необходимости данные приборы будут доработаны в целях приведения в соответствие характеристик комплектуемой ими БА КИС требованиям ТЗ № ТЗ-Н-12-04 и действующим на КА № 1 и КА № 2 протоколам.

Общие принципы построения и основные характеристики БА КИС, предназначенных для установки на КА № 2 и КА № 3 остаются без изменения по сравнению с аналогичной системой в составе КА «Электро-Л» № 1. Отдельные технические характеристики БА КИС (масса, потребляемая мощность), устанавливаемой на КА № 3 претерпят изменения относительно КА № 2.

Аппаратура БА КИС предназначена для поддержания радиосвязи между КА, находящемся как в ориентированном, так и в неориентированном режимах полета, и наземными станциями командно-измерительной системы (НС КИС) в целях выполнения следующих задач:

- прием с НС КИС разовых команд (РКН), их декодирование и выдачу в бортовые системы КА;
- прием с НС КИС командно-программной информации (КПИ), ее декодирование и передачу в БКУ по МКО;
- формирование и передача на НС КИС квитанций о прохождении РКН и КПИ;
- передача на НС КИС телеметрической информации о работе систем КА;
- приём запросного сигнала измерения дальности от НС КИС и формирование ответного когерентного сигнала при проведении траекторных измерений.

Указанные задачи решаются БА КИС совместно с АФС, состоящей из двух приёмных и двух передающих малонаправленных антенн С-диапазона, направленных в противоположных направлениях.

4.12. Средства обеспечения теплового режима (СОТР)

Средства обеспечения теплового режима КА «Электро-Л» № 3 в основном аналогичны СОТР КА «Электро-Л» № 1 и № 2.

Для СОТР КА «Электро-Л» № 1 проведен полный цикл наземной тепловакуумной отработки, эффективность СОТР подтверждена летной эксплуатацией КА № 1.

Температурные условия эксплуатации двигательной установки.

Средства обеспечения теплового режима двигательной установки предназначены для поддержания температурных условий функционирования ДУ, при ее эксплуатации в составе космического аппарата «Электро-Л», на всех этапах функционирования изделия.

Температурные условия эксплуатации приборов СКИФ, СКЛ, АРН.

СОТР приборов СКИФ-6 и СКЛ предназначена для поддержания температуры посадочных мест этих приборов при их эксплуатации в составе космического аппарата «Электро-Л» в диапазоне температур от плюс 50 до минус 30 °С на всех этапах функционирования изделия.

СОТР ТСП служебных систем.

Для поддержания заданных температурных условий функционирования установленных на ТСП СС блоков аппаратуры и оборудования предназначены средства обеспечения теплового режима тепловой сотовой панели служебных систем.

СОТР ТСП МСУ.

Средства обеспечения теплового режима тепловой сотовой панели МСУ предназначена для поддержания температуры посадочных мест приборов, установленных на ТСП МСУ, при их эксплуатации в составе космического

СОТР ТСП ПН.

Средства обеспечения теплового режима тепловой сотовой панели полезной нагрузки предназначена для поддержания температурных условий функционирования блоков аппаратуры и оборудования, установленных на ТСП ПН, при эксплуатации в составе космического аппарата в заданном диапазоне температур на всех этапах функционирования изделия.

СОТР ТСП аккумуляторной батареи.

Для поддержания заданных температурных условий функционирования аккумуляторной батареи при эксплуатации в составе космического аппарата на всех этапах функционирования предназначены средства обеспечения теплового режима тепловой сотовой панели аккумуляторной батареи

СОТР посадочных мест блоков СОСБ.

Средства обеспечения теплового режима посадочных мест блоков СОСБ предназначена для поддержания заданных температурных условий функционирования блоков СОСБ, при их эксплуатации в составе космического аппарата, в следующих диапазонах температур на всех этапах функционирования изделия.

СОТР посадочного места приборов СДП-1.

Средства обеспечения теплового режима посадочного места приборов СДП-1 предназначена для поддержания температуры посадочных мест приборов СДП-1, при эксплуатации приборов в составе космического аппарата «Электро-Л», в диапазоне от минус 20 до плюс 40 °С на всех этапах функционирования изделия.

СОТР приводов ОНА.

На изделии установлено два привода ОНА.

Система обеспечения теплового режима каждого привода и принцип ее работы идентична, за исключением индексов электронагревателей и термодатчиков.

4.13. Система контроля электризации (СКЭ)

На КА «Электро-Л» СКЭ-Э выполняет следующие задачи:

а) прогнозирования электромагнитной обстановки и принятия решений по режиму работы КА на орбите;

б) получения экспериментальных данных о фактических значениях параметров электризации изделия для данной специфической орбиты;

в) определение эффективности использования способов защиты служебной аппаратуры, элементов конструкции КА и целевой аппаратуры от вредного воздействия статического электричества;

г) анализ причин сбоев и отказов целевой и служебной аппаратуры в процессе ЛКИ и штатной эксплуатации, и идентификации тех из них, которые однозначно или с большой степенью вероятности могут быть объяснены факторами статического электричества.

На сегодняшний день, на КА «Электро-Л» № 2 батарея солнечная (БС) является основным потенциальным источником электростатических разрядов (в силу использования не металлизированных защитных стекол на тыльной и лицевой сторонах). Учитывая возможность влияния таких разрядов (возникающих преимущественно на тыльной, неосвещенной Солнцем стороне БС) на работу бортовых систем и самой БС, при их разработке и разработке КА принимаются меры, направленные на защиту от такого влияния.

Для КА «Электро-Л» № 3 предлагаются следующие доработки СКЭ:

– установка спектрометра Европейского космического агентства (ESA) (масса не более 3 кг; потребление не более 3 Вт) с записью данных в память БЭ СКЭ. Предоставляется безвозмездно при условии передачи в ESA данных его измерений;

– предусмотреть увеличение объема памяти СКЭ до 4 Мбайт при включении в состав СКЭ спектрометра.

Для связи с КА будут использованы разработки, примененные и прошедшие лётную квалификацию на КА «Электро-Л» № 1.

4.14. Двигательная установка (ДУ)

Двигательная установка, используемая в составе КА № 3 аналогична двигательной установке для КА № 1 и № 2.

Двигательная установка в составе КА выполняет следующие функции:

- создание импульсов тяги при проведении коррекций орбиты КА;
- создание реактивных управляющих моментов вокруг трех осей КА с целью успокоения КА после отделения от разгонного блока, построение ориентации, стабилизации КА при проведении коррекций и при разгрузке двигателей-маховиков.

4.15. Антенно-фидерная система БА КИС (АФС БА КИС)

Антенно-фидерная система БА КИС для КА № 3 аналогична антенно-фидерной системе БА КИС КА № 1 и № 2.

АФС входит в состав модуля служебных систем КА "Электро-Л" и предназначена для выполнения следующих функций:

- приема радиоволн передаваемых в направлении КИК – КА;
- излучения радиоволн в направлении КА – КИК.

АФС функционирует в условиях открытого космоса.

4.16. Бортовая кабельная сеть (БКС)

Бортовая кабельная сеть (БКС) предназначена для электрического объединения отдельных приборов в системы, входящие в состав служебного модуля «Навигатор» (БКУ, БА КИС, СЭС, ТМС, СОСБ, СКЭ, САН) и комплекса целевой аппаратуры (ГГАК, БССД, БРТК, МСУ-ГС, СУ ОНА), и для электрического соединения систем между собой.

Минимальное падение напряжения в цепях БКС обеспечивается минимальной длиной кабелей и выбором сечений примененных проводов. В БКС применяются провода сечением не менее 0,12 мм². Падение напряжения в питающих низкочастотных кабелях от источника до нагрузки не более 1В.

Выбор типов проводов для низкочастотных кабелей производится с учетом минимальных электрических потерь, а также механических,

температурных, радиационных факторов, специальных сред, минимальной массы. В БКС используются провода типа МС16-15 и МСЭ26-15.

Выбор типов высокочастотных кабелей осуществляется по волновому сопротивлению и минимальным потерям ВЧ - энергии в заданном диапазоне частот с учетом условий эксплуатации и минимальной массы.

Для упрощения конфигурации кабелей в БКС БМСС используются распределительные коробки.

Выбор типов соединителей для кабелей производится по токовой нагрузке на контакт, с учетом суммарной нагрузки на соединитель, пробивному напряжению между контактами, максимальному рабочему напряжению, сечению проводов, подпаиваемых к контактам, массе, с учетом требований к условиям эксплуатации и возможности обеспечения непрерывности экранирования.

В БКС используются соединители с золотым покрытием контактов.

Для минимизации уровня излучения магнитных полей и уменьшения уровня наводимых помех используются витые экранированные пары, тройки и четверки проводов.

Для снижения уровня помеховосприимчивости и помехообразования в БКС используется двойная экранирующая оплётка. При этом внутренние и внешний экраны изолируются друг от друга по всей длине кабеля, внутренние экраны металлизуются с корпусом кабельной части соединителя с одной стороны кабеля, а внешний (наружный) экран металлизуются с корпусами всех соединителей кабеля и с корпусом КА в соответствии с ГОСТ 19005-81.

Для повышения уровня защиты от воздействий ЭСР и для снижения уровня помеховосприимчивости и помехообразования в БКС используются соединители с электропроводящей поверхностью. Заделка экранов выполняется с обеспечением непрерывности электрического контакта по периметру корпуса кабельной части соединителя с экраном

кабеля. В случае применения неэлектропроводящего соединителя металлизация осуществляется через перемычку металлизации.

С целью снижения массы БКС применяются соединители с облегченными корпусами.

С целью снижения массы БКС в качестве внешнего экрана применяется экранирующая плетёнка типа ПАрМл (в кабелях, где не требуется обязательного использования плетёнки ПМЛ).

С целью парирования одиночного отказа цепи питания управления и контроля выполняются как минимум по двум дублированным контактам соединителей и двум проводам БКС.

На изделии 1522 в кабелях БКС, подключаемых к ТМС, с целью повышения надежности при наземной эксплуатации будут применены соединители типа СНП 339....Т. При стыковке и расстыковке этих соединителей не требуется применение специального ключа. Вилка соединителей самовыталкивающая, в которой установлены невыпадающие винты. При этом соединитель имеет меньшие габариты корпуса.

4.17. Система автономной навигации (САН)

В качестве системы автономной навигации на КА “Электро-Л” № 3 будет использоваться САН разработки ОАО “ИСС имени академика М.Ф. Решетнёва”, получившая наименование САН – ЭЛЕКТРО. Такая же САН была использована на КА «Электро-Л» № 2.

САН-ЭЛЕКТРО предназначена для определения на борту КА параметров движения его центра масс по радиотехническим измерениям навигационных сигналов НКА КНС ГЛОНАСС и GPS и выдачи их в бортовой комплекс управления (БКУ) КА.

САН-ЭЛЕКТРО состоит из следующих основных элементов:

- аппаратура радионавигации (АРН), обеспечивающая обработку радионавигационных сигналов НКА КНС ГЛОНАСС и GPS и выделение из них цифровой информации. АРН состоит из двух полуккомплектов, один из которых находится в холодном резерве.

- антенно-фидерное устройство (АФУ) АРН обеспечивающее прием радионавигационных сигналов НКА КНС ГЛОНАСС и GPS;
- программное обеспечение (ПО) САН-ЭЛЕКТРО, обеспечивающее решение задач САН-ЭЛЕКТРО, и реализованное на средствах АРН.

АРН обеспечивает определение текущих координат КА в гринвичской системе координат с погрешностью не более 300 м. Это требование должно выполняться при работе по системе ГЛОНАСС содержащей не менее 18 активных НКА, функционирующих по целевому назначению.

Интервал времени, через который АРН обеспечит определение текущих координат КА с указанной погрешностью, не превышает 48 часов.

5. КОНСТРУКЦИЯ И АГРЕГАТЫ

Конструкция КА «Электро-Л» № 2 в целом аналогична конструкции КА «Электро-Л» № 1 за исключением отдельных элементов конструкции комплекса целевой аппаратуры, доработка которых потребовалась в связи с доработкой основного целевого прибора МСУ-ГС.

Конструкция КА «Электро-Л» № 3 аналогична конструкции КА «Электро-Л» № 2.

5.1. Конструкция КЦА

Ферма предназначена для установки на ней платформы с полезной нагрузкой, а также для установки кронштейнов и подкосов крепления радиаторов.

Ферма крепится к верхней стыковочной поверхности корпуса БМСС в восьми точках. Она представляет собой сварную ферменную конструкцию, состоящую из восьми опор в нижней (по направлению оси «-X») части фермы и восьми опор в верхней (по направлению оси «+X») части, соединенных подкосами сваренными через подкладные кольца.

После сварки, с целью обеспечения стыкуемости с корпусом БМСС и платформой, ферма подвергается механообработке стыковочных поверхностей для получения плоскостности и параллельности, а также в ней разделяются по кондуктору стыковочные отверстия.

Ферма имеет отверстия в нижних (по направлению оси «-Х») опорах под металлизацию с корпусом БМСС.

Материал фермы – алюминиевый сплав АМг6.

В связи с увеличением массы полезной нагрузки на КА № 2 (доработка МСУ-ГС) изменился диаметр труб подкосов фермы.

В связи с применением на КА «Электро-Л» № 2 доработанных приборов МСУ-ГС с увеличенной массой (по сравнению с предыдущим исполнением увеличение массы составило 48,7 кг для каждого прибора), а также с изменением их (приборов) внутренней компоновки и габаритно-присоединительных размеров, конструкция платформы прецизионных приборов (далее по тексту «платформа») претерпела изменения.

Платформа прецизионных приборов предназначена для установки и крепления к ней приборов БКУ (АД-1-0 (поз. 1, рис. 5.1) АД-1-1 (поз. 2, рис. 5.1), АД-1-2 (поз. 3, рис. 5.1), КИНД 34-020-01 (поз. 4, рис. 5.1), МСУ-ГС-1 (поз. 5, рис. 5.1), МСУ-ГС-2 (поз. 6, рис. 5.1)), радиаторы (поз. 7 и 8, рис. 5.1), размещения элементов СТР (теплоизоляция), БКС, термодатчиков и нагревателей.

Платформа прецизионных приборов предназначена для установки и закрепления вышеперечисленных элементов на всех этапах эксплуатации КА «Электро-Л», начиная с момента сборки и на весь период его активного существования.

Конструкция платформы приборов БКУ и МСУ-ГС состоит из:

- платформы ТСП МСУ - поз. 1 (рис. 5.2);
- ферменной конструкции - поз. 2 (рис. 5.2).

Платформа ТСП МСУ (рис. 5.3) – представляет собой плоскую сотовую панель, масса - 28,14 кг.

Платформа ТСП МСУ состоит из:

- двух листовых обшивок (поз. 1, рис. 5.3) из алюминиевого сплава В95 толщиной 0,8 мм.;

- алюминиевого сотозаполнителя (поз. 2, рис. 5.3) с шестигранной ячейкой 2,75 мм.;
- втулок (поз. 3, рис. 5.3) (сплав Д16Т), предназначенные для крепления приборов БКУ и МСУ-ГС;
- тепловых труб (поз. 4, рис. 5.3);
- пленки полиамидной (поз. 5, рис. 5.3) НИИКАМ-ПМ-ОА-40Л-60.

Ферменная конструкция является пространственной статически неопределимой конструкцией, состоящей из 12 тяг, связанных в узлах болтовыми соединениями. Масса ферменной конструкции - 10,5 кг.

Тяги представляют собой нерегулируемые трубчатые стержневые элементы. Тяги состоят из стержней, наконечников и подкладных колец, выполненных из алюминиевого сплава АМг6М. Стержни представляют собой трубы двух типов: сечения 30x2,5 мм. и 22x2,5 мм. Соединение стержня с наконечником осуществляется электрической сваркой в среде инертного газа с присадкой (РИНп). Для обеспечения качества сварного шва в конструкции используется подкладное кольцо.

В шести узлах предусмотрены пирочки разблокировки четырёх стержней фермы, для перехода ферменной конструкции в статически определимую.

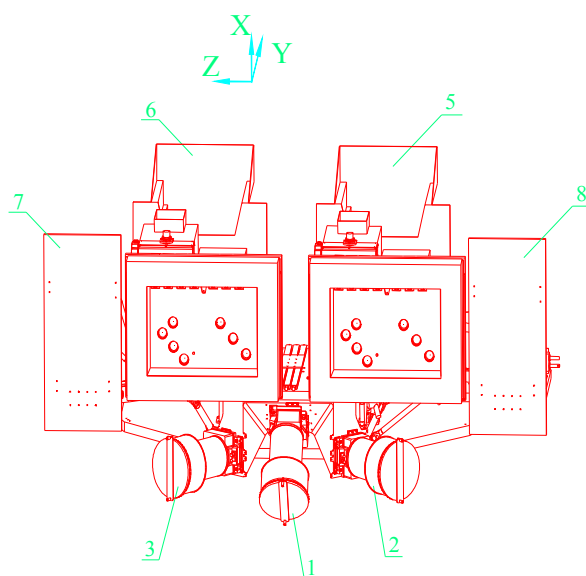


Рисунок 5.1 - Платформа прецизионных приборов

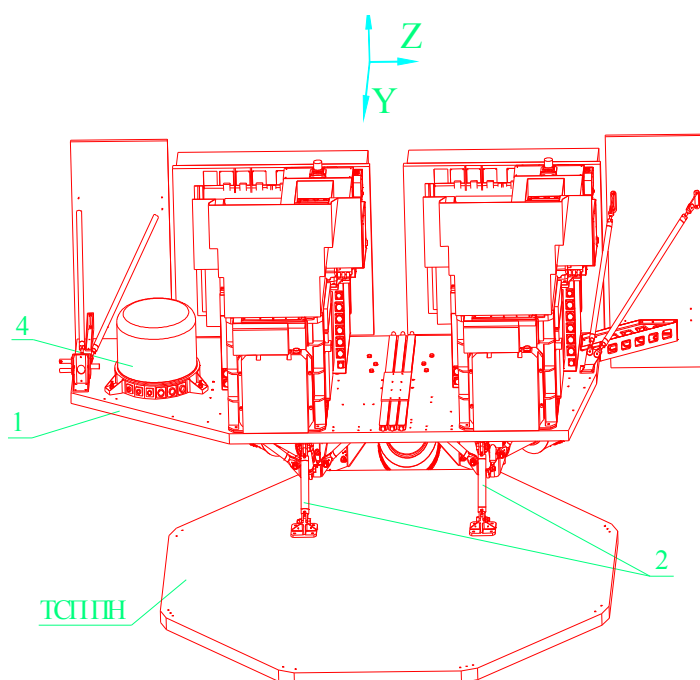


Рисунок 5.2 - Конструкция платформы приборов БКУ и МСУ-ГС

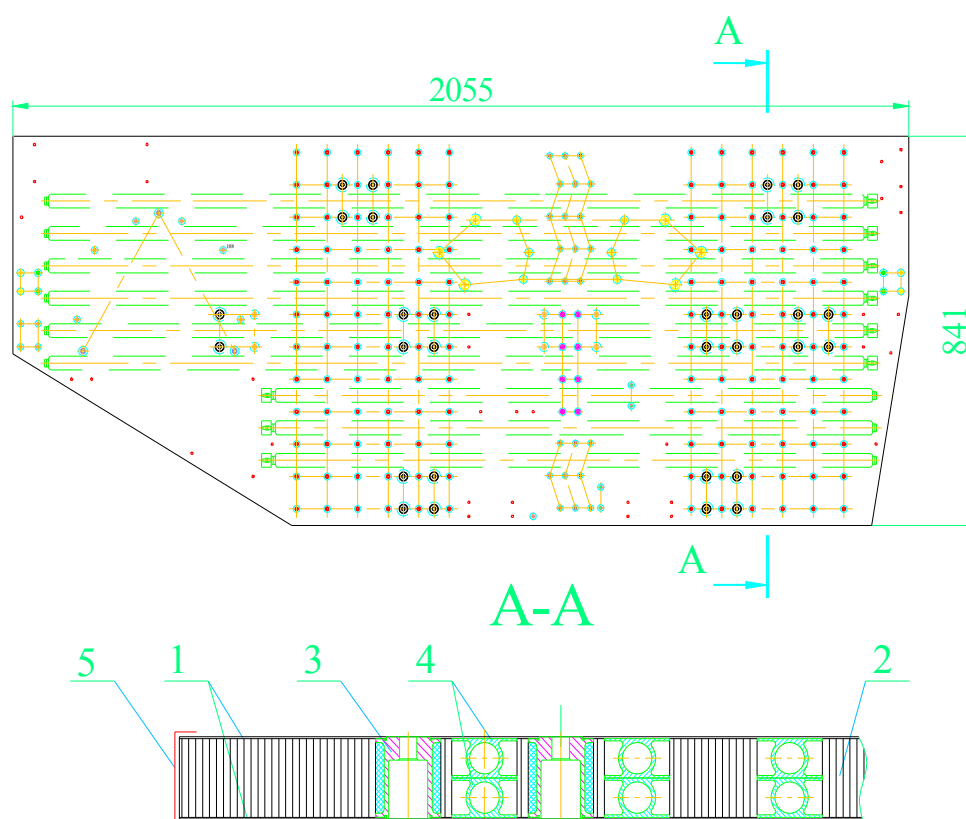


Рисунок 5.3 - Платформа ТСП МСУ

Платформа приборов полезной нагрузки ТСП ПН

ТСП ПН предназначена для установки и крепления к ней приборов научной аппаратуры и платформы ТСП ПП через пространственную ферму.

ТСП ПН ставится на ферму, которая крепится на базовый модуль служебных систем «Навигатор».

Конструктивно платформа ТСП ПН состоит из:

- двух листовых обшивок из алюминиевого сплава В-95 толщиной 0,8 мм.;
- алюминиевого сотозаполнителя;
- втулок (сплав АМг6), предназначенных для крепления приборов;
- тепловых труб, которые обеспечивают температурный режим приборов устанавливаемых на платформу.

Тепловые трубы также служат для увеличения жесткостных характеристик платформы.

5.2. Пиротехника

Пиротехнические средства КА № 2 и № 3 по своему составу и техническим характеристикам аналогичны КА № 1.

В состав БМСС «Навигатор» входят следующие пиротехнические узлы и системы:

- 1) Система отделения «Навигатора» Н-4311-0 – 1 система.
- 2) Пиронож К95К-4371-60 – 1 шт.

Система отделения Н-4311-0

Назначение

Система отделения предназначена для жесткого крепления БМСС «Навигатор» к адаптеру и отделения КА в заданный момент времени с требуемыми относительными линейной и угловой скоростями.

Состав

Система отделения размещена на адаптере и состоит из:

- четырех замков детонационных Н-4311-20;
- четырех замков детонационных Н-4311-20-01;
- восьми толкателей пружинных Н-4311-60;
- 16 трансляторов Н-4311-100;
- четырех электродетонаторов ЭД-У-1;

- двух ТМ-датчиков У23-2380.

Состав системы отделения представлен на рисунке 10.

Принцип действия

При подаче электрического сигнала на два электродетонатора первого контура срабатывают четыре замка из восьми. Через интервал времени от 0,2 до 1,0 с, подается аналогичный электрический сигнал на другие два электродетонатора второго контура, при этом срабатывают оставшиеся четыре замка. Далее срабатывают сразу все восемь пружинных толкателей, и происходит отделение КА от адаптера, что фиксируется ТМ-датчиками.

Состав

Пиронож состоит из:

- двух пиропатронов ЭВ-У-1;
- корпуса;
- поршня-ножа;
- наковальни.

Принцип действия

При подаче электрического сигнала на каждый мостик каждого из двух пиропатронов происходит срабатывание последних. Образовавшиеся рабочие газы перемещают поршень-нож, в результате чего происходит резка БКС.

5.3. Конструкция БМСС

Конструкция БМСС КА № 2 и № 3 аналогична КА № 1.

Конструкция корпуса БМСС (Н-1000-0-01).

Корпус является основной несущей конструкцией КА и предназначен для установки на него сверху (по направлению оси «+X») фермы под платформу научной аппаратуры и платформы служебной аппаратуры снизу (по направлению оси «-X») внутри корпуса, а также для установки по граням ДУ, АБ, приводов СБ, ферм СБ, и крепления деталей радиаторов.

К нижнему торцу корпуса (по направлению оси «-X») крепится адаптер Н-0400-100 с помощью замков системы отделения, который в свою очередь

стыкуется с РБ «Фрегат». При разработке КА «Электро-Л» № 3 будет изменен РБ «Фрегат» на РБ «ДМ».

Корпус представляет собой полую восьмигранную призму высотой 700 мм и диаметром окружности 2000 мм описанной по стыковочным отверстиям с фермой полезной нагрузки сверху (по направлению оси «+X») и адаптером с противоположной стороны. Допустимые отклонения будут указаны в КД.

Корпус состоит из каркаса Н-1010-0, на каждую грань которого для придания несущей способности на заклепках крепятся обшивки из листа АМгбМ толщиной 2 мм, имеющие подкрепление в виде зигов или профилей уголкового сечения.

Так же на гранях корпуса Н-1000-0 устанавливаются по периметру грани на заклепках бобышки для установки АБ, и с помощью болтов кронштейны крепления агрегатов ДУ.

Каркас представляет собой сварную конструкцию из восьми фрезерованных балок имеющих припуск по торцам, и шестнадцати стандартных профилей уголкового сечения 65х5х40х4 мм, сваренных с балками по верхним и нижним торцам и образующих шпангоуты по верху и низу каркаса.

Для установки платформы служебной аппаратуры к каждой из балок в нижней части каркаса приварены кронштейны.

После сварки и окончательной сборки корпуса в агрегатном цехе проводится механообработка стыковочных поверхностей по торцам балок, посадочных поверхностей кронштейнов под ДУ, приводов СБ и бобышек под АБ и др. посадочные поверхности, а также разделка по кондуктору стыковочных отверстий по верху для фермы, по низу для адаптера под системы отделения. Материал деталей и агрегатов каркаса, а также большинства деталей корпуса алюминиевый сплав АМгб.

С целью обеспечения теплового режима и металлизации каркас и по отдельности детали корпуса имеют металлизующее покрытие Хим.Окс.Э.

После сборки и окончательной обработки корпус покрывается эмалью ХС-928 (черная), кроме стыковочных и посадочных поверхностей и поверхностей с обработкой 2.5.

Корпус имеет точки заземления и металлизации.

Платформа приборов служебных систем ТСП СС.

ТСП СС предназначена для установки приборов служебных систем. ТСП СС устанавливается во внутрь базового модуля «Навигатор» через амортизаторы.

Конструкция платформы ТСП СС аналогична конструкции ТСП ПН.

6. СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ

6.1. Разгонный блок «Фрегат»

К началу 90-х годов, когда космические аппараты более активно начали осваивать высокие орбиты, стало очевидно, что ракета-носитель типа Р-7А нуждается в современном разгонном блоке [6].

В НПО им. С.А. Лавочкина серийно изготавливался разгонный блок «Л», разработанный в 60-х годах. За более чем тридцатилетнюю эксплуатацию блок «Л» морально устарел и не мог удовлетворить возросшим требованиям, которые предъявляли современные КА к средствам выведения.

Рассматривались два пути создания разгонного блока: на базе блока «Л» на компонентах топлива керосин + кислород и на базе маршевой двигательной установки КА «Фобос» с двигателем С5.92 на компонентах топлива несимметричной диметилгидразин + азотный тетраксид.

Было приведено множество различных доводов и аргументов в пользу первого и в пользу второго пути создания, но все же каждый из путей имел свой ряд недостатков.

В результате в НПО им. С.А. Лавочкина выбор был сделан в пользу разгонного блока на высококипящих компонентах топлива. Был создан разгонный блок, получивший название «Фрегат», который отличается следующими основными качествами:

- конструкция блока обладает высокой несущей способностью, достаточной для установки любых космических аппаратов, выводимых ракетой-носителем;

- «плоская» компоновка блока обеспечивает его оптимальное размещение под головным обтекателем,

Оставляя достаточно места для полезной нагрузки;

- блок, как было показано позже обладает огромными возможностями по модернизации: удельный импульс маршевого двигателя вырос с 327 до 332с.; сухая масса блока по сравнению с первоначальной уменьшена более чем на 200 кг.; масса заправляемого топлива может быть увеличена с 5250 до 7150кг.; на блоке возможно применение сбрасываемого топливного бака, что делает его энергетические возможности практически неограниченными;

- при сохранении существующей технологии на базе РБ возможно создание шести бакового блока с массой заправляемого топлива более 9 т.

В состав разгонного блока были использованы только те системы и агрегаты, которые уже прошли этап летно-конструкторских испытаний:

- маршевый двигатель С5.92. – в топливной системе МДУ используется унифицированные заправочные, дренажные и опрессовочные клапаны;

- система управления РБ «Фрегат» строится на основе трехосной гиростабилизированной платформы ПВ-300 и бортовой цифровой вычислительной машины «Бисер-6»;

- телеметрическая система БР-9ЦК-1;

- приемопередатчик 38Г6 с рупорной антенной для радиоконтроля орбиты на высотах свыше 2000 км.;

- передатчик телеметрической системы;

- химические батареи. Для электропитания аппаратуры РБ «Фрегат» используются разовые батареи типа ТХЛ 9ER20S-16 и 9ER14PS-20;

- антенно-фидерные системы включая механизмы раскрытия антенн телеметрической системы, которые многократно применялись на КА, созданных НПО им. С. А. Лавочкина.

Таким образом, на основе существующих систем был создан новый разгонный блок, не уступающий российским и зарубежным аналогам.

Еще одним достоинством «Фрегата» стала возможность его модернизации с целью увеличения рабочего запаса топлива. Так, при установке на блоке баков дополнительных емкостей масса топлива может быть увеличена до 5750 кг или до 7150 кг. В этом случае конструкция РБ «Фрегат», его составляющие системы не затрагиваются, что, практически, исключает принципиальные изменения разгонного блока и, следовательно, сокращает сроки и стоимость модернизации.

Внешний вид РБ «Фрегат» показан на рисунке 6.1.

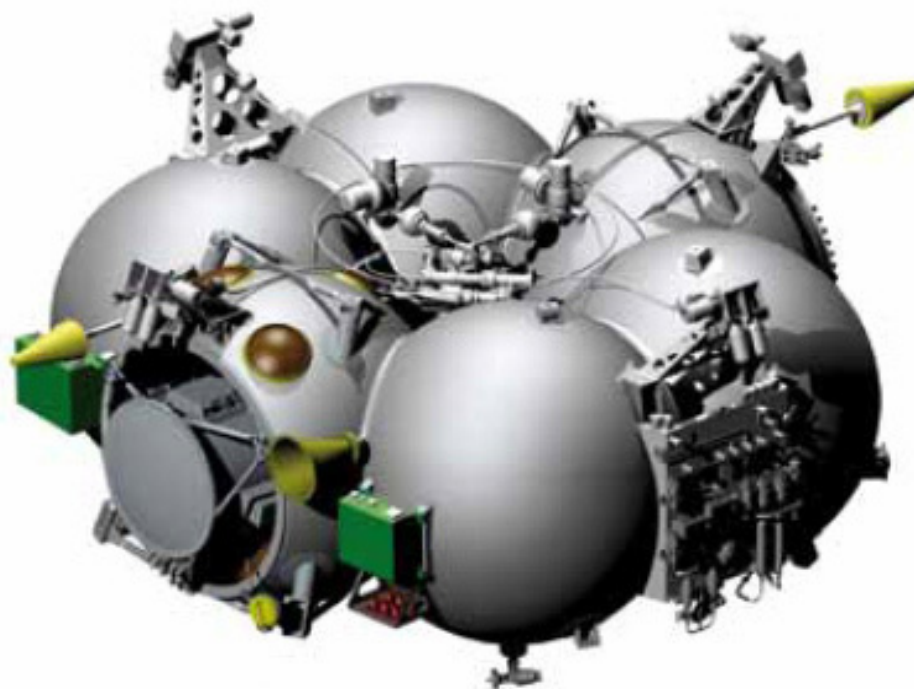


Рисунок 6.1 – РБ «Фрегат» базовый, запас топлива = 5250 кг

Общий вид различных модификаций РБ «Фрегат» представлен на рисунках 6.2 – 6.3 и основные характеристики - в таблице 6.1.

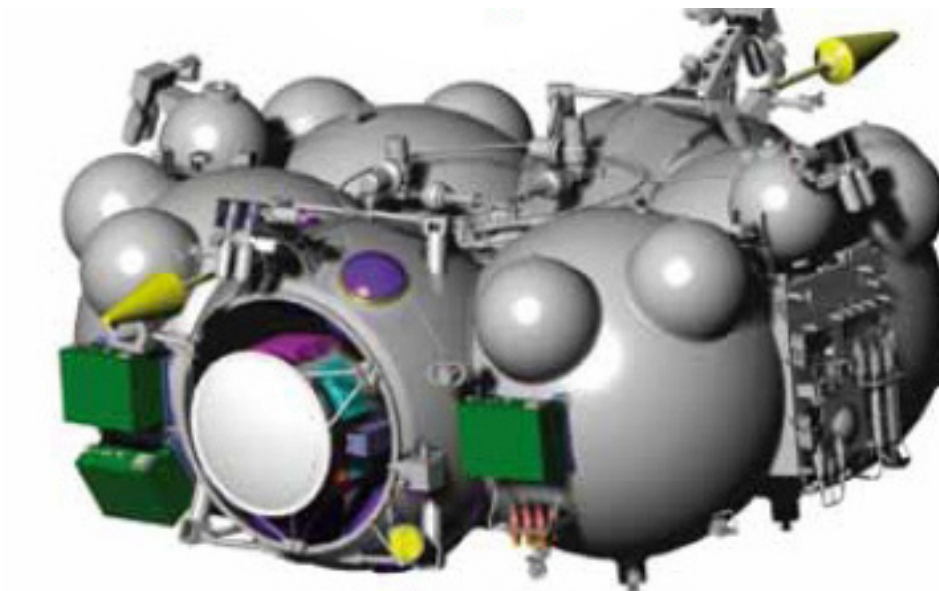


Рисунок 6.2 – РБ «Фрегат» с малыми дополнительными емкостями, запас топлива = 5750 кг



Рисунок 6.3 – РБ «Фрегат» с большими дополнительными емкостями, запас топлива = 7150 кг

Таблица 6.1 – Основные характеристики РБ «Фрегат»

Характеристики	Величина
Конечная масса, кг	940 / 970 / 1050
Габаритные размеры, мм:	
– высота	1550
– диаметр	3350 / 3350 / 3800

Продолжение таблицы 6.1.

Максимальный статический момент на верхний стык, тс×м	15,7
Компоненты топлива: — окислитель — горючее	Азотный тетраоксид Несимметричный диметилгидразин
Рабочий запас топлива, максимальный, кг	5250 / 5750 / 7150
Тяга маршевого двигателя, кгс — в режиме большой тяги в режиме малой тяги	~2000 ~1400
Удельный импульс двигателя, с	332,5
Максимальное число включений двигателя	20

Так как РБ «Фрегат» создавался для РН типа «Союз», которая выводит на опорную орбиту полезный груз массой около 8 т, заправляемого в РБ топлива недостаточно для его использования в составе более тяжелых РН, например «Зенит», имеющий грузоподъемность около 14 т.

Учитывая все эксплуатационные характеристики РБ «Фрегат», в НПО им. С. А. Лавочкина было принято решение адаптировать РБ «Фрегат» для выведения на различные орбиты в составе РН «Зенит», «Ангара-А3» и т.д., за счет увеличения массы заправляемого топлива. Задача была решена введением в состав РБ «Фрегат» сбрасываемого блока баков, который получил название «Фрегат-СБ».

Внешний вид разгонного блока «Фрегат-СБ» показан на рисунке 6.4.

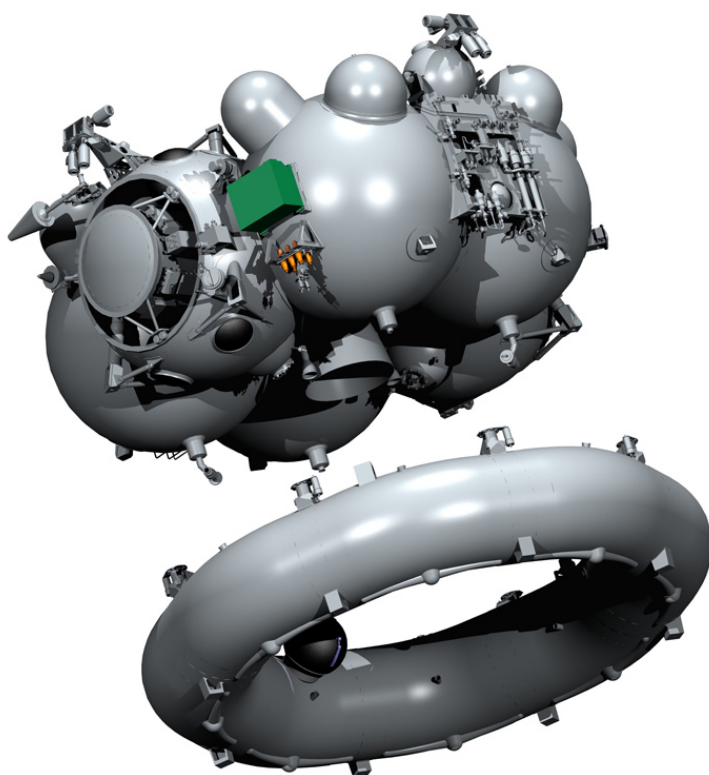


Рисунок 6.4 – РБ «Фрегат-СБ»

Сбрасываемый блок баков РБ «Фрегат-СБ» представляет собой торовую обечайку, разделенную на четыре бака (два бака горючего и два бака окислителя) сферическими триметаллическими перегородками. Пневмогидросхема сбрасываемого блока баков полностью аналогична РБ «Фрегат». Торковые сегменты обечайки заимствованы с блока «Л».

Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ» представлены в таблице 6.2.

Таблица 6.2 – Основные характеристики РБ «Фрегат-СБ»

Характеристики	Величина
Начальная масса РБ при максимальной заправке, кг	11685 / 13535
Конечная масса РБ, кг	1050
Конечная масса СББ, кг	375 / 475

Продолжение таблицы 6.2

Габаритные размеры, м:	
– высота	2,3
– диаметр	3,44 / 3,8
Максимальный статический момент на верхний стык, тс×м	15,7
Маршевая двигательная установка	
Компоненты топлива:	
– окислитель	Азотный тетраоксид
– горючее	Несимметричный диметилгидразин
Рабочий запас топлива, кг	
– в основном блоке баков	7100
– в сбрасываемом блоке баков	3100 / 4850
Тяга маршевого двигателя, кгс	
– в режиме большой тяги	2000
– в режиме малой тяги	~1400
Удельный импульс двигателя, с	332,5
Двигательная установка стабилизации, ориентации и обеспечения запуска	
Топливо	гидразин
Рабочий запас топлива, кг	60
Количество двигателей	12
Тяга двигателя, кгс	5
Удельный импульс двигателя на установившемся режиме, с	220

6.2. Ракета-носитель «Зенит»

23 декабря 2003 года Правительство Российской Федерации утвердило постановление №773 «О проведении работ по модернизации и расширению возможностей использования КРК «Зенит» на космодроме «Байконур»».

Ракеты космического назначения «Зенит-3SLБ», «Зенит-3SLБФ» и «Зенит-2SLБ» представляют собой семейство ракет на нетоксичных компонентах топлива (жидкий кислород и керосин), разработанных в рамках проекта «Наземный старт» для запусков космических аппаратов с космодрома Байконур на низкие, средние и высокие круговые и эллиптические околоземные орбиты (в том числе переходную к геостационарной и геостационарную), а также на отлетные траектории [7].

Базовая ракета «Зенит-2» впервые запущена с космодрома Байконур в 1985 году.

Ракета разработана Государственным конструкторским бюро (ГКБ) «Южное» (Днепропетровск, Украина), изготавливается на ГП ПО «Южный машиностроительный завод» (Днепропетровск).

Значительными отличиями модифицированного носителя от базовой ракеты «Зенит-2» являются:

- новая навигационная система;
- бортовой компьютер нового поколения;
- улучшение характеристик за счет снижения массы и увеличения тяги двигателя второй ступени.

Первый пуск ракеты в рамках проекта «Наземный старт» состоялся в апреле 2008 года.

В состав ракеты космического назначения «Зенит-3SLБФ» входят ракета-носитель (РН) «Зенит-2СБ80» (первая и вторая ступени) и космическая головная часть, содержащая космический аппарат, разгонный блок «Фрегат-СБ», головной обтекатель (ГО) и переходный отсек (ПхО).

Впервые ракета-носитель «Зенит» применялась вместе с разгонным блоком «Фрегат» в январе 2011 года при выведении российского гидрометеорологического геостационарного спутника «Электро-Л».

Разгонный блок «Фрегат-СБ» является модернизированным (с увеличенным запасом топлива) вариантом РБ «Фрегат», адаптированным для применения в ракетах более тяжелых и грузоподъемных, чем РН типа «Союз» (для которых изначально разрабатывался «Фрегат»), в частности таких, как «Зенит».

Головной обтекатель (ГО) предназначен для защиты космического аппарата и разгонного блока от воздействия окружающей среды с момента установки в комплексе подготовки полезной нагрузки до отделения головной части от ракеты на этапе выведения. ГО, разработанный НПО имени С. А. Лавочкина, представляет собой алюминиевую конструкцию длиной 10,4 м и максимальным диаметром 4,1 м.

Переходный отсек, также созданный НПО имени С. А. Лавочкина, служит для сопряжения космической головной части с ракетой-носителем.

Ракета-носитель выполнена по тандемной схеме с поперечным делением ступеней. Управление полетом РН на начальном этапе производится с помощью отклонения камер маршевого двигателя первой ступени, а после ее отделения - с помощью специального рулевого двигателя.

Так же, как и «Зенит-3SL», ракета «Зенит», используемая в проекте «Наземный старт», содержит блок радиоэлектронного оборудования для телеметрии, наведения и навигации как в двухступенчатом («Зенит-2SLБ»), так и в трехступенчатом («Зенит-3SLБ», «Зенит-3SLБФ») вариантах. Бортовые установки телеметрии *Sirius* передают телеметрические данные по независимым радиоканалам на наземные станции, расположенные в России, а при выведении на солнечно-синхронную орбиту используется удаленная станция на Аравийском полуострове. В случае с трехступенчатыми РН «Зенит» эти каналы дополняются блоком данных, поступающих с разгонного блока.

Конструкция обеих ступеней за счет высокого коэффициента заполнения (отношения массы топлива к общей массе ракеты), превышающего 90%, считается одной из самых эффективных в мире. В случае с первой ступенью это достигается по большей части с помощью мощного двигателя РД-171М и отсутствия боковых ускорителей.

Отсутствие боковых ускорителей существенно упрощает процесс предстартовой подготовки и является основной особенностью, отличающей РН «Зенит» от других пусковых систем. Без ускорителей конструкция ступеней оптимальна, количество пиротехнических устройств снижено, а надежность системы повышается за счет уменьшения вероятности появления сбоев в механизмах отделения ускорителей или в них самих. Более того, обтекаемая конфигурация позволяет лучше управлять ракетой на всех этапах полета вне зависимости от погодных условий и повышает точность выведения.

Первая ступень состоит из:

- бака окислителя;
- межбакового отсека;
- бака горючего и хвостового отсека.

В настоящее время это один из самых мощных двигателей в мире; тяга на Земле составляет 7250 кН. РД-171 - четырехкамерный двигатель с одним турбо-насосным агрегатом (ТНА), выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа, при этом камеры имеют возможность отклоняться на угол до 6 градусов. В двигателе используется химическое зажигание компонентов топлива в камерах и газогенераторах. На двигателе смонтированы агрегаты для наддува баков первой ступени. Время работы двигателя составляет 140-150 секунд. Отделение ступени производится четырьмя твердотопливными двигателями торможения, расположенными в основании ступени.

Вторая ступень включает:

- приборный отсек;
- бак окислителя;

- межбаковый отсек;
- бак горючего и хвостовой отсек.

Кроме того, вторая ступень комплектуется ферменным переходным отсеком. При разделении ступеней эта ферма остается на первой ступени. Приборный отсек предназначен для размещения системы управления ракетой, приборы отсека заключены в герметичные контейнеры. Бак окислителя второй ступени отличается от бака окислителя первой ступени конструкцией силовой оболочки и размерами. В нем также находятся баллоны с гелием для наддува бака горючего. Бак горючего выполнен в виде цилиндрического тора, во внутреннем объеме которого располагается маршевый двигатель второй ступени. Двигательная установка второй ступени состоит из двух ЖРД - маршевого РД-120, разработанного «НПО Энергомаш», и рулевого РД-8. Однокамерный ЖРД РД-120 закреплен неподвижно. Он выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа. Его тяга в вакууме равна 834 кН. Время работы двигателя при однократном включении - 315 секунд. Рулевой двигатель РД-8 - четырехкамерный с одним ТНА. Он также выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа. Тяга двигателя в вакууме - 78,5 кН. Камеры рулевого двигателя могут отклоняться на углы до 33 градусов. Время работы - до 1100 секунд. Двигатель разработан в ГKB «Южное». Так же, как и в случае с первой ступенью, отделение второй ступени производится четырьмя твердотопливными двигателями торможения.

Общий вид ракета-носителя «Зенит» представлен на рисунке 6.5 и основные характеристики в таблице 6.3.

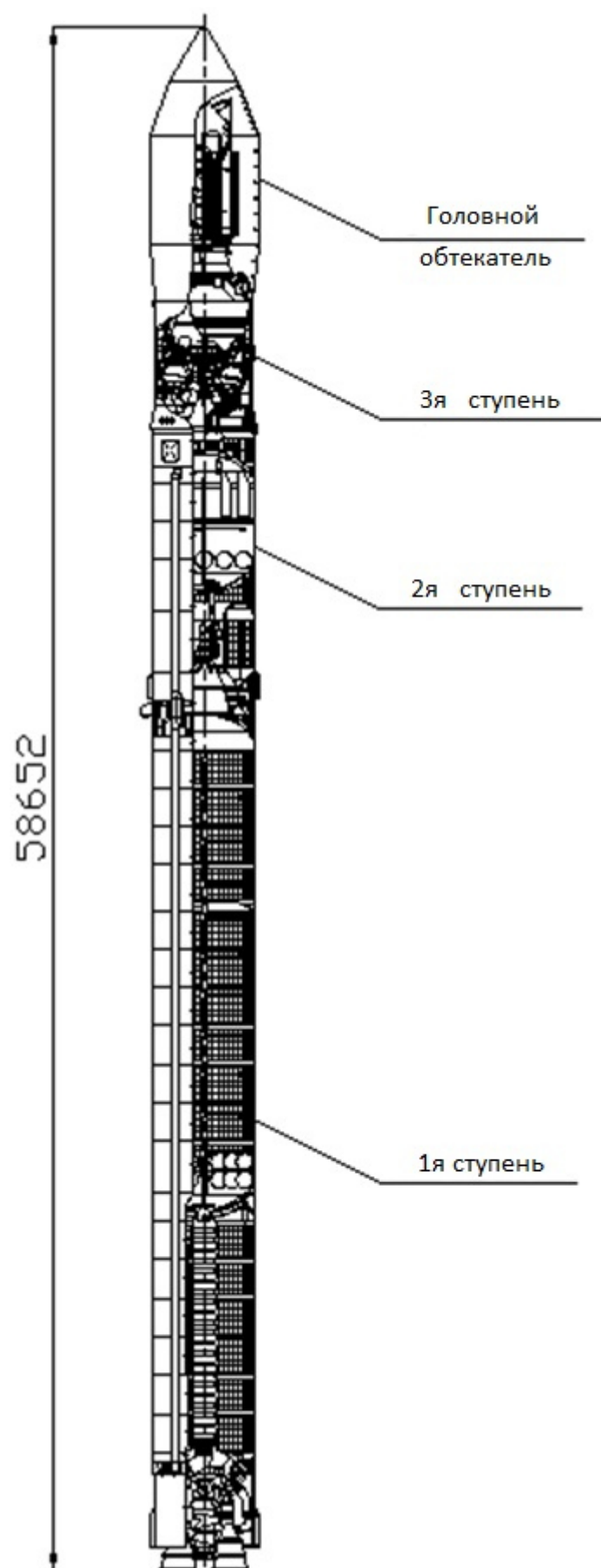


Рисунок 6.5 – Общий вид ракеты-носителя «Зенит»

Таблица 6.3 – Основные характеристики РН «Зенит»

Характеристики	Величина
Состав РН	3 ступени
Стартовая масса РКН, т	~473
Масса ПН, выводимого га ГПО, т:	Определяется перед пуском
Масса горючего и окислителя, т	425
Тяга двигателей при старте, тс	740
Максимальная перегрузка, ед	4,0
Компоненты топлива	Керосин Жидкий кислород
Полная длина, м	58,7
Диаметр корпуса 1 и 2 ступеней, м	3,9
Диаметр разгонного блока, м	3,7
Диаметр головного обтекателя, м	4,1

6.3. Разгонный блок «ДМ»

Разгонный блок ДМ предназначен для перевода КА с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли и на отлетные траектории к планетам. При этом обеспечивается выполнение требований заказчика по ориентации и точности выведения.

Разгонный блок ДМ создан на базе блока Д, который разрабатывался по лунной программе Н1-ЛЗ и впервые успешно отработал в полете в составе комплекса Л1 (с ракетой «Протон») 10 марта 1967года. Разгонный блок ДМ характеризуется высокой надежностью, подтвержденной более чем 30-летней его эксплуатацией, и способностью многократного включения маршевого двигателя, что позволяет выполнить необходимые орбитальные маневры [8].

При создании разгонного блока ДМ использовался модульный принцип. Основу РБ составляет базовый модуль, включающий:

- топливные баки;
- двигатель;
- две двигательные установки системы обеспечения запуска;
- автономный приборный отсек;
- силовые каркасы.

При необходимости, для увеличения выводимой массы КА из состава разгонного блока может исключаться автономный приборный отсек, в котором размещается система управления движением, при этом управление блоком передается на космический аппарат.

Блок работает на нетоксичных компонентах топлива: жидкий кислород + керосин.

Для обеспечения сплошной среды при запуске маршевого двигателя в условиях невесомости применяется специальная система запуска, в состав которой входят две двигательные установки, работающие на высококипящих компонентах топлива.

Внешний вид разгонного блока «ДМ» показан на рисунке 6.6 и основные характеристики представлены в таблице 6.4.

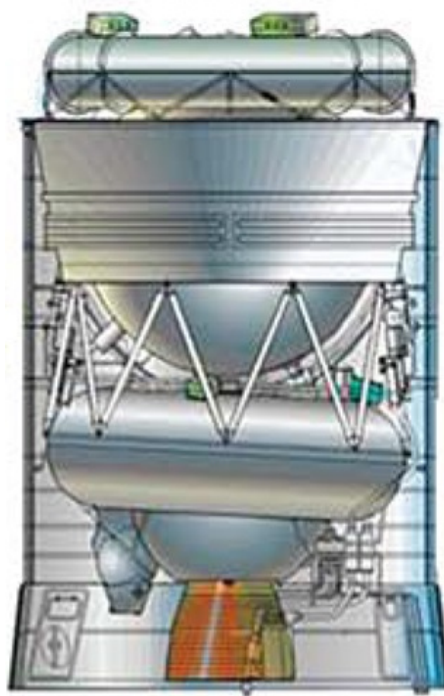


Рисунок 6.6 – РБ 11C861-03

Таблица 6.4 – Основные характеристики РБ 11С861-03

Характеристики	Величина
Масса РБ при максимальной заправке, кг	
На земле	3,245
В космосе	2,35
Габаритные размеры, м:	
– высота	6,28
– диаметр	3,7 - 4,1
Топливо	Керосин + жидкий кислород
Запас топлива, т	18,7
Максимальный статический момент на верхний стык, тс×м	15,7
Тяга в вакууме, тс	8,5
Количество включений двигателя	До 5
Удельная тяга, с	361

Базовый блок ДМ применялся для запусков в 1974-1990гг. в составе «Протон-К» (эксплуатация ракеты завершена в 2012г.).

Всего было разработано 11 модификаций блоков семейства ДМ.

Работы по созданию блока ДМ-03 (изделие 11С861-03) начались в 1995г., однако из-за недостаточного финансирования изготовление первого летного образца затянулось. В ДМ-03 внедрена новая система управления, установлены новые источники бортового электропитания (литиевые батареи), увеличен объем топливных баков и др. Блок имеет грузоподъемность до 3, 4 т. С 2010г. в составе ракеты «Протон-М» (место старта – Байконур). [8]

6.4. Ракета-носитель «Протон-М»

Ракета-носитель «Протон-М» - модернизированный вариант ракеты-носителя «Протон-К». Обладает улучшенными энергомассовыми, эксплуатационными и экологическими характеристиками [9].

Первый запуск комплекса «Протон-М»– «Бриз-М» состоялся 7 апреля 2001 года.

Применение в составе РН «Протон-М» увеличенных головных обтекателей, в том числе диаметром 5м, позволяет более чем вдвое увеличить объем для размещения полезного груза. Увеличенный объем головного обтекателя позволяет также использовать на новом носителе ряд перспективных разгонных блоков.

Главная задача модернизации состоит в замене системы управления (СУ). Она была создана еще в 60-е годы, устарела и морально и по элементной базе. Кроме того, производство этой системы было налажено за пределами России.

На модернизированном носителе «Протон-М» установлена новая совершенная система управления на основе бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). Основные элементы этой системы прошли летные испытания на других носителях и успешно эксплуатируются. Новая система управления «Протон-М» позволяет решить ряд очень актуальных задач:

- улучшить использование бортового запаса топлива за счет его более полной выработки, что повышает энергетические характеристики РН и уменьшает или даже исключает остатки вредных компонентов;
- обеспечить пространственный маневр на активном участке полета, что расширяет диапазон возможных наклонений опорных орбит;
- упростить состав бортовых электронных систем в связи с передачей вычислительных операций систем опорожнения баков и безопасности носителя на ЦБВК;

- позволить реализовать в полете ограничения по параметру «произведение скоростного напора на угол тангажа (рысканья)», что дает возможность без существенного изменения прочности конструкции РН установить головные обтекатели больших размеров;

- обеспечить оперативный ввод или изменение полетного задания;
- улучшить массовые характеристики РН.

Кроме того, на РН решена задача резкого сокращения размеров полей, отводимых для падения отработавших первых ступеней РН.

Эта задача очень актуальна, так как поля падения первой ступени находятся в Республике Казахстан и арендуются Россией. Сокращение размеров полей падения осуществляется путем управляемого спуска ускорителя первой ступени на площадку ограниченных размеров.

Уменьшение размеров полей падения, помимо снижения арендной платы, позволяет облегчить задачи по поиску и утилизации остатков первой ступени. Кроме того, она падает на землю практически «чистой» - циклограмма работы ЖРД первой ступени «Протона-М» обеспечивает полную выработку компонентов из ее баков. Таким образом, существенно улучшаются экологические показатели нового российского носителя.

Общий вид ракеты-носителя «Протон-М» представлен на рисунке 6.7 и основные характеристики в таблице 6.5.

Таблица 6.5 – Основные характеристики РН «Протон-М»

Характеристики	Величина
Состав РН	3 ступени
Стартовая масса РКН, т	~702
Масса ПН, т:	
– на опорной орбите	~22
– на ГПО	Свыше 6
– на ГСО	До 4

Продолжение таблицы 6.5

Точность выведения на опорную орбиту	$DN_{\Pi} = \pm 2 \text{ км}$ $DN_{\alpha} = \pm 4 \text{ км}$ $Di = \pm 1.8 \text{ угл. мин}$ $DT = \pm 3 \text{ с}$
Тип, кол-во и тяга (зем./пуст.) двигателей:	
Первая ступень	ЖРД РД -275(6 шт.), 971.4 тс/1069.8 тс
Вторая ступень	ЖРД РД -0210(3 шт.) и РД-0211(1 шт.), -/237.4 тс
Третья ступень	ЖРД РД -0213(1 шт.), -/59.36 тс (маршевый) ЖРД РД -0214(1 шт.), -/3.15 тс (рулевой)
Диаметр / длина используемых ГО, м	4.35/11.6 4.35/15.255 5.10/16.371 5.10/19.65 4.35/12.65

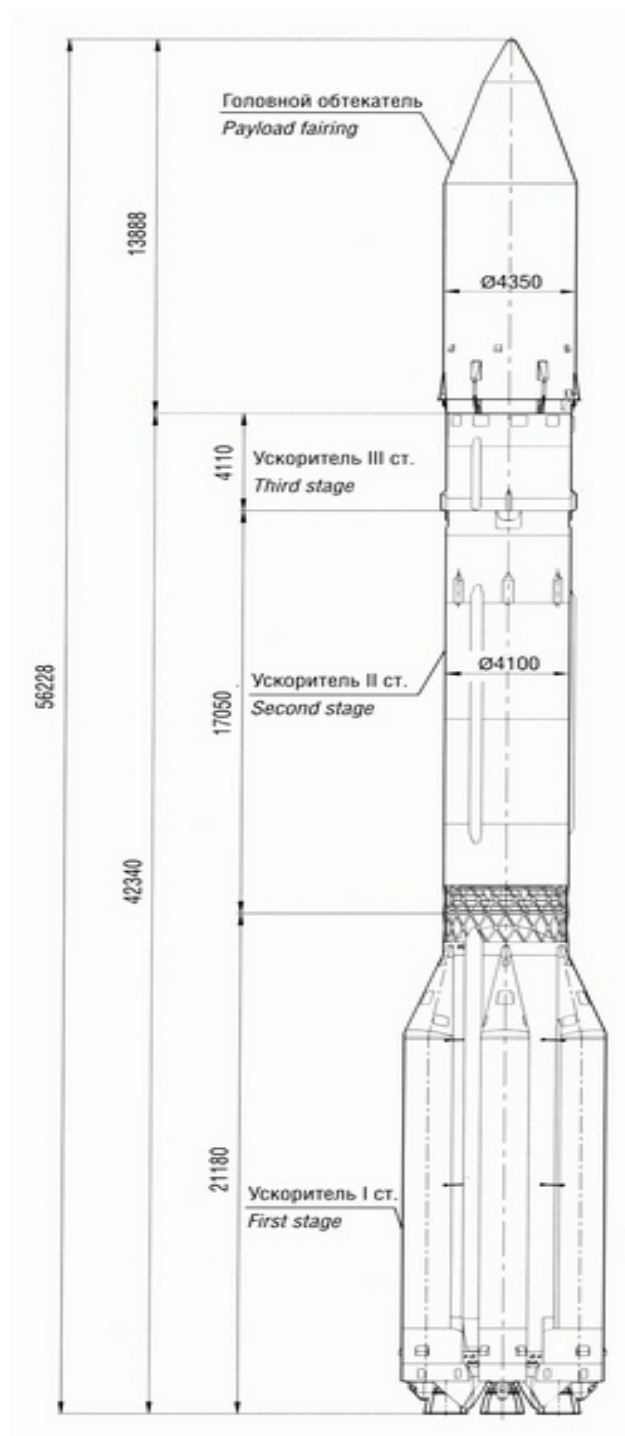


Рисунок 6.7 – Общий вид ракеты-носителя «Протон-М»

Примечание: в связи с нынешней политической ситуацией, происходящей на Украине, завод по изготовлению РН «Зенит» работает в нештатном режиме. Перед запуском КА «Электро-Л» № 2 была вероятность срыва проекта из-за истечения и переносов срока годности РН. Поэтому было принято решение следующие КА входящие в состав ГГКС «Электро» запускать на новых РН «Протон-М».

7. АДАПТАЦИЯ КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «ПРОТОН-М»

7.1. Постановка задачи

- 1) Монтаж бортовой кабельной сети для адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» и разработка перестыковочного кронштейна, а так же подбор пакета крепежа;
- 2) Разработка КД на монтаж БКС.

7.2. Исходные данные

- Схема общая электрическая стыковки кабелей с разъемами на РБ 11С861-03;
- 3D модель разгонного блока 11С861-03 с установленной на нем переходной фермой и адаптором. (рис. 7.1 – 7.2);
- Компановка КА «Электро-Л» № 3;
- Габаритный чертеж расположения разъемов РБ 11С861-03.

Требования к каркасу:

- Максимальная деформация кронштейна при перегрузке $7g$ не превышает 0.6 мм;
- Максимальная нагрузка действующая на кронштейн с учетом технологического запаса прочности (30%) от номинального значения нагрузки не превышает 4.2 Н/м.

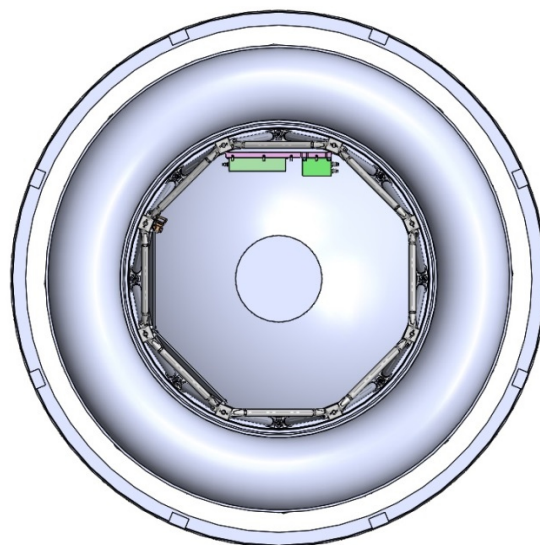


Рисунок 7.1 – 3D модель разгонного блока 11С861-03 (вид сверху)

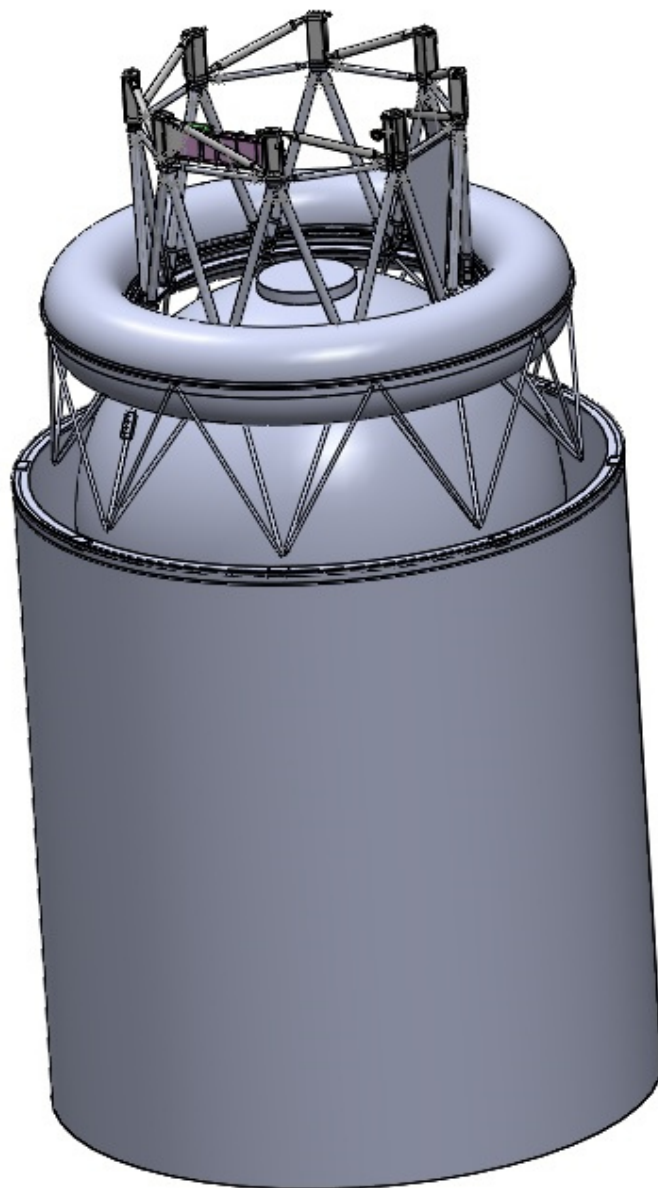


Рисунок 7.2 – 3D модель разгонного блока 11C861-03

7.3. Выбор материалов, определение размеров

При решении поставленной задачи, опираясь на исходные данные, можно сказать, что для адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11C861-03 с РН «Протон-М» для монтаж БКС необходимо разработать перестыковочный кронштейн и установить его на штангу переходной фермы. Для этого необходимо разработать, из каких деталей и из какого материала будет выполнена конструкция. Было принято решение, что в сборочную единицу «Кронштейн» будут входить следующие детали:

- кронштейн;
- опора;
- подкладка;
- хомут.

Для изготовления кронштейна, опоры и хомута выбран алюминиевый лист.

Для изготовления подкладки, выбрана сталь.

Данные материалы выбраны, т.к. у них относительно не высокая цена, легкий вес, высокая долговечность и влагостойкость.

Далее необходимо определить размеры деталей. Первоначально размеры рассчитываются по имеющимся исходным данным (длины и диаметра штанги у переходной фермы, допустимом радиусегиба кабеля и т.д.), а так же исходя из СТП 301-17-89.

7.4. Моделирование кронштейна, установка и монтаж БКС

Далее для решения поставленной задачи необходимо смоделировать перестыковочный кронштейн, его установку на ферме и монтаж БКС. Для построения модели в трехмерном пространстве использовалась программа SolidWorks.

SolidWorks – программный комплекс САПР для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки производства. Обеспечивает разработку изделий любой степени сложности и назначения. Разработан компанией SolidWorks Corporation, ныне являющейся независимым подразделением компании Dassault Systems (Франция). Программа появилась в 1993 году.

Решаемые задачи:

- конструкторская подготовка производства;
- технологическая подготовка производства;
- управление данными и процессами.

Достоинства:

- реализован подход непосредственного 3D-моделирования;
- простота в использовании;
- поддерживает несколько стандартов.

К недостаткам можно отнести только некорректное автоматическое проставление размеров [10].

Процесс моделирования состоял из нескольких этапов.

К первому этапу создания 3D моделей относятся отдельные детали, входящие в сборочную конструкцию.

Для создания кронштейна было принято решение изготовить его из листового металла.

На рис. 7.3 - 7.5 представлен эскиз, развертка и 3D модель детали «Кронштейн».

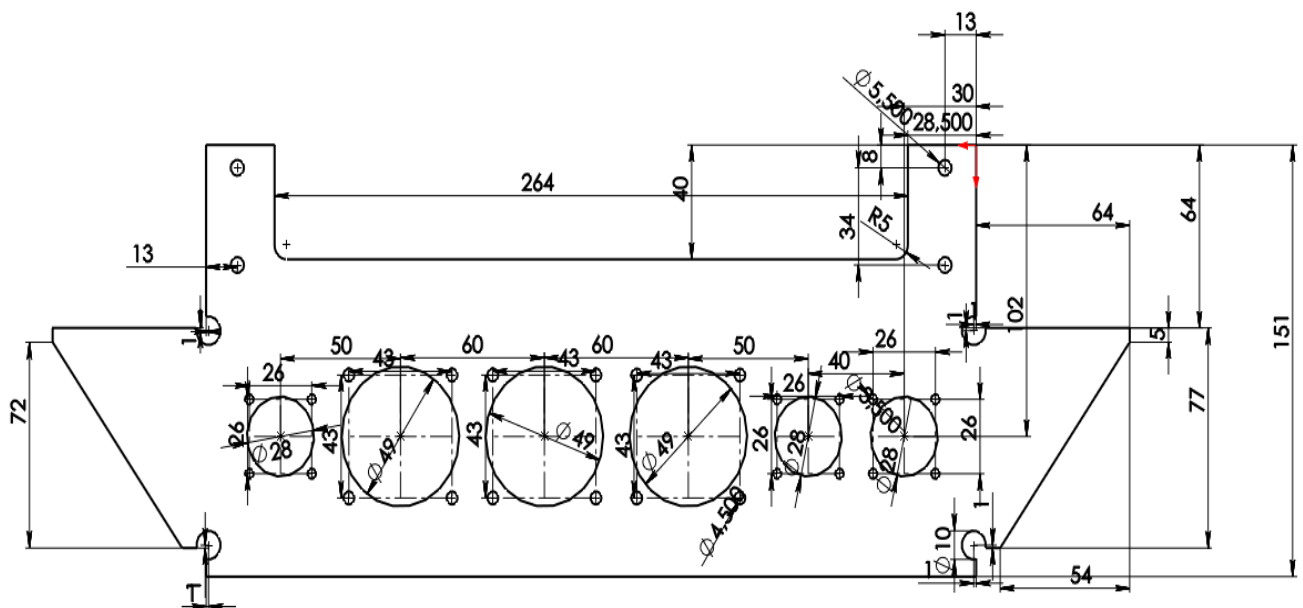


Рисунок 7.3 – Эскиз детали «Кронштейн»

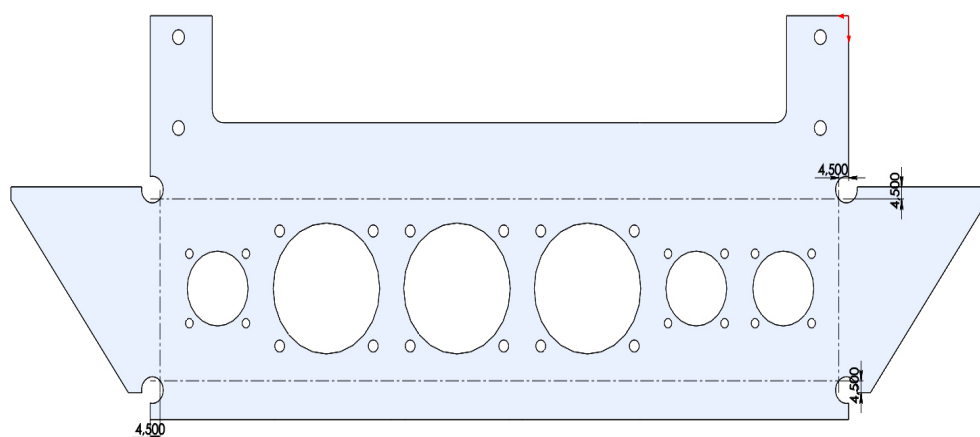


Рисунок 7.4 – Развертка детали «Кронштейн»

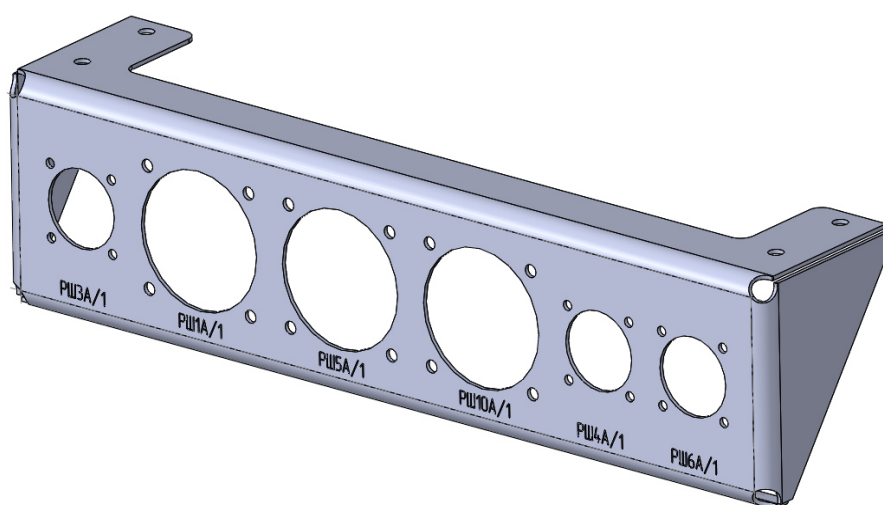


Рисунок 7.5 – 3D модель детали «Кронштейн»

Далее для того, чтобы закрепить перестыковочный кронштейн на ферме, необходимо было разработать опору. На рис. 7.6 представлена 3D модель детали «Опора».

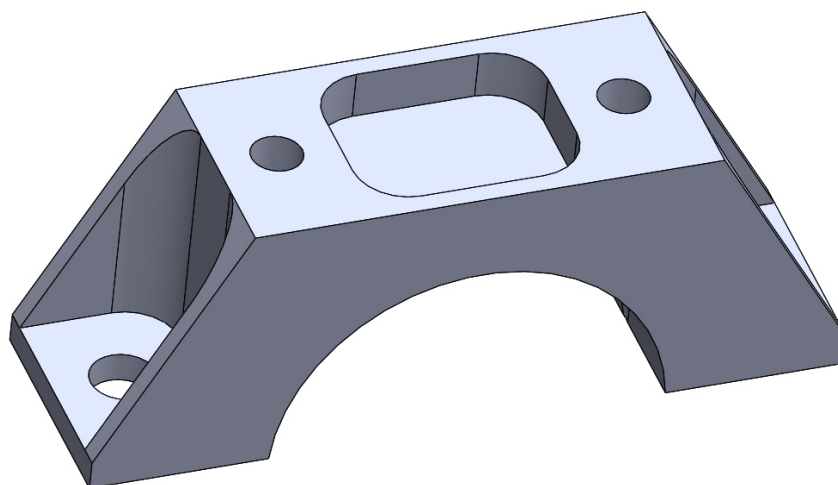


Рисунок 7.6 – 3D модель детали «Опора»

В качестве разъемов использовались стандартные «Вилка» и «Розетка» из библиотеки, специально разработанной для предприятия. На рис. 7.7 – 7.8 представлены 3D модели разъемов.

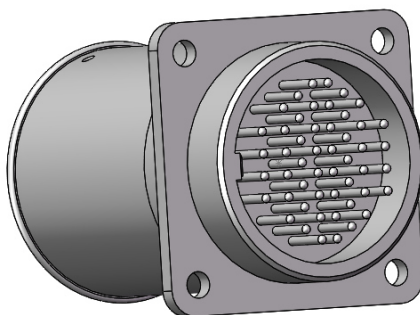


Рисунок 7.7 – 3D модель разъема «Вилка»

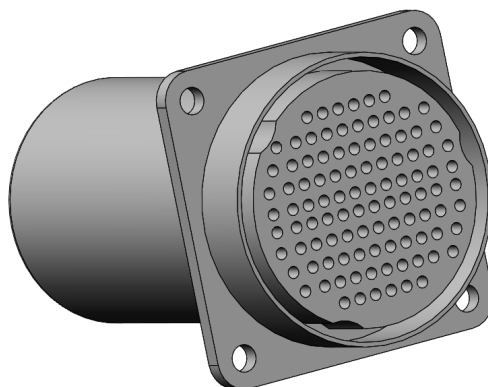


Рисунок 7.8 – 3D модель разъема «Розетка»

На рис. 7.9 представлена 3D модель детали «Подкладка». Разработка данной детали была необходима для более удобного и надежного крепления разъемов к кронштейну. Основным преимуществом подкладки является то, что в ее отверстиях сделана резьба для винтов, это позволяет отказаться от маленьких гаек в труднодоступном месте.

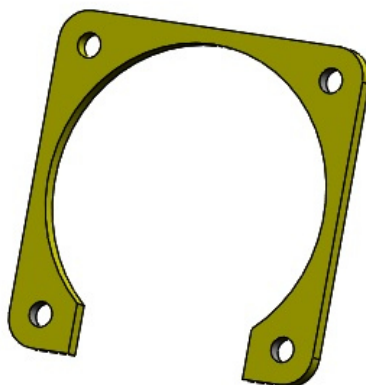


Рисунок 7.9 – 3D модель детали «Подкладка»

При монтаже БКС для ведения трассы и крепления кабеля к ферме из стандартной библиотеки, так же использовались лента с кнопкой и хомут, представленные на рис. 7.10 – 7.11.



Рисунок 7.10 – 3D модель хомута

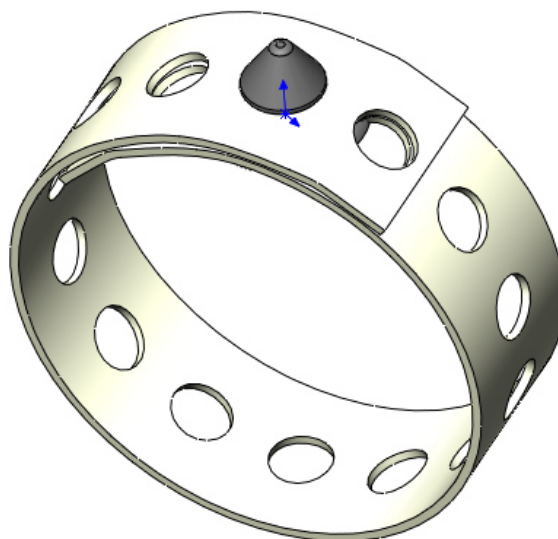


Рисунок 7.11 – 3D модель ленты с кнопкой

Ко второму этапу относится создание сборочной единицы «Кронштейн» для установки на ферму, а так же подбор пакета крепежа. На рис. 7.12 представлена 3D модель сборочной единицы «Кронштейн».



Рисунок 7.12 – 3D модель сборочной единицы «Кронштейн»

К третьему этапу относится 3D модель установки сборочной единицы «Кронштейн СБ» на переходную ферму представленную на рис. 7.13.

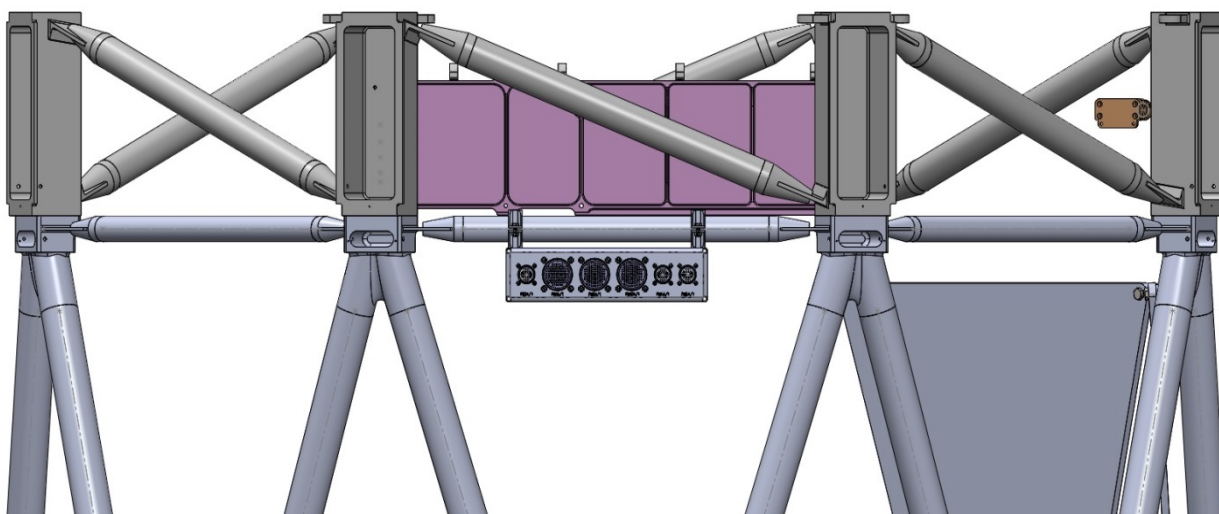


Рисунок 7.13 – Установка сборочной единицы «Кронштейн» на переходной ферме

К четвертому этапу относится монтаж бортовой кабельной сети.

На рис. 7.14 – 7.16 представлена 3D модель монтажа бортовой кабельной сети.

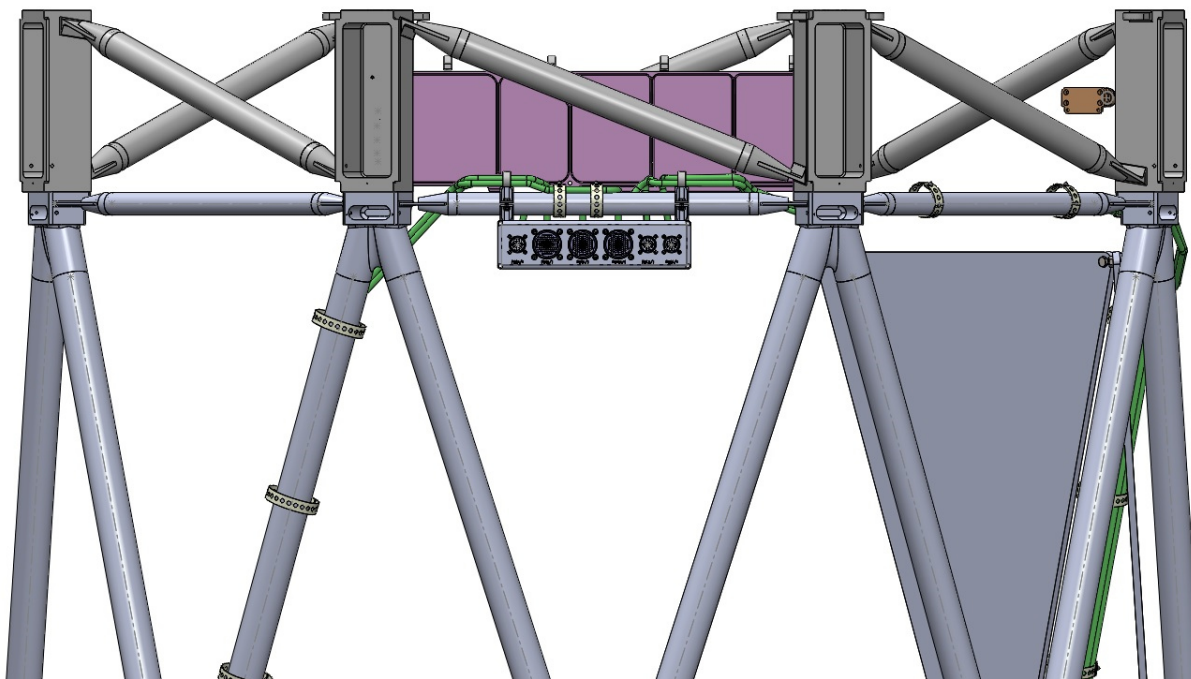


Рисунок 7.14 – 3D модель монтажа БКС (вид спереди)

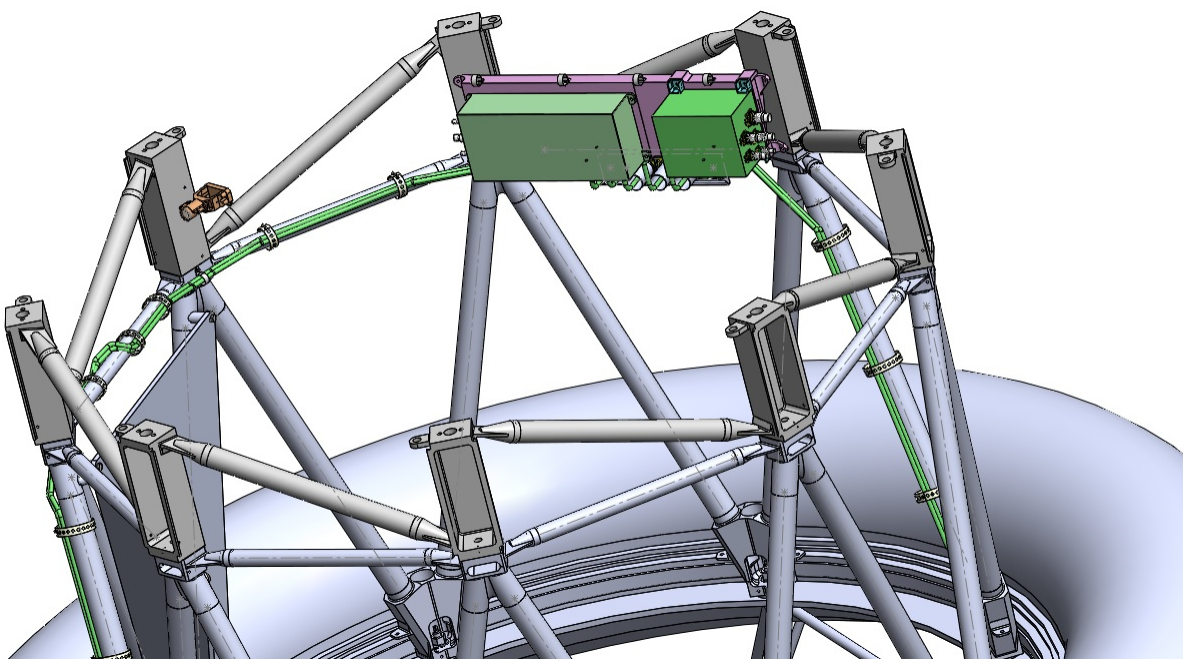


Рисунок 7.15 – 3D модель монтажа БКС (вид изнутри)

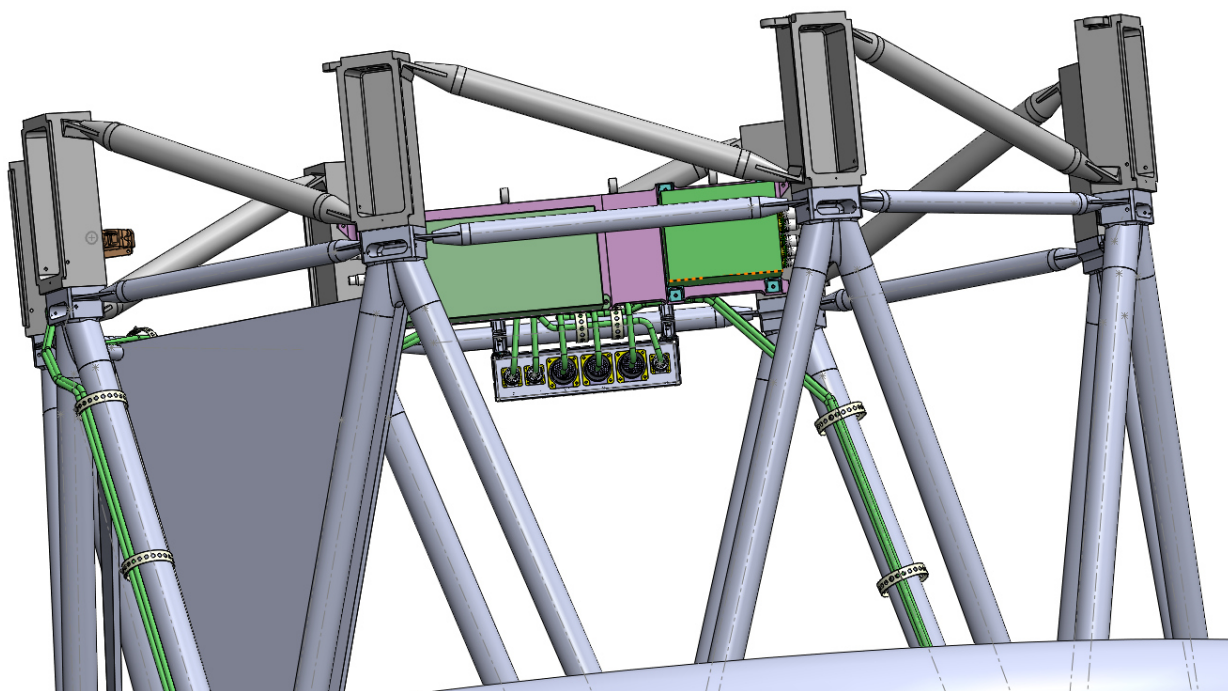


Рисунок 7.16 – 3D модель монтажа БКС (вид снаружи)

Таким образом, можно сказать, что задача по монтажу бортовой кабельной сети для адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» выполнена.

7.5. Расчет прочности

После разработки кронштейна, составляющих деталей сборочной единицы «Кронштейн» и установки ее на переходную ферму был проведен расчет прочности деталей и сборочных единиц разработанной конструкции [11-13].

В магистерской диссертации приведен расчет прочности кронштейна на изгиб.

Рассчитывать кронштейн на изгиб можно несколькими вариантами [14]:

- расчет максимальной нагрузки, которую она выдержит;
- подбор сечения этого кронштейна;
- расчет по максимальным допустимым напряжениям.

Рассмотрим общий принцип подбора сечения кронштейна на двух опорах загруженной равномерно распределенной нагрузкой. Сначала

необходимо найти точку (сечение), в которой будет максимальный момент. Это зависит от заделки кронштейна. В нашем случае кронштейн закреплен с двух сторон. Пример эпюры изгибающего момента для рассматриваемого варианта крепления кронштейна представлен на рис.7. 17.

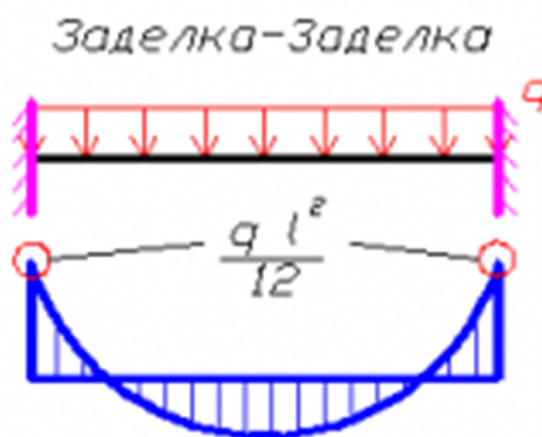


Рисунок 7.17 – Эпюра изгибающего момента

После нахождения изгибающего момента необходимо найти момент сопротивления этого сечения. Расчет момента сопротивления зависит от формы сечения кронштейна. Будем считать, что сечение кронштейна имеет форму прямоугольника. В этом случае используются формулы приведенные в таблице 7.1

Таблица 7.1.

Форма сечения	Площадь сечения	Момент инерции	Момент сопротивления
прямоугольник	$F = bh$	$I_z = \frac{bh^3}{12}$ $I_y = \frac{hb^3}{12}$	$W_z = \frac{bh^2}{6}$ $W_y = \frac{hb^2}{6}$

Чтобы получить максимальное напряжение в кронштейне необходимо максимальный изгибающий момент разделить на момент сопротивления в данном сечении, затем это напряжение сравнивалось с напряжением, которое вообще может выдержать кронштейн из заданного материала.

Проведенные расчеты прочностных характеристик деталей и сборочных единиц показали, что их прочность соответствует норме.

7.6. Разработка КД

Последним этапом в решении поставленной задачи была разработка КД по имеющимся трехмерным моделям. Для этого использовался программный продукт - AutoCAD.

AutoCAD – двух- и трехмерная система автоматизированного проектирования и черчения, разработанная компанией Autodesk. Первая версия была выпущена в 1982 году. AutoCAD и специализированные приложения на его основе нашли широкое применение в машиностроении, строительстве, архитектуре и других отраслях промышленности. Русскоязычная версия локализована полностью, включая интерфейс командной строки и всю документацию.

В области двумерного проектирования AutoCAD по-прежнему позволяет использовать элементарные графические примитивы для получения более сложных объектов. Кроме того, программа представляет весьма обширные возможности работы со слоями и аннотативными объектами (размерами, текстом, обозначениями) [15].

На основе поставленной задачи, имеющихся исходных данных, проведенных расчетов и смоделированной конечной конструкции с проведенным монтажом БКС, мной были разработаны следующие КД:

- Кронштейн (Приложение Г);
- Подкладка (Приложение Д);
- Опора (Приложение Е);
- Хомут (Приложение Ж);

- Монтаж и установка деталей крепления БКС на переходной ферме РБ 11С861-03 (Приложение 3);

Все разработанные КД были согласованны у специалистов, в отделе прочности, в отделе нормоконтроль и смежных отделах.

**ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА
«ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И
РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ»**

Студенту:

Группа	ФИО
8БМ41	Прокопьеву Роману Олеговичу

Институт	ИК	Кафедра	ПМ
Уровень образования	Магистратура	Направление/специальность	Прикладная математика и информатика

Исходные данные к разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»:

1. Стоимость ресурсов научного исследования (НИ): материально-технических, энергетических, финансовых, информационных и человеческих	+
2. Нормы и нормативы расходования ресурсов	
3. Используемая система налогообложения, ставки налогов, отчислений, дисконтирования и кредитования	Ставка социального налога и НДС

Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

1. Оценка коммерческого и инновационного потенциала НТИ	
2. Разработка устава научно-технического проекта	
3. Планирование процесса управления НТИ: структура и график проведения, бюджет, риски и организация закупок	+
4. Определение ресурсной, финансовой, экономической эффективности	+

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):

Календарный график выполнения ВКР

Дата выдачи задания для раздела по линейному графику	
---	--

Задание выдал консультант:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Ведущий специалист	Сорокина Р.В.			

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8БМ41	Прокопьев Роман Олегович		

8. ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ

8.1. Цели и задачи

Целью данной магистерской диссертации является адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» в связи с прекращением выпуска РН «Зенит». Благодаря чему будет произведена разработка необходимых, новых деталей, сборочных единиц, а так же подбор необходимых материалов.

Выполнение данной работы играет большую роль для возможности запуска космического аппарата «Электро-Л» № 3, а также это является заказом госкорпорации «Роскосмос».

К задачам раздела «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение» можно отнести следующее:

- оценка коммерческого и инновационного потенциала;
- обоснование необходимых инвестиций для разработки и внедрения инженерного решения;
- анализ потенциальных рисков и разработка мер по управлению;
- расчет технико-экономического эффекта.

8.2. Организация и планирование комплекса работ

Для построения линейного графика, разбиваем всю работу на этапы, количество и содержание которых определяется спецификой темы. Объективный экономический расчет позволяет равномерно распределить время работы и нагрузку на исполнителей, а также увеличить эффективность работ [16-19].

Система планирования основана на графическом представлении комплекса работ, необходимых для достижения поставленных задач: определение исполнителей каждой работы, установление продолжительности работ в рабочих днях.

Процесс разработки делится на три этапа:

- подготовительный;

- основной;
- заключительный.

Исполнителями работ являются:

- инженер-конструктор (далее Инженер);
- научный руководитель (далее Руководитель).

Перечень основных этапов ВКР приведен в таблице 8.1.

Таблица 8.1 – Перечень основных этапов магистерской диссертации

Этап проведения ВКР	Вид работы	Исполнители
Подготовительный	1 Получение и анализ ТЗ	Руководитель, Инженер
	2 Подбор и изучение требований нормативной документации	Руководитель, Инженер
	3 Обзор, изучение и анализ литературы	Инженер
Основной	1 Анализ технологического процесса	Инженер
	2 Анализ существующих разработок	Руководитель, Инженер
	3 Разработка перестыковочного кронштейна	Инженер
	4 Расчет прочности кронштейна	Инженер
	5 Монтаж БКС	Инженер
	6 Снятие шаблонов кабелей	Инженер
	7 Разработка и выпуск КД	Инженер
	8 Проведение авторского надзора	Руководитель, Инженер
	9 Технико-экономическое обоснование ВКР	Инженер
	10 Оценка безопасности и экологичности проекта	Инженер
Заключительный	1 Подведение итогов работы	Руководитель, Инженер
	2 Написание пояснительной записки	Инженер
	3 Оформление графического материала	Инженер

Трудоемкость работ определяется по сумме трудоемкости этапов и видов работ, оцениваемых экспериментальным путем в человеко-днях, и носит вероятностный характер, так как зависит от множества трудно учитываемых факторов, поэтому ожидаемое значение трудоемкости рассчитывается по формуле (8.1):

$$t_{\text{ож}} = \frac{3 \cdot t_{\text{min}} + 2 \cdot t_{\text{max}}}{5}, \quad (8.1)$$

где $t_{\text{ож}}$ – ожидаемая трудоемкость выполнения работ, чел.-дн.;

t_{min} – минимально возможная трудоемкость выполнения работ (оптимистическая оценка: в предположении наиболее благоприятного стечения обстоятельств), чел.-дн.;

t_{max} – максимально возможная трудоемкость выполнения работ (пессимистическая оценка: в предположении наиболее неблагоприятного стечения обстоятельств), чел.-дн.;

Сроки t_{min} и t_{max} устанавливаются методом экспертных оценок.

В связи с тем, что при выполнении работ существует вероятность того, что исполнители не уложатся в указанный срок, для каждой работы по формуле (8.2) оценивается дисперсия ($\sigma(t)$), то есть среднее значение квадрата отклонения продолжительности работы от ее ожидаемого значения:

$$\sigma^2 = 0,04 \cdot (t_{\text{max}} - t_{\text{min}})^2. \quad (8.2)$$

Для построения линейного графика необходимо рассчитать длительность этапов в рабочих днях ($T_{\text{РД}}$), а затем перевести полученное количество рабочих дней в календарные дни ($T_{\text{КД}}$). Длительность этапов в рабочих днях ($T_{\text{РД}}$) рассчитывается по формуле (8.3):

$$T_{\text{РД}} = \frac{t_{\text{ож}}}{c \cdot p \cdot K_{\text{ВН}}} \cdot K_{\text{Д}}, \quad (8.3)$$

где $t_{\text{ож}}$ – трудоемкость работы, чел.-дн.;

c – число работников, занятых в выполнении данной работы, $c = 2$;

p – количество смен в сутки, $p = 1$;

$K_{\text{ВН}}$ – коэффициент выполнения нормы, $K_{\text{ВН}} = 1$;

$K_{\text{Д}}$ – коэффициент, учитывающий дополнительное время на консультации и согласование работ, $K_{\text{Д}} = 1,2$.

Длительность этапов работ в календарных днях ($T_{\text{КД}}$) рассчитывается по формуле (8.4):

$$T_{\text{КД}} = T_{\text{РД}} \cdot K_{\text{К}}, \quad (8.4)$$

где $T_{\text{КД}}$ – длительность этапов работ в календарных днях;

$K_{\text{К}}$ – коэффициент календарности.

Коэффициент календарности ($K_{\text{К}}$) рассчитывается по формуле (8.5):

$$K_{\text{К}} = \frac{T_{\text{К}}}{T_{\text{К}} - T_{\text{ВД}} - T_{\text{ПД}}}, \quad (8.5)$$

где $T_{\text{К}}$ – календарные дни, $T_{\text{К}} = 365$ дн.;

$T_{\text{ВД}}$ – выходные дни, $T_{\text{ВД}} = 92$ дн.;

$T_{\text{ПД}}$ – праздничные дни, $T_{\text{ПД}} = 28$ дн.

Подставив значения календарных, выходных и праздничных дней в формулу (8.5), получим значение коэффициента календарности ($K_{\text{К}}$):

$$K_{\text{К}} = \frac{365}{365 - 92 - 28} \approx 1,5.$$

Остальные результаты расчетов с использованием формул (8.1) – (8.4) приведены в таблице 8.2.

Таблица 8.2 – Трудозатраты на проведение магистерской диссертации

Содержание этапа	Трудоемкость работ, чел.-дн.			Дисперсия σ^2	Длительность работ, дн.	
	t_{min}	t_{max}	$t_{ож}$		$T_{РД}$	$T_{КД}$
Подготовительный этап						
Получение и анализ ТЗ	1	2	1,4	0,04	0,84	1
Разработка и утверждение ТЗ	5	8	6,2	0,36	3,72	6
Анализ предметной области	4	6	4,8	0,16	2,88	4
Обзор источников	4	5	4,4	0,04	2,64	4
Основной этап						
Анализ ТП	3	4	3,4	0,04	2,04	3
Анализ существующих разработок	3	4	3,4	0,04	2,04	3
Разработка перестыковочного кронштейна	2	4	2,8	0,16	1,68	3
Расчет прочности кронштейна	5	8	6,2	0,36	3,72	6
Монтаж БКС	10	12	10,8	0,16	6,48	10

Продолжение таблицы 8.2

Снятие шаблонов кабелей	6	7	6,4	0,04	3,84	6
Разработка КД	8	14	10,4	1,44	6,24	9
Выпуск КД	3	6	4,2	0,36	2,52	4
Проведение авторского надзора	9	12	10,2	0,36	6,12	9
Технико-экономическое обоснование НИР	4	5	4,4	0,04	2,64	4
Оценка безопасности и экологичности проекта	4	5	4,4	0,04	2,64	4
Заключительный этап						
Подведение итогов	2	3	2,4	0,04	1,44	2
Написание пояснительной записки	12	15	13,2	0,36	7,92	12
Оформление графического материала	7	9	7,8	0,16	4,68	7
Итого:	92	129	106,8	-	64,08	95

Линейный график работ представлен в приложении В.

8.3. Экономическая оценка затрат на проектирование, изготовление кронштейна и монтаж БКС

Оценка стоимости работ, выполняемых опытным заводом ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» по проектированию, изготовлению кронштейна и монтажа БКС приведена по тексту ниже.

В состав затрат на создание проекта включается величина всех расходов, необходимых для реализации комплекса работ, составляющих содержание данной разработки. Расчет сметной стоимости ее выполнения производится по следующим статьям затрат:

- материалы и покупные изделия;
- заработная плата;
- социальный налог;
- расходы на электроэнергию (без освещения);
- амортизационные отчисления.

8.3.1. Расчет затрат на материалы

Величина материальных затрат определяется исходя из стоимости всех материалов, используемых при выполнении магистерской диссертации, в том числе расходы на их приобретение. В таблице 8.3 представлен расчет затрат на используемые материалы.

Таблица 8.3 - Материальные затраты при изготовлении кронштейна и монтажа БКС

Наименование материалов, комплектующих изделий и полуфабрикатов	Расход в натуре на изделие	Цена в руб. за единицу измерения	Затраты на изделие в руб.
Алюминий АМГ-6	0,321 кг	385,00	123,585
Сталь	0,057 кг	49	2,793
Провод МС26-15 ОС 0,2	424,15 м	40	16 966
Провод МСЭ26-15 ОС 0,12	415,88 м	50	20 794
Провод МС16-13 ОС 0,2	671,18 м	45,41	30 478,3
Вилка РС50	3 шт	510,00	1 530
Розетка 9Р1С	3шт	396,00	1 188
Винт ОСТ1 31528-80, 4-14-Ц	12 шт	1	12
2,5-12-Ц	12 шт	1	12
Винт ОСТ1 31509-80, 5-12-ХимПас	8 шт	2	16
2,5-5-ХимПас	2 шт	1	2
Болт ОСТ1 31103-80, 6-16-Ц	4 шт	2,5	10
Гайка ОСТ1 33025-80, 6-Ц	4 шт	2	8

Продолжение таблицы 8.3

Шайба ГОСТ 10462			
М6	4 шт	14,9	59,6
М5	23 шт	13,5	310,5
М3	17 шт	9,8	166,6
Хомут	4 шт	20,00	80
Лента для монтажа	2 м.	6227,66 (300м)	41,50
Кнопка для ленты	13 шт	246,75 (1500шт)	2,21
Эмаль	0,1 кг	70	7
Пленка	40 м.	3540 (200 м)	708
Припой	1,5 м.	120	180
Компаунд	0,5 кг	100	50
Чехол для обмотки кабеля	40 м	17,64	705,60
Спирт	0,5 кг	180,00	90
Бумага для принтера формата А4	1 уп	190	190
Калька	1 уп	1450	1 450
Картридж для принтера	1 шт	1550	1 550
Итого			73 544,41

Транспортно-заготовительные расходы (ТЗР) составляют 5 % от отпускной цены материалов, тогда расходы на материалы с учетом ТЗР равны:

$$C_{\text{мат}} = 73544,41 \cdot 1,05 = 77\,221,63 \text{ руб.}$$

8.3.2. Расчет заработной платы

Фонд оплаты труда производственных рабочих определен в соответствии с уровнем заработной платы в 2016 году.

Смета затрат на оплату труда в большинстве случаев составляет наибольшую часть себестоимости ВКР. Среднедневная тарифная заработная плата ($ЗП_{\text{дн-т}}$) рассчитывается по формуле:

$$ЗП_{\text{дн-т}} = \frac{МО}{20,58}, \quad (8.6)$$

учитывающей, что в году 247 рабочих дней и, следовательно, в месяце в среднем 20,58 рабочих дня (при пятидневной рабочей неделе).

Расчеты затрат на полную заработную плату приведены в таблице 10.4. Затраты времени по инженеру и ПР (производственный рабочий) в рабочих днях с округлением до целого взяты из таблицы 8.2, по руководителю высчитаны дни от его вклада в работу инженера (45%). Для учета в ее составе премий, дополнительной зарплаты и районной надбавки используется следующий ряд коэффициентов: $K_{\text{ПР}} = 1,1$; $K_{\text{доп.ЗП}} = 1,113$.

Таким образом, для перехода от тарифной (базовой) суммы заработка исполнителя, связанной с участием в проекте, к соответствующему полному заработку (зарплатной части сметы) необходимо первую умножить на интегральный коэффициент $K_{\text{и}} = 1,1 \cdot 1,113 = 1,22$.

Таблица 8.4 – Расчет затрат на полную заработную плату

Исполнитель	Оклад, руб./мес.	Среднедневная ставка, руб./раб.день	Затраты времени, раб.дни	Коэф.	Фонд з/п, руб.
Р	30 264,86	1 470,60	30	1,22	62 794,40
И	20 000	971,81	65	1,22	77 064,5
ПР	26 345	1 280,13	19	1,22	29 673,41
Итого:					169 532,65

8.3.3. Расчет затрат на социальный налог

Затраты на единый социальный налог (ЕСН), включающий в себя отчисления в пенсионный фонд, на социальное и медицинское страхование, составляют 30 % от полной заработной платы по проекту, то есть:

$$C_{соц.} = C_{зн} \cdot 0,3.$$

Итак, в нашем случае:

$$C_{соц.} = 169\,532,65 \cdot 0,3 = 50\,859,8 \text{ руб.}$$

8.3.4. Расчет затрат на электроэнергию

Данный вид расходов включает в себя затраты на электроэнергию, потраченную в ходе выполнения проекта на работу используемого оборудования, рассчитываемые по формуле:

$$C_{эл.об.} = P_{об} \cdot t_{об} \cdot Ц_{э}, \quad (8.7)$$

где $P_{об}$ – мощность, потребляемая оборудованием, кВт; $Ц_{э}$ – тариф на 1 кВт·час; $t_{об}$ – время работы оборудования, час.

В НПО им. С. А. Лавочкина $Ц_{э} = 5,257$ руб./кВт·час с учетом налога на добавленную стоимость.

Время работы оборудования вычисляется на основе итоговых данных таблицы 8.2 для инженера ($T_{рд}$) из расчета, что продолжительность рабочего дня равна 8 часов.

$$t_{об} = T_{рд} \cdot K_t, \quad (8.8)$$

где $K_t \leq 1$ – коэффициент использования оборудования по времени, равный отношению времени его работы в процессе выполнения проекта к $T_{рд}$, определяется исполнителем самостоятельно.

Мощность, потребляемая оборудованием, определяется по формуле:

$$P_{об} = P_{ном.} \cdot K_C, \quad (8.9)$$

где $P_{ном.}$ – номинальная мощность оборудования, кВт; $K_C \leq 1$ – коэффициент загрузки, зависящий от средней степени использования номинальной мощности. Для технологического оборудования малой мощности $K_C = 1$.

Расчет затраты на электроэнергию для технологических целей представлены в таблице 10.5.

Таблица 8.5 – Затраты на электроэнергию технологическую

Наименование оборудования	Время работы оборудования $t_{об}$, час	Потребляемая мощность $P_{об}$, кВт	Затраты $C_{эл.об}$, руб.
Персональный компьютер	468	0,31	895,7
Станок с ЧПУ	2	2,2	23,32
Сварочный аппарат	0,5	2,48	6,6
Струйный принтер	2	2,35	24,91
Итого:			950,53

8.3.5. Расчет амортизационных расходов

В данном разделе рассчитывается амортизация используемого оборудования за время выполнения проекта по формуле:

$$C_{AM} = \frac{H_A \cdot C_{об} \cdot t_{пф} \cdot n}{F_d}, \quad (8.10)$$

где H_A – годовая норма амортизации единицы оборудования; $C_{об}$ – балансовая стоимость единицы оборудования с учетом ТЗР. При невозможности получить соответствующие данные из бухгалтерии она может быть заменена действующей ценой, содержащейся в ценниках, прейскурантах и т.п.; F_d – действительный годовой фонд времени работы соответствующего оборудования, берется из специальных справочников или фактического режима его использования в текущем календарном году. При этом второй вариант позволяет получить более объективную оценку $C_{AM}; n$ – число задействованных однотипных единиц оборудования.

Рассчитаем амортизацию используемого компьютера по формуле (8.10):

$$C_{AM} = \frac{0,4 \cdot 40000 \cdot 520 \cdot 1}{2384} = 3489,93 \text{ руб.}$$

Рассчитаем амортизацию используемого станка с ЧПУ по формуле (8.10):

$$C_{AM} = \frac{0,4 \cdot 4500000 \cdot 2 \cdot 1}{4500} = 800 \text{ руб.}$$

Рассчитаем амортизацию используемого сварочного аппарата по формуле (8.10):

$$C_{AM} = \frac{0,4 \cdot 8990 \cdot 0,5 \cdot 1}{90} = 19,98 \text{ руб.}$$

Рассчитаем амортизацию используемого принтера по формуле (8.10):

$$C_{AM} = \frac{0,5 \cdot 10000 \cdot 1 \cdot 1}{500} = 10 \text{ руб.}$$

8.3.6. Расчет прочих расходов

В статье «Прочие расходы» отражены расходы на выполнение проекта, которые не учтены в предыдущих статьях, к ним относятся содержание оргтехники, услуги связи, представительные расходы и другие. Их следует принять равными 10% от суммы всех предыдущих расходов:

$$C_{проч.} = (C_{mat} + C_{зн} + C_{соц} + C_{эл.об.} + C_{ам}) \cdot 0,1 \quad (8.11)$$

Найдем прочие расходы по формуле (10.11) учитывая данные полученные выше:

$$C_{проч.} = (77\,221,63 + 169\,532,65 + 50\,859,8 + 950,53 + 4\,319,91) \cdot 0,1 = 30\,288,4.$$

8.3.7. Расчет общей себестоимости разработки

Проведя расчет по всем статьям сметы затрат на разработку, можно определить общую себестоимость проекта по адаптации КА «Электро-Л» № 3. Смета затрат на разработку представлена в таблице 8.6.

Таблица 8.6 – Смета затрат на разработку проекта

Статья затрат	Условное обозначение	Сумма, руб.
Материалы и покупные изделия	C_{mat}	77 221,63
Основная заработная плата	$C_{зн}$	169 532,65
Отчисления в социальные фонды	$C_{соц}$	50 859,8
Расходы на электроэнергию	$C_{эл.}$	950,53
Амортизационные отчисления	$C_{ам}$	4 319,91
Прочие расходы	$C_{проч.}$	30 288,4
Итого:		333 172,92

Таким образом, затраты на разработку составили $C = 333\,172,92$ руб.

8.3.8. Прибыль

Прибыль рассчитана в соответствии с утвержденным уровнем рентабельности, в размере 20% от полной себестоимости проекта, в соответствии с Постановлением Правительства № 407 от 28.04.2015 г.

В результате выполненных расчетов прогнозируемая прибыль за время проведения работ может составить 66 634,58 руб.

8.3.9. Расчет НДС

НДС составляет 18% от суммы затрат на разработку и прибыли. В нашем случае это $(333\,172,92 + 66\,634,58) \cdot 0,18 = 71\,965,35$ руб.

8.4. Оценка экономической эффективности проекта

Актуальным аспектом качества выполненного проекта является экономическая эффективность его реализации, то есть соотношение обусловленного ей экономического результата (эффекта) и затрат на разработку проекта.

Выполнение научно-исследовательских работ оценивается уровнями достижения, научного и научно-технического эффектов.

Научный эффект характеризует получение новых научных знаний, опытных данных и отображает прирост полезной информации, предназначенной как для внутри научного потребления, так и для внешних потребителей. Научно-технический эффект характеризует возможность использования результатов в других проектах и обеспечивает получение информации, необходимой для дальнейших новых разработок в космической сфере.

8.5. Оценка научно-технического уровня НИР

Научно-технический уровень характеризует влияние проекта на уровень и динамику обеспечения научно-технического прогресса в области космических разработок. Для оценки научной ценности, технической значимости и эффективности, планируемых и выполняемых научно-исследовательскую работу, используется метод балльных оценок. Балльная

оценка заключается в том, что каждому фактору по принятой шкале присваивается определенное количество баллов. Обобщенную оценку проводят по сумме баллов по всем показателям. На ее основе делается вывод о целесообразности работы.

Сущность метода заключается в том, что на основе оценок признаков работы определяется интегральный показатель (индекс) ее научно-технического уровня по формуле:

$$K_{НТУ} = \sum_{i=1}^3 R_i \cdot n_i, \quad (8.12)$$

где $K_{НТУ}$ – интегральный индекс научно-технического уровня; R_i – весовой коэффициент i -го признака научно-технического эффекта; n_i – количественная оценка i -го признака научно-технического эффекта, в баллах.

Таблица 8.7 – Смета затрат на разработку проекта

Признаки научно-технического эффекта НИР	Характеристика признака НИР	R_i
Уровень новизны	Проведенный монтаж БКС является принципиально новым, ранее аналогов не было.	0,4
Теоретический уровень	Разработка деталей, сборочных единиц, КД.	0,2
Возможность реализации	Адаптация РБ с РН дает возможность вывести КА на необходимую геостационарную орбиту.	0,4

Так как все частные признаки научно-технического уровня оцениваются по 10-балльной шкале, а сумма весов R_i равна единице, то величина интегрального показателя также принадлежит интервалу $[0, 10]$.

В таблице 8.8 представлены частные оценки уровня n_i и их краткое обоснование.

Таблица 8.8 – Оценки научно-технического уровня научно-исследовательской работы

Значимость	Фактор НТУ	Уровень фактора	Балл	Обоснование выбранного балла
0,3	Уровень новизны	Новая	7	Проведенный монтаж БКС является принципиально новым, ранее аналогов не было, т.к. каждый следующий спутник имеет на борту новую аппаратуру и соответственно новое расположение приборов.
0,4	Теоретический уровень	Разработка деталей, сборочных единиц, КД	6	Все разработки велись по примерам ранее разработанных деталей, но в модифицированном виде
0,3	Возможность реализации	В течение двух лет	10	Возможность вывести КА на необходимую геостационарную орбиту по заказу госкорпорации «Роскосмос»

Отсюда интегральный показатель научно-технического уровня для данного проекта составляет рассчитанный по формуле (8.12):

$$I_{\text{НТУ}} = 0,4 \cdot 7 + 0,2 \cdot 6 + 0,4 \cdot 10 = 8.$$

Таким образом, данная разработка достаточно эффективна, в первую очередь из-за высокой научной значимости и актуальности.

ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА «СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ»

Студенту:

Группа	ФИО
8БМ41	Прокопьеву Роману Олеговичу

Институт	ИК	Кафедра	ПМ
Уровень образования	Магистратура	Направление/специальность	Прикладная математика и информатика

Исходные данные к разделу «Социальная ответственность»:

1. Характеристика объекта исследования (вещество, материал, прибор, алгоритм, методика, рабочая зона) и области его применения	<i>Работа связана с адаптацией КА «Электро-Л» № 3 под разгонный блок 11С861-03 с ракетой носителем «Протон-М», которая в свою очередь включает проведение монтажа БКС на переходной ферме, разработку и изготовление перестыковочного кронштейна, а так же разработку и выпуск КД. Данный проект позволит реализовать запуск КА на необходимую геостационарную орбиту.</i>
--	--

Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

1. Производственная безопасность 1.1. Анализ выявленных вредных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения в следующей последовательности: 1.2. Анализ выявленных опасных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения в следующей последовательности:	К опасным факторам относятся: - электрический ток; К вредным факторам относятся: - повышенный уровень шума; - несоответствующий микроклимат: пониженная или повышенная температура и влажность воздуха; - повышенный уровень электромагнитных излучений от монитора и компьютера; - недостаточная освещенность.
2. Экологическая безопасность:	Действие на литосферу, атмосферу, космическое пространство
3. Безопасность в чрезвычайных ситуациях:	К наиболее вероятным ЧС относятся пожар, взрыв.
4. Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности:	- Требования эргономики. - Режим работы.

Дата выдачи задания для раздела по линейному графику

Задание выдал консультант:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Зам. нач. центра	Никольский Е.В.			

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8БМ41	Прокопьев Роман Олегович		

9. СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ

9.1. Введение

В данном разделе анализируются условия труда при изготовлении кронштейна и монтажа БКС для адаптации КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» [20-29].

Кронштейн будет производиться в цехе, в котором предусмотрены следующие виды работ: складирование материала, обработка материала, аргонодуговая сварка, сборка деталей, складирование инструментов, изготовление заготовительных деталей. Так же в цехе предусмотрена комната для отдыха и помещение для мастерской (рис. 9.1).

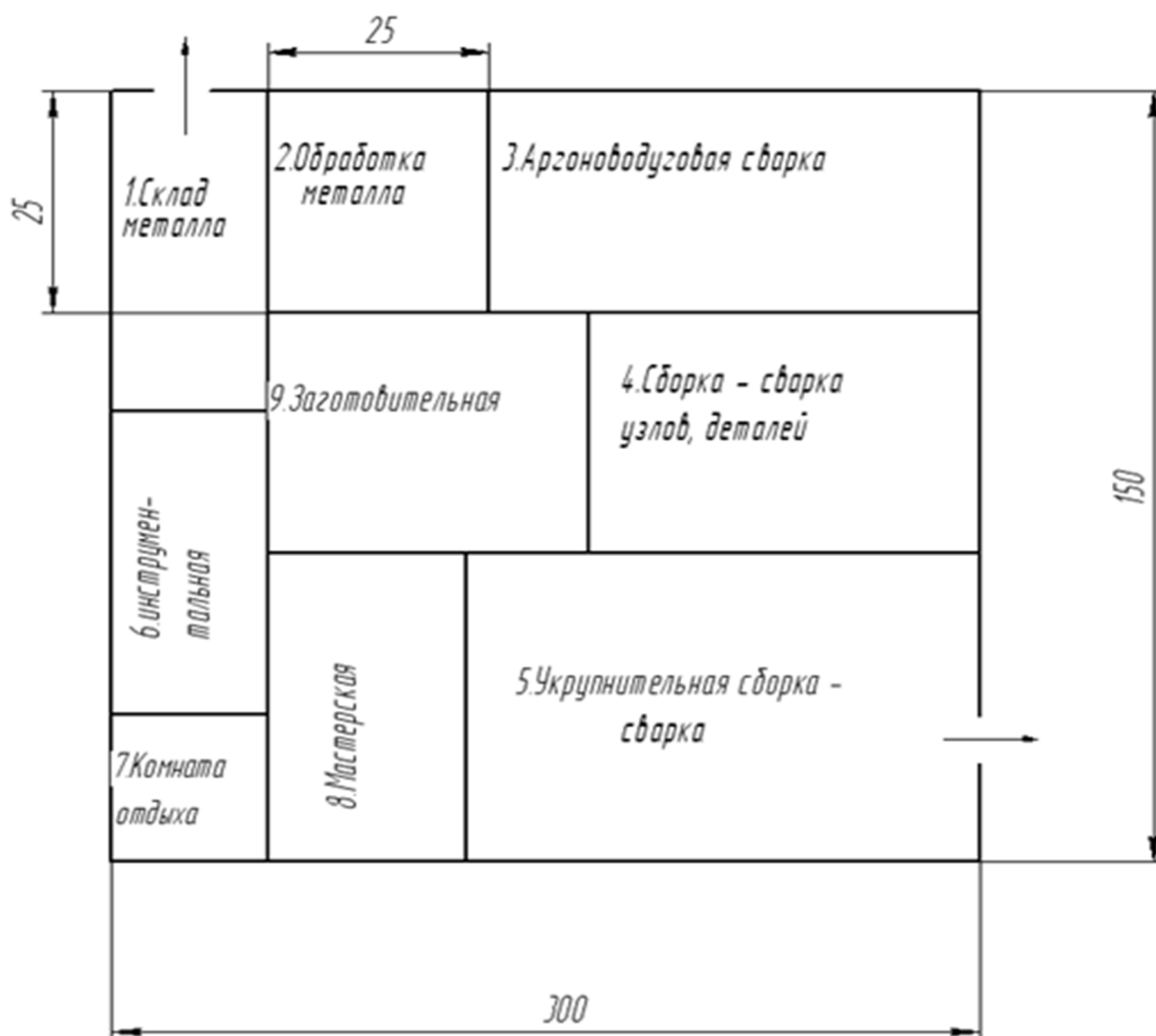


Рисунок 9.1 - Описание схемы помещения в сварочном цехе

На рисунке 9.1 расположено:

1. склад металла;
2. обработка металла;
3. аргонодуговая сварка ;
4. сборка - сварка узлов, деталей;
5. укрупнительная сборка-сварка;
6. инструментальная;
7. комната отдыха;
8. мастерская;
9. заготовительная.

9.2. Описание неблагоприятных факторов в сварочном цехе

В цеху есть множество неблагоприятных факторов по ГОСТ 12.0.003-74, к которым относятся:

1. повышенная запыленность;
2. излучение сварочной дуги;
3. шум;
4. возможность взрыва;
5. возможность электротравм;
6. пожароопасность.

9.2.1. Повышенная запыленность

Повышенная запыленность и загазованность воздуха рабочей зоны влияет не только на здоровье работающих, а так же на микроклимат, и на освещенность на рабочем месте. При сварке в зону дыхания рабочих могут поступать сварочные аэрозоли, содержащие в составе твердой фазы окислы различных металлов, а также токсичные газы (озон, окись углерода, окислы азота). Количество и состав сварочных аэрозолей и их токсичность зависят от химического состава сварочных материалов и свариваемых материалов, вида технологического процесса. Нетоксичная пыль обычно оказывает воздействие на слизистые оболочки человека, а при попадании в легкие приводит к возникновению специфических заболеваний.

Тонкодисперсная пыль, проникая в альвеолы легких, вызывает различного рода заболевания-пневмокониозы. Токсичные вещества, оказывающие влияние на организм человека, бывают: раздражающие; которые действуют на дыхательные пути и слизистую оболочку глаз; удушающие, нарушающие процесс усвоения кислорода тканями; соматические яды, которые вызывают нарушение деятельности всего организма или отдельных его систем и вещества, оказывающие наркотическое действие.

9.2.2. Ультрафиолетовое излучение сварочной дуги

Интенсивность излучения сварочной дуги в оптическом диапазоне и его спектр зависят от мощности дуги, применяемых материалов, защитных и плазмообразующих газов. При отсутствии защитных средств возможны поражения органов зрения и ожоги кожных покровов. Отрицательное воздействие на здоровье может оказывать инфракрасное излучение предварительно подогретых изделий, нагревательных устройств.

Сварка алюминиевого сплава АмГб характеризуется большой интенсивностью электромагнитного излучения. Воздействие на кожу больших доз УФ излучения вызывает кожные заболевания - дерматиты. Ультрафиолетовые лучи с длиной волны менее 0,32 мкм, действуя на глаза, вызывают заболевание, называемое электроофтальмией. Наибольшую опасность для организма представляет коротковолновое инфракрасное излучение (0,76-1,4 мкм), которое способно проникать в ткани человеческого тела на глубины в несколько сантиметров. Воздействуя на мозговую ткань, коротковолновое излучение вызывает так называемый "солнечный удар". Воздействие коротковолнового инфракрасного излучения может вызвать появление инфракрасной катаракты. Длительное воздействие электромагнитного излучения на организм человека может вызвать нарушение функционального состояния нервной и сердечно-сосудистой системы.

9.2.3. Шум

Источниками повышенного шума являются пневмоприводы, генераторы, электрическая дуга и др. Шум, неблагоприятно воздействуя на организм человека, вызывает психические и физиологические нарушения, снижающие работоспособность и создающие предпосылки для общих и профессиональных заболеваний и производственного травматизма.

9.2.4. Возможность взрыва

Опасными производственными факторами являются: взрыв баллонов со сжатыми газами и систем, находящихся под давлением. Данные факторы способны причинить механические травмы в результате не спровоцированного контакта объекта или его части с человеком.

9.2.5. Возможность электротравм

Неправильная эксплуатация электрооборудования может привести организм к поражению электрическим током. Электрический ток, проходя через организм, оказывает термическое, электролитическое и биологическое действия, вызывая, общие и местные электротравмы.

Поражающее действие электрического тока зависит от следующих факторов: значения и длительности протекания тока через тело человека, рода и частоты тока, индивидуальных свойств человека. Человек начинает ощущать ток величиной 0,6-1,5 мА. Ток 10-15 мА (при $f=50$ Гц) вызывает судороги мышц, которые человек сам преодолеть не может. При 100 мА и длительности воздействия более 0,5с ток может вызвать остановку или фибрилляцию сердца. Сопротивление тела человека резко падает в зависимости от времени воздействия тока. Наиболее опасным является переменный ток с частотой 20- 100 Гц.

9.2.6. Пожароопасность

Применение дуг и струй плазмы, наличие искр, брызг и выбросов расплавленного металла не только создают возможность ожогов, но и повышают опасность возникновения пожаров. При термическом ожоге поражаются поверхностные ткани организма, однако, не редки при этом и

поражения дыхательных путей. При пожарах ожогам может сопутствовать отравление продуктами неполного сгорания (главным образом окисью углерода) или (при горении синтетических материалов) другими ядовитыми веществами.

9.3. Требования к производственному помещению

При выполнении сварки помещение в соответствии с ГОСТ 12.0.003-74 должно соответствовать следующим физиологическим требованиям:

- температура: 15-25 °С;
- влажность: 30-70%;
- давление: 700-800 мм. рт. ст.;
- освещенность: не менее 300 Лк.

Требования к предельному уровню шума на рабочем месте представлены в таблице 9.1.

Таблица 9.1 - Предельные уровни шума

Категория напряженности труда	Категория тяжести труда, дБ			
	1. Легкая	2. Средняя	3. Тяжелая	4. Очень тяжелая
1. Мало-напряженный	80	80	75	75
2. Умеренно-напряженный	70	70	65	65
3. Напряженный	60	60	-	-

Площадь производственных помещений на одного работающего не менее 15м², включая оборудование и площадь проходов или площадь не менее 4,5 м², исключая площадь, занимаемую оборудованием и проходами.

Для уменьшения вредного воздействия яркости сварочной дуги и снижения контраста между дугой и окружающими предметами стены окрашивают в светлые тона. Полы в помещениях выполнены из негорючих материалов и удовлетворяют гигиеническим, технологическим и эксплуатационным требованиям.

Освещенность рабочих мест должна удовлетворять требованиям СНиП II-4-79. В нашем случае наименьший размер объекта различия 0,5-1 мм, следовательно, разряд зрительной работы -IV/б/, поэтому принимаем: система освещения общая с газоразрядными лампами, что позволит обеспечить освещенность не менее 200 лк, показатель ослепленности не более 60 ед., коэффициент пульсации 20%; контраст объекта с фоном - малый, фон - средний, КЕО - 2.4%.

В производственных помещениях сварочных цехов параметры микроклимата следует принимать по ГОСТ 12.1.005-88.

Сварочные работы относятся к категории средней тяжести Пб (работы, связанные с ходьбой и переносом тяжестей до 10 кг).

Допустимые нормы температуры, относительной влажности и скорости движения воздуха в рабочей зоне:

- в холодный и переходный периоды года ($t=15-21^{\circ}\text{C}$; 75%; 0,4 м/сек);
- в теплый период ($t=17-23^{\circ}\text{C}$; 75%; 0,4 м/сек);
- Микроклимат в помещении цеха обеспечивается отоплением в зимнее время и общеобменной вентиляцией в летнее время.

Содержание вредных веществ в воздухе рабочей зоны (согласно ГОСТ 12.1.005-88) не должно превышать следующих предельно-допустимых (ПДК) значений [$\text{мг}/\text{м}^3$]:

- азота окислы (в пересчете на N_0) – 2;
- алюминий и его сплавы (в пересчете на Al)-2;
- марганец (в пересчете на MnO) - 0,3.

ПДК вредных веществ обеспечивается местной вытяжной вентиляцией.

По классификации пожароопасности производства согласно НПБ105-95 помещение относится к категории Г, поэтому установка автоматической пожарной сигнализации не обязательна. Для тушения пожара на участке

должны быть предусмотрены: ящик с песком вместимостью 0,5 м³ и лопатой; огнетушитель типа ОУ.

Допустимые по ГОСТ 12.1.003-83 уровни звукового давления в октавных полосах частот на рабочих местах сварочного цеха представлены в таблице 9.2:

Таблица 9.2 - Уровни звукового давления.

Гц	63	12	25	50	100	200	400	800
ДдБ	99	92	86	83	80	78	76	74

Для снижения шума в сборочно-сварочных цехах используется звукоизоляция. Шумные машины закрываются звукоизолирующими кожухами. Для ограждения источников от соседних рабочих мест используются акустические экраны.

Требования электробезопасности при проведении сварочных работ определены ГОСТ 12.1.038-82.

Для обеспечения электробезопасности устанавливается защитное заземление. Защитному заземлению подлежат металлические части электроустановок, доступные для прикосновения человека и не имеющие других видов защиты, обеспечивающих электробезопасность. Токоведущие кабели сварочной цепи изолированы по всей длине и защищены от механических повреждений.

Защита от производственных излучений.

Интенсивность ультрафиолетового излучения на постоянных рабочих местах согласно СН 4557-88 не должна превышать значений, представленных в таблице 9.3:

Таблица 9.3 - Интенсивность ультрафиолетового излучения.

Длина волны, мкм	0,22-0,28	0,28-0,32	0,32-0,34
Допустимая интенсивность ультрафиолетового излучения, Вт/м	0,001	0,05	10

Величина суммарной плотности потока энергии инфракрасного излучения не должна превышать 350 Вт/м².

Электрическая напряженность электромагнитного излучения не должна превышать 5 кВ/м. Защита от излучений обеспечивается: местной приточной вентиляцией, охлаждаемым костюмом, специальной обувью и теплозащитным ковриком, защитным щитком, светофильтром и специальными заземленными экранами.

9.4. Расчет вентиляции

Для расчета выбираем помещение для обработки металла.

Вентиляция бывает:

- приточной (воздух подается в помещение)
- вытяжной (воздух удаляется из помещения)
- приточно-вытяжной.

Будем использовать вытяжную вентиляцию. Вытяжная вентиляция служит для удаления из помещения загрязненного воздуха, причем удаление происходит непосредственно из мест его образования.

В данном производстве необходимо организовать удаление воздуха из:

а) вытяжного шкафа.

б) зоны механической обработки (фрезерный станок, сверлильный станок, ленточная пила)

Проводимые работы в данном помещении:

- зачистка поверхностей от остатков полимерных смол;

- обезжиривание нефрасом;
- нанесение смазки, разведенной в нефрасе;
- раскрой препрега КМУ-4Л, стеклоткани Т-10;
- зашкуривание поверхности углепластиковых плит;
- сборка прессформы;
- притупление острых кромок.

На рисунке 9.1 изобразим схему вытяжной вентиляции:

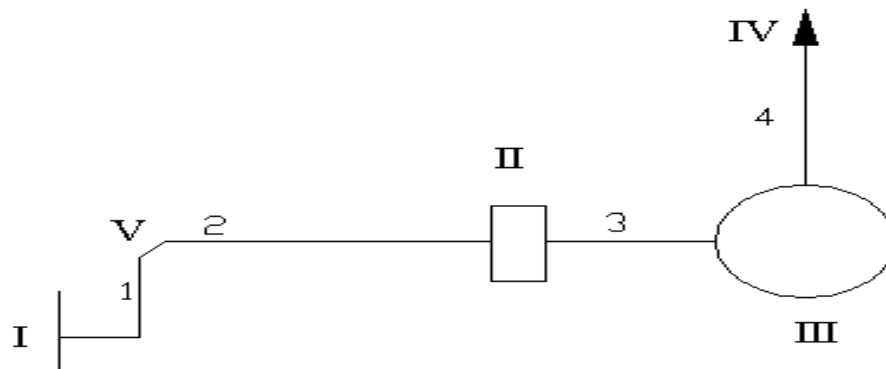


Рисунок 9.2 - Вытяжная вентиляция

На рисунке 9.2 изображены:

- 1,2,3,4- магистрали;
- I - вытяжная панель;
- II - фильтр;
- III - вентилятор;
- IV - вытяжная шахта;
- V - колено.

9.4.1. Расчетные данные

Рассчитываем вытяжную вентиляцию, обеспечивающую удаление воздуха.

Нумеруем участки расчетной схемы по магистрали, начиная с самого дальнего.

Выбираем панельно–щелевой отсос, конструкции ПП Щедова, Применяем вытяжную панель с размерами 100мм на 500мм.

Рекомендуемый расход воздуха 1600 м³/ч. При таком расходе обеспечивается эффективное улавливание вредных веществ.

Скорость воздуха в отсосе будет равна:

$$V = \frac{1600}{0,1 \cdot 0,5 \cdot 3600} = 8,89 \text{ м/с.} \quad (9.1)$$

9.4.2. Скорость воздуха в воздуховоде

Диаметр воздуховода принимаем d=22см (в конструкции ПП Щедова диаметр трубопровода равен Ø220мм)

$$V_0 = \frac{L}{F} = \frac{1600 / 3600}{\pi \cdot 0,11^2} = 11,7 \text{ м/с.} \quad (9.2)$$

В трубопроводе будут суммарные потери давления:

$$P = \sum_{i=1} P_{TP} + \sum_j P_{mj} . \quad (9.3)$$

Потери давления на прямых участках (рассчитываем для каждой магистрали):

$$P_{TP} = \lambda \cdot \frac{L \cdot \rho \cdot V_0^2}{d \cdot 2} . \quad (9.4)$$

$$\lambda = \frac{1,01}{(\lg \cdot \text{Re})^{2,5}} ; \text{Re} = \frac{V_0 \cdot d}{\nu} ; \text{Re} = \frac{11,7 \cdot 0,22}{1,56 \cdot 10^{-6}} = 1,65 \cdot 10^6 . \quad (9.5)$$

$$\lambda = \frac{1,01}{(\lg 1,65 \cdot 10^6)^{2,5}} = 0,013 .$$

Потери на местное сопротивление.

$$P_m = \xi_i \cdot \frac{\rho \cdot V_0^2}{2} ; \rho = 1,2 \text{ кг/м}^3 . \quad (9.6)$$

Результаты запишем в таблицу 9.4:

Таблица 9.4 - Результаты расчётов

ξ	N	Q , м³/ч	V_0 , м/с	L , м	P_{TP} , Па	P_m , Па	P_Σ
0,39	1	1600	11,7	2	97	32,1	129,1
0,39	2	1600	11,7	8	291	32,1	323,1
1,3	3	1600	11,7	3	145,5	106,8	252,3
1,05	4	1600	11,7	4	194	86,2	280,2

Итак, есть все данные для выбора вентилятора:

Расход воздуха $L=1600 \text{ м}^3/\text{ч}=0,44 \text{ м}^3/\text{с}$

Суммарные потери на давление:

$P_\Sigma=984,7 \text{ Па}$.

9.4.3. Выбор вентилятора

По характеристикам выбираем вентилятор – ВЦ14-46 №4 И1($\eta=0.69$).

Тип вентилятора – радиальный. Исполнение – взрывобезопасное.

9.4.4. Подбор электродвигателя к вентилятору

Мощность двигателя передается перемещаемому воздуху и расходуется на: преодоление потерь внутри вентилятора (гидравлических и на перетекание через зазор), на трение дисков колеса о воздух, на преодоление механических потерь (трение в подшипниках, приводе).

Допустим, что на валу двигателя установлен вентилятор. Тогда расчетная мощность электродвигателя:

$$N[\text{кВт}] = \frac{L[\text{м}^3/\text{с}] \cdot P[\text{Па}]}{1000\eta}, \quad (9.7)$$

где N -мощность, L -скорость потока воздуха, P -давление

$$N = \frac{L \cdot p}{1000 \cdot \eta} = \frac{0,44 \cdot 984,7}{1000 \cdot 0,69} = 628 \text{ Вт}.$$

После определения расчетной мощности подбираем соответствующий тип двигателя, у которого установочная мощность на валу (номинальная)

должна быть ближайшей большей в сравнении с подсчитанной. Выбираем электродвигатель серии В90L5, с мощностью 900 Вт и частотой вращения вала 930 об/мин, напряжением 380 вольт с трехфазным питанием.

9.5. Выводы

В данном разделе магистерской диссертации были освещены основные неблагоприятные факторы, возникающие в процессе изготовления кронштейна. Проведен расчет вентиляции для рассмотренного цехового помещения, в ходе которого была выбрана оптимальная система вентиляции, посчитана ее мощность. Подобран вентилятор – ВЦ14-46 №4 И1. Тип вентилятора – радиальный. Исполнение – взрывобезопасное. Подобран электродвигатель серии В90L5, с мощностью 900 Вт и частотой вращения вала 930 об/мин, напряжением 380 вольт с трехфазным питанием.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения магистерской диссертации, проведена адаптация КА «Электро-Л» № 3 под РБ 11С861-03 с РН «Протон-М» по заказу Росгидромета и Роскосмоса в ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина в рамках Федеральной космической программы России на 2006-2017 гг. :

- Был проведен обзор предыдущих КА «Электро-Л», РН «Зенит-2СБ», РН «Протон-М», РБ «Фрегат-СБ», РБ 11С861-03.
- Изучена общая электрическая схема для КА «Электро-Л» № 3 до разъемов РБ 11С861-03.
- На основе общей электрической схемы, компоновки КА и технического задания выполнен подбор материалов и разработан перестыковочный кронштейн для кабелей.
- Проведен расчёт прочностных характеристик деталей и сборочной единицы «Кронштейн».
- Проведено макетирование БКС.
- Разработана КД на монтаж БКС в соответствии с ЕСКД и СТП принятыми на предприятии.
- Выполнено технико-экономическое обоснование проекта, рассмотрены вопросы безопасности труда и производственной санитарии.

Данная работа будет внедрена на предприятии ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина в рамках проекта адаптации КА «Электро-Л» №3 под разгонный блок 11С861-03 с ракетой носителем «Протон-М».

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СТУДЕНТА

1. Осадчая И. А. , Прокопьев Р. О. Технологии визуализации в задачах оценки функционального состояния [Электронный ресурс] // Инженерный вестник Дона. - 2014 - №. 4-2. - С. 1-10. - Режим доступа: http://ivdon.ru/uploads/article/pdf/24_osadchaya_prokopyev.pdf_d4b4dfd815.pdf
2. Берестнева О. Г. , Осадчая И. А. , Прокопьев Р. О. Разработка интеллектуальной системы исследования психогенных и непсихогенных форм бронхиальной астмы // Известия Южного федерального университета. Технические науки. - 2014 - №. 10 (159). - С. 61-68
3. Прокопьев Р. О. Разработка программного приложения для оценки информативности признаков (на примере заболевания щитовидной железы) // Молодежь и современные информационные технологии: сборник трудов XIII Международной научно- практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых , Томск, 9-13 Ноября 2015. - Томск: ТПУ, 2016 - Т. 2 - С. 244-246
4. Прокопьев Р. О. Создание модели монтажа бортовой кабельной сети // Молодежь и современные информационные технологии: сборник трудов XIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, Томск, 9-13 Ноября 2015. - Томск: ТПУ, 2016 - Т. 1 - С. 170-171
5. Прокопьев Р. О. Моделирование поведения биологической системы [Электронный ресурс] // Информационные технологии в науке, управлении, социальной сфере и медицине: сборник научных трудов II Международной конференции, Томск, 19-22 Мая 2015. - Томск: ТПУ, 2015 - С. 891-892. - Режим доступа: <http://www.lib.tpu.ru/fulltext/c/2015/C24/C24.pdf>
6. Прокопьев Р. О. Алгоритмическое и программное обеспечение для оценки и отображения состояния биообъектов [Электронный ресурс] // Студенческий научный форум-2015: VII Международная студенческая электронная научная конференция, Москва, 15-20 Февраля 2015. - Москва:

Российская академия естествознания, 2015 - С. 1. - Режим доступа: <http://www.scienceforum.ru/2015/1126/13677>

7. Прокопьев Р. О. , Берестнева О. Г. Оценка эффективности лечения (на примере заболевания щитовидной железы) [Электронный ресурс] // Молодежь и современные информационные технологии: сборник трудов XII Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых: в 2 т., Томск, 12-14 Ноября 2014. - Томск: ТПУ, 2014 - Т. 2 - С. 303-304. - Режим доступа: http://www.lib.tpu.ru/fulltext/c/2014/C04/V2/C04_V2.pdf

8. Жаркова О. С. , Марухина О. В. , Мокина Е. Е. , Прокопьев Р. О. Визуализация и анализ многомерных экспериментальных данных медицинских исследований // Конгресс по интеллектуальным системам и информационным технологиям (IS-IT'14): труды конгресса, Дивногорское, 2-9 Сентября 2014. - Москва: Физматлит, 2014 - Т. 2 - С. 253-258

9. Кочетыгов И. С. , Прокопьев Р. О. Визуализация многомерных медицинских данных с помощью пиктографиков «Лица Чернова» // Информационные технологии в науке, управлении, социальной сфере и медицине: сборник научных трудов Международной научной конференции/ Под ред. О.Г.Берестневой, О.М.Гергет. В 2-х частях, Томск, 29 Апреля-2 Мая 2014. - Томск: Изд-во ТПУ, 2014 - Т. 1 - С. 242-244

10. Прокопьев Р. О., Осадчая И.А. Визуализация многомерных медицинских данных с помощью пиктографиков "Лица Чернова" [Электронный ресурс] // Молодежь и современные информационные технологии: сборник трудов XI Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых: Томск, 13-16 Ноября 201. - Томск: ТПУ, 2013 - С. 506-508.

11. Prokopyev R. O. , Kochetygov I. S. Visualization of Multidimensional Medical Data with the Use of Pictographics «Checarrier rocket off Faces» // Технологии Microsoft в теории и практике программирования : сборник трудов XI Всероссийской научно-практической конференции студентов,

аспирантов и молодых ученых. - Томск : Томский политехнический университет. - 2014. - С. 99-101

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коптев Ю.Н. Всемирная энциклопедия космонавтики. Том 1. – М.: Военный парад, 2002. – 502 с.
2. Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребав В.А., Милехин О.Е., Соловьев В.И., Успенский А.Б. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «Электро-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 1. С. 3-14.
3. Гэтланд К. Космическая техника. – М.: Мир, 1968. – 295 с.
4. Бабышкин В.Е., Ерошкин В.Н., Яницкий А.А. Геостационарный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 1. С. 70-75.
5. Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатиньев И.В. Геостационарный гидрометеорологический космическая система «Электро»: Дополнение к эскизному проекту. Книга 1. Часть 2. – М.: ФГУП НПО им.С.А. Лавочкина, 2012. – 208 с.
6. Асюшкин В.А., Грешилов П. А., Ефанов В.В. и др. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010. – 660 с.
7. Ракета-носитель «Зенит». [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://fb.ru/article/191140/zenit-raketa-raketa-nositel-k-zenit>
8. Разгонные блоки ДМ, ДМ-SL. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.energia.ru/energia/launchers/upper-stages.html>
9. Ракета-носитель «Протон-М». [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.federalspace.ru/465/>
10. SolidWorks Russia [Электронный ресурс], режим доступа – <http://solidworks.ru/products/444>
11. Дарков А.В. Сопротивление материалов. – М.: Высшая школа, 1975. – 654 с.
12. Макаров Е.Г. Сопротивление материалов на базе MathCad. – СПб.:

БХВ-Петербург, 2004. – 352 с.

13. Работнов Ю. Н. Сопротивление материалов. – М.: Физматгиз, 1962. – 256 с.

14. Горшков А.Г. и др. Сборник задач по сопротивлению материалов с теорией и примерами. – М.: Физматлит, 2003. – 632 с.

15. Супрун А.С., Кулаченков Н.К. Основы моделирования в среде AutoCAD: Учебное пособие. - СПб.: НИУ ИТМО, 2013. - 58 с.

16. Адамов, В.Е. Экономика и статистика фирм: учеб. / В.Е. Адамов, С.Д. Ильенкова, Т.П. Сиротина. - 3-е изд., перераб. и доп.. - М.: Фининсы и статистика, 2001.- 288 с.

17. Герчикова, И.Н. Менеджмент: учебник. - 4-е изд., перераб. и доп. / И.Н. герчикова. - М.: ЮНИТИ, 2009.- 499 с.

18. Кейлер, В.А. Экономика предприятия: курс лекций. / В.А. Кейлер. - М.: ИНФРА-М, 2000.- 132 с.

19. Амбросов, Н.В. Оценка эффективной организованности экономики / Н.В. Амбросов // Экономический анализ: теория и практика. – 2005. - № 12. - С. 17-26.

20. ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ. Опасные и вредные производственные факторы. Классификация. – М.: Информационно-издательский центр Минздрава России, 1974.

21. СНиП 2.2.4/2.1.8.562-96 Шум на рабочих местах, в помещениях жилых, общественных зданий и на территории жилой застройки. – М.: Информационно-издательский центр Минздрава России, 1996.

22. СанПиН 2.2.4.548–96. Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений – М.: Информационно-издательский центр Минздрава России, 2003..

23. СанПиН 2.2.2/2.4.1340–03. Санитарно-эпидемиологические правила и нормативы «Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы».

24. СанПиН 2.2.1/2.1.1.1278–03. Гигиенические требования к

естественному, искусственному и совмещённому освещению жилых и общественных зданий.

25. ГОСТ Р 12.1.019-2009 ССБТ. Электробезопасность. Общие требования и номенклатура видов защиты.

26. Федеральный классификационный каталог отходов [Электронный ресурс]. – 2013. – Режим доступа: <http://www.ecoguild.ru/faq/fedwastecatalog.htm>, свободный. – Загл. с экрана.

27. Об утверждении правил обращения с отходами производства и потребления в части осветительных устройств, электрических ламп, ненадлежащие сбор, накопление, использование, обезвреживание, транспортирование и размещение которых может повлечь причинение вреда жизни, здоровью граждан, вреда животным, растениям и окружающей среде: Постановление Правительства Российской Федерации от 3 сентября 2010 года № 681.

28. ГОСТ Р 22.0.01-94. Безопасность в ЧС. Основные положения.

29. Федеральный закон Российской Федерации от 22 июля 2008 г. N 123-ФЗ "Технический регламент о требованиях пожарной безопасности".

Приложение А

РЕЦЕНЗИЯ

на магистерскую диссертацию

Студент	Прокопьев Роман Олегович		
Направление / специальность	Прикладная математика и информатика		
Кафедра	Прикладная математика	Институт	Кибернетики
Тема работы			
Моделирование процесса адаптации бортовой кабельной сети космического аппарата «Электро-Л» №3			

Представленная на рецензию работа содержит пояснительную записку на _____ листах, _____ листов графической части на формате _____, Работа выполнена в соответствии с заданием и в полном объеме.

Рецензируемая работа содержит 9 разделов.

В первом разделе проведен обзор литературы по истории космических разработок. Прокопьевым Р.О. рассмотрены исторические аспекты по созданию отечественных высокоорбитальных геостационарных метеоспутников. Так же автором сформулирована актуальность данного проекта, которая в целом не вызывает возражения.

Во втором разделе пояснительной записки описано, что такое искусственные спутники Земли и их развитие с течением времени. Говорится о уже запущенных КА «Электро-Л» в составе ГГКС «Электро». Сформулирована задача для данной магистерской диссертации.

В третьем разделе рассматриваются космические аппараты «Электро-Л» в составе ГГКС «Электро», их назначение, состав, технические характеристики и массовая сводка, так же графически представлен внешний вид спутника. К данному разделу замечаний не выявлено.

В четвертом разделе магистерской диссертации рассматривается бортовая аппаратура космического аппарата «Электро-Л», для чего предназначен каждый элемент, входящий в состав спутника. Прокопьев Р.О. ответственно подошел к данному разделу, описав все составляющие спутника. Прочитав этот раздел, можно иметь представление, какие основные задачи выполняет КА «Электро-Л», как осуществляется управление и сбор данных.

В пятом разделе пояснительной записки рассматривается конструкция комплекса целевой аппаратуры, а так же ее модернизация в связи с изменениями целевого прибора МСУ-ГС. Описаны используемые пиротехнические средства, их предназначение и принцип работы, а так же рассматривается конструкция базового модуля служебных систем.

В шестом разделе данной работы подробно описаны средства выведения КА «Электро-Л» с РБ «Фрегат» в составе РН «Зенит» и РБ 11С861-03 в составе РН «Протон-М» на геостационарную орбиту. Представлены технические характеристики разгонных блоков и ракет носителей.

В седьмом разделе данной работы на основе исходных данных и технического задания выполнено моделирование кронштейна, установка и монтаж БКС. Процесс моделирования Прокопьев Р.О. выполнял в программе SolidWorks и разделил его на 4 этапа. На первом этапе вел разработку отдельных деталей, которые в будущем будут входить в сборочную конструкцию. На втором этапе студентом была создана сборочная единица «Кронштейн» для установки на переходную ферму. К третьему этапу относилось

создание 3D модели с установкой сборочной единицы «Кронштейн». На 4 этапе Прокопьев Р.О. произвел монтаж БКС в трехмерной модели. Затем разработал КД. Разработку чертежей вел в программе Autodesk AutoCAD 2012. Все чертежи выполнены в соответствии с ЕСКД и СТП принятыми на предприятии. Разработка кронштейна и монтаж БКС свидетельствует о достаточной теоретической и практической подготовки Прокопьева Р. О.

В восьмом разделе выполнено технико-экономическое обоснование НИР, произведен расчет на организацию и планирование комплекса работ и составлен линейный график работ по реализации проекта. Также произведены расчеты по оценке коммерческого и инновационного потенциала инженерных решений. Приведены затраты на изготовление кронштейна и монтажа БКС, расчеты экономического эффекта, коэффициента эффективности.

В девятом разделе произведен анализ опасных и вредных производственных факторов на рабочем месте и рассмотрены меры защиты от них. В данном разделе также рассмотрена электробезопасность, пожарная и экологическая безопасность.

Содержание выпускной квалификационной работы свидетельствует о достаточной теоретической и практической подготовке Прокопьева Р. О. в области моделирования и проектирования космических систем. Прокопьев Р. О. показал, что в достаточной мере владеет навыками работы в программных продуктах SolidWorks 2012, Autodesk AutoCAD 2012, знаниями современных средств и технологий в области математики. Содержание работы отвечает техническому заданию и не имеет грубых замечаний. Пояснительная записка и графическая часть работы удовлетворяет требованиям ЕСКД, СТО ТПУ 2.5.01-2011.

Выполненная работа может быть признана законченной квалификационной работой, соответствующей всем требованиям, а ее автор,

Прокопьев Роман Олегович	
заслуживает оценки:	
отлично	
и присуждению степени магистра по:	
направление / специальность	Прикладной математики и информатики

Магистерская работа Прокопьева Р.О. выполнена в полном объеме. Данная работа будет успешно внедрена на предприятии ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина в рамках проекта адаптации КА «Электро-Л» №3 под разгонный блок 11С861-03 с ракетой носителем «Протон-М».

Начальник сектора

Чапугин Виталий Владимирович

«__» _____ 20__ г.

Начальник отдела

Сироткин Альберт Александрович

«__» _____ 20__ г.

**Зам. генерального директора
по персоналу**

Данильченко Марина Владимировна

«__» _____ 20__ г.

Приложение Б

Раздел 6 СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ (LAUNCH VEHICLE)

Студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
8БМ41	Прокопьев Роман Олегович		

Консультант кафедры ПМ:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
доцент	Шевелев Г.Е.	к.ф-м.н		

Консультант – лингвист кафедры Английского языка (ИЯИК):

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
зав. каф. иностранных языков	Сидоренко Т.В.	к.п.н		

LAUNCH VEHICLE

Accelerating block «Frigate»

By the beginning of the 90th years, when the spacecraft's have begun to obtain high orbits, it became clear that the R-7A rocket needs modern accelerating block.

The accelerating block "L" which was developed in the 60th was serially manufactured in Research and Production Association of S. A. Lavochkin. The block "L" has become outdated when used for more than thirty years because it couldn't satisfy the increased requirements, which have moved to modern spacecraft's development.

Two ways of creation the accelerating block were considered: on the base of the block "L" on fuel kerosene components with oxygen and on the base of the Phobos a mid-flight spacecraft propulsion system with the C5.92 engine on components of asymmetrical dimethyl hydrazine fuel with nitric tetraoxy.

There were lots of various arguments for the first and for the second way of creation, but each of them had the number of disadvantages.

As a result, there was chosen the way based on high-boiling fuel components. The accelerating block was named "Frigate" and it has some fundamental differences:

- the construction of the block has the high-load bearing capacity, enough for any spacecrafts to be moved by the rocket;
- "flat" configuration of the block provides a good placement under a head fairing, leaving enough space for loading;
- the block as it has been shown later has huge potential of modernization: the specific impulse of the mid-flight engine has grown from 327 to 332 seconds; the dry weight of the block in comparison with the first variant is more lighter than 200 kg.; the weight of the fuel can be raised from 5250 to 7150 kg.; there is an ability of using dumped fuel tank that makes its energy opportunities almost unlimited;

- there is an opportunity of making six tank blocks filled with 9 tones of fuel within the existing technology on the base of the accelerating block.

In construction of the accelerating block there were used only those systems and units which have already passed a stage of flight and constructors' tests:

- the mid-flight C5.92 engine, unified filling, drainage and compression valves are used in the MDU fuel system;
- the control system of the accelerating block "Frigate" is based on the three-axis gyrostabilized PV-300 platform and the onboard digital Beads-6 computer;
- the telemetric BR-9TsK-1 system;
- the transceiver 38G6 with the antenna for radio control of an orbit at the heights over 2000 km.;
- the transmitter of a telemetric system;
- the chemical batteries. For power supply of the equipment the accelerating block "Frigate" uses the single THL 9ER20S-16 and 9ER14PS-20 batteries;
- the antenna-feeding systems, including mechanisms of opening antennas of a telemetric system, which were used a lot in the spacecraft's, created by Research and Production Association of S. -A. Lavochkin.

In this way, the new accelerating block based on the existing systems was created and it wasn't worse than the world analogs.

Another advantage of "Frigate" is possibility of modernization for increasing the fuel supply. In case you install some additional tanks of fuel its weight can raise from 5750 to 7150 kg. In this case, the construction of the accelerating block "Frigate" and the systems aren't affected, what almost excludes the basic changes of the accelerating block and reduces terms and cost of modernization.

«Frigate» is shown in figure 6.1.

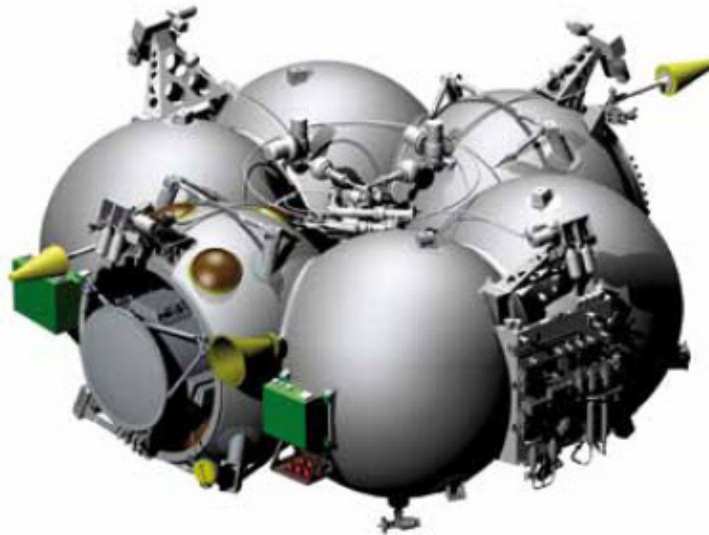


Figure 6.1 –«Frigate» fuel reserve = 5250

The general view of various modifications of "Frigate" is presented in figures 6.2 – 6.3 and its main characteristics – in table 6.1.

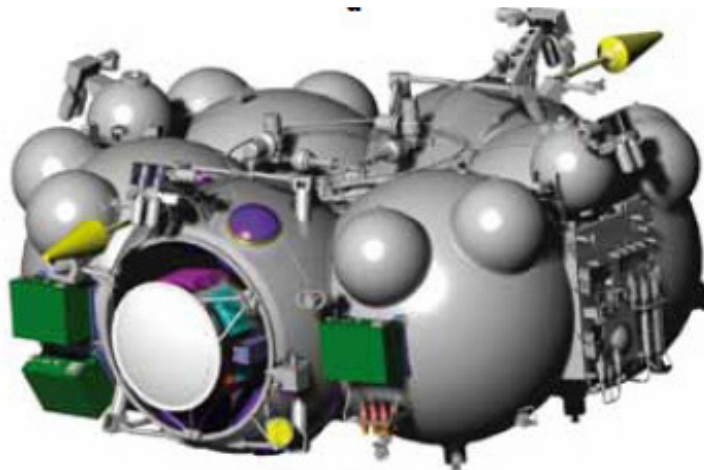


Figure 6.2 – «Frigate» with small additional capacities, fuel reserve = 5750



Figure 6.3 –«Frigate» with large additional capacities, fuel reserve = 7150

Table 6.1 – Main characteristics of «Frigate»

Characteristics	Value
Weight, kg	940 / 970 / 1050
overall dimensions, mm:	
– height	1550
– diameter	3350 / 3350 / 3800
The maximum static moment, ts×m	15,7
Fuel components:	
-oxidizer	Nitrogen tetroxide
-combustible	unsymmetrical dimethyl hydrazine
Maximum fuel capacity, kg	5250 / 5750 / 7150
Draft of the mid-flight engine, kgs	
in the mode of big draft	~2000
in the mode of small draft	~1400
Specific impulse of the engine, s	332,5
Maximum number of turning on of the engine	20

There isn't enough fuel filled in the accelerating block for its use as a part of a heavier carrier rocket - because the accelerating block "Frigate" was created for "Union" carrier rocket, which can put 8 t to a reference orbit, but for example, the "Zenith" has the loading capacity of about 14 t.

Summarising all operational characteristics of the accelerating block "Frigate", there was made the decision to adapt it for putting into various orbits as a part of carrier rocket "Zenith", "Angara-A3", etc., due to the increase in weight of the filled fuel. The task has been solved by the dumped block of tanks, which was named "Frigate-SB".

A general view of the accelerating Frigate-SB block is presented in figure 6.4.

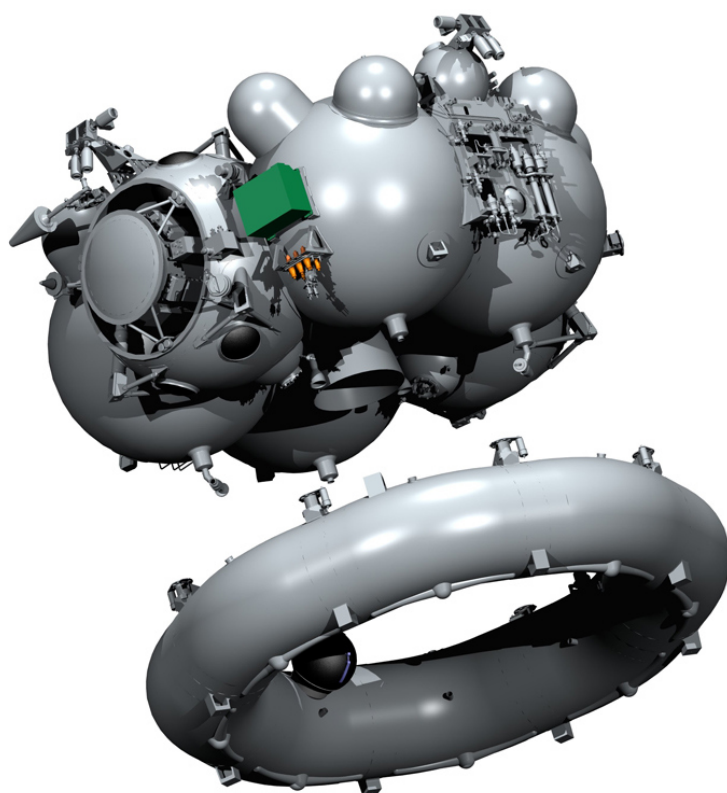


Figure 6.4. – Accelerating block «Frigate-SB»

The dumped block of tanks of the accelerating block "Frigate-SB" is like feedwell divided into four tanks (two tanks of fuel and two tanks of an oxidizer) by spherical tri-metal partitions. The pneumohydraulic scheme of the dumped block of tanks is completely similar to the accelerating block "Frigate". Segments of the feedwell are brought from the block "L". Main characteristics of «Frigate-SB» are presented in table 6.2.

Table 6.2 – Main characteristics of «Frigate-SB »

Characters	Value
The initial mass of RB with maximum filling, kg	11685 / 13535
Final mass of the accelerating block, kg	1050
Final mass of DB, kg	375 / 475
overall dimensions, m:	
– height	2,3
– diameter	3,44 / 3,8

Continuous table 6.2.

The maximum static moment, $ts \times m$	15,7
Mid-flight propulsion system	
Fuel components: -oxidizer -combustible	Nitrogen tetroxide Asymmetrical dimethyl hydrazine
fuel capacity, kg – in the main block of tanks – in the dumped block of tanks	7100 3100 / 4850
Draft of the mid-flight engine, kgs - in the mode of big draft – in the mode of small draft	2000 ~1400
Specific impulse of the engine, s	332,5
Propulsion system of stabilization, orientation and starting	
Fuel	hydrazine
Fuel capacity, kg	60
The number of engines	12
Draft of the engine, kgs	5
Specific impulse of the engine, s	220

Carrier rocket "Zenith"

On December 23, 2003 the Government of the Russian Federation approved the resolution No. 773 "About work on modernization and expansion of opportunities of using carrier rocket "Zenith" at the Baikonur station".

Space rockets " Zenith -ZSLB", " Zenith -ZSLBF" and " Zenith -2SLB" represent family of rockets based on nontoxic components of fuel (liquid oxygen and kerosene), produced in the scope of a project "Land Start" for launching the

spacecrafts from the Baikonur station on low, middle and high circular and elliptic Earth orbits (including transitional to geostationary and geostationary), and also on other orbits.

The basic Zenith-2 rocket was launched for the first time from the Baikonur station in 1985.

The rocket was developed by the Yuzhnoye State Design Office (SDO) (Dnipropetrovsk, Ukraine), and was manufactured on "Southern Machine-Building Plant" (Dnipropetrovsk).

the main differences from the basic Zenith-2 rocket are:

- new navigation system;
- new on-board computer;
- improvement of characteristics: lower weight and a raised draft of the engine on the second step.

The first rocket launch was in April 2008.

The rocket «Zenith-3SLBF» includes rocket (CR) "Zenith-2SB80" (the first and second steps) and the space head part containing the spacecraft, the accelerating Frigate-SB block, the head fairing (HF) and a compartment (PhO).

The carrier rocket "Zenith" was used together with the accelerating Frigate block in January 2011 for the first time when putting the Russian hydro-meteorological geostationary Electro-I satellite on orbit.

The accelerating Frigate-SB block is modernized (with the increased fuel reserve) option of the accelerating block "Frigate", adapted for using in heavier rockets than "Union" RN (for which "Frigate" initially was designed), for "Zenith" as example.

The Head Fairing (HF) is for the spacecraft protection and the accelerating block protection against influence of environment. GO, designed by Research and Production Association of S. -A. Lavochkin, represents an aluminum design 10,4 m long and with a maximum diameter about 4,1 m.

The transitional compartment is for uniting space head part and the carrier rocket.

The carrier rocket executed according to the tandem scheme. Flight of the carrier rocket at the initial stage controlled by deviation of cameras of the mid-flight engine of the first step, and after it is dumping - by the special steering engine.

As well as "Zenith-3SL", the Zenith rocket used in the Land Start project includes the radio-electronic block for telemetry, targeting and navigation both in two-level ("Zenit-2SLB"), and in three-level ("Zenith-3SLB", "Zenith-3SLBF") variants. Onboard installations of telemetry Sirius transfer telemetric data on independent radio channels to the earth-based stations located in Russia, and the remote station on Arabian Peninsula used when putting into a solar-synchronous orbit. In case with three-level the carrier rocket "Zenith», these channels are supplemented with the block of the data arriving from the accelerating block.

The construction of both steps due to a high coefficient of filling, exceeding 90%, considered one of the most effective in the world. In case with the first step it is reached mostly by the RD-171M powerful engine and dismissing the side accelerators.

Lack of side accelerators significantly simplifies process of starting preparation and it is the main reason, which makes the carrier rocket "Zenith" different from the other starting systems. The design of steps is optimum without accelerators, the number of pyrotechnic devices reduced, and reliability of system increases due to dropping probability of getting mistakes in mechanisms of accelerators. Moreover, the streamline configuration allows operating the rocket better at all, stages of flight despite from weather conditions and in addition to this, it increases putting accuracy.

First step consists of:

- oxidizer tank;
- intertank compartment;
- tank of a combustible and tail compartment.

Nowadays it is one of the most powerful engines in the world; draft on Earth is around 7250 kN. RD-171 is the four-chamber engine with one turbo-pump

unit (TPU); executed according to the scheme with reburying of generating gas, at the same time chambers have an opportunity to deviate for 6 degrees. There are used chemical ignition of components of fuel in chambers and gas generators in the engine. Engine has units for pressurization the first step tanks. Operating time of the engine is 140-150 seconds. Four solid propellant engines of braking located in the step basis make the drop of step.

Second step consists of:

- the instrument compartment;
- the oxidizer tank;
- the intertank compartment;
- the tank of fuel and tail compartment.

Besides, the second step completed with a farm transitional compartment. When steps are separating this farm remains at the first step. The instrument compartment is for a control system of the rocket, devices of a compartment put into tight containers. The tank of an oxidizer of the second step differs from a tank of an oxidizer of the first step in a power cover design and in the sizes. There are also cylinders with helium for pressurization of a fuel tank. This tank made in the form of cylindrical Torah in which the mid-flight engine of the second step settles down. The propulsion system of the second step consists of two ZhRD - the mid-flight RD-120 developed by "RPA Energomash", and steering RD-8. Single-chamber ZhRD RD-120 is not movable. It executed according to the scheme with reburying of generating gas. His draft is equal to 834 kN in vacuum. Engine operating time at single inclusion is 315 seconds. The steering RD-8 engine is four-chamber engine with one TNA. It executed according to the previous scheme. Draft of the engine is 78,5 kN in vacuum. Cameras of the steering engine can deviate to 33 degrees. Operating time is until 1100 seconds. The engine developed in GKB "Southern". As well as in case with the first step, four solid propellant engines of braking make the separation of the second step.

The general view of «zenith» is presented of figure 6.5 and main characteristics in table 6.3.

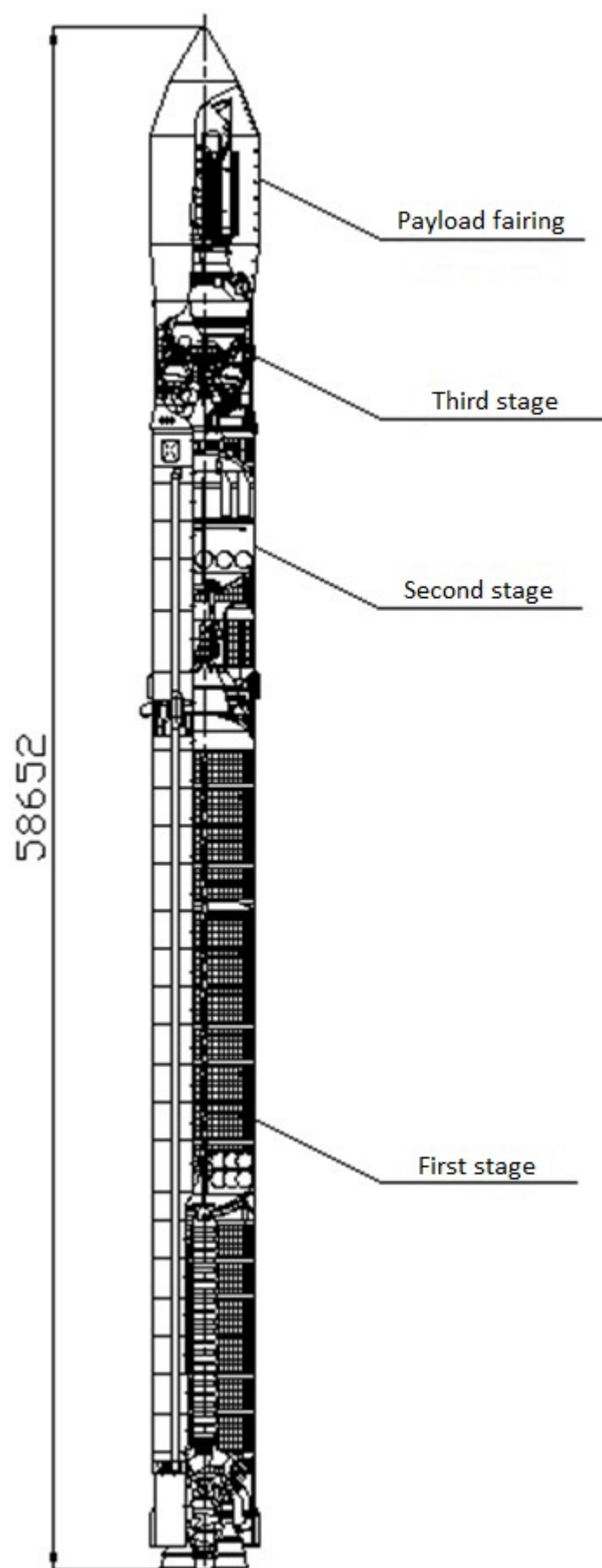


Figure 6.5. – The general view of «Zenith»

Table 6.3 – Main characteristics of «Zenith»

Characteristics	Value
Number of steps carrier rocket	3 steps
Starting mass carrier rocket, t	~473
Mass of fuel and oxidizer, t	425
Draft of engines at start, ts	740
Maximum overload	4,0
Fuel components	Kerosene Liquid oxygen
Full length, m	58,7
Diameter of 1 and 2 of steps, m	3,9
Diameter of the accelerating block, m	3,7
Diameter of a head fairing, m	4,1

Accelerating block «DM»

The DM accelerating block made for the transition of the spacecrafts from a reference orbit into a target orbit of an artificial satellite of Earth and on trajectories to planets. At the same time implementation of customer requirements and accuracy of removal are provided.

The DM accelerating block is created on the base of the block D which was developed according to the lunar N1-LZ program and for the first time has successfully fulfilled in flight as a part of the L1 complex (with the Proton rocket) on March 10, 1967. The DM accelerating block characterized by the high reliability confirmed with its more than 30 years' operation, and ability of repeated turnings on of the mid-flight engine that allows executing necessary orbital maneuvers.

During creation of the DM accelerating block the modular principle was used. The base of the accelerating block is made of the basic module including:

- the fuel tanks;
- the engine;

- two propulsion systems of ensuring start;
- the autonomous instrument compartment;
- the power frameworks.

For increase in the brought mass of the spacecrafts the control system of the movement can be deleted from structure of the accelerating block, if it is necessary and the control of the block will transfer on the spacecraft.

The block works at nontoxical components of fuel: liquid oxygen plus kerosene.

The special system of start is applied to provide the continuous environment at start of the mid-flight engine in the conditions of zero gravity which includes two propulsion systems working at the high-boiling fuel components.

The general view of the accelerating DM block is presented in figure 6.6 and the main characteristics are presented in table 6.4.

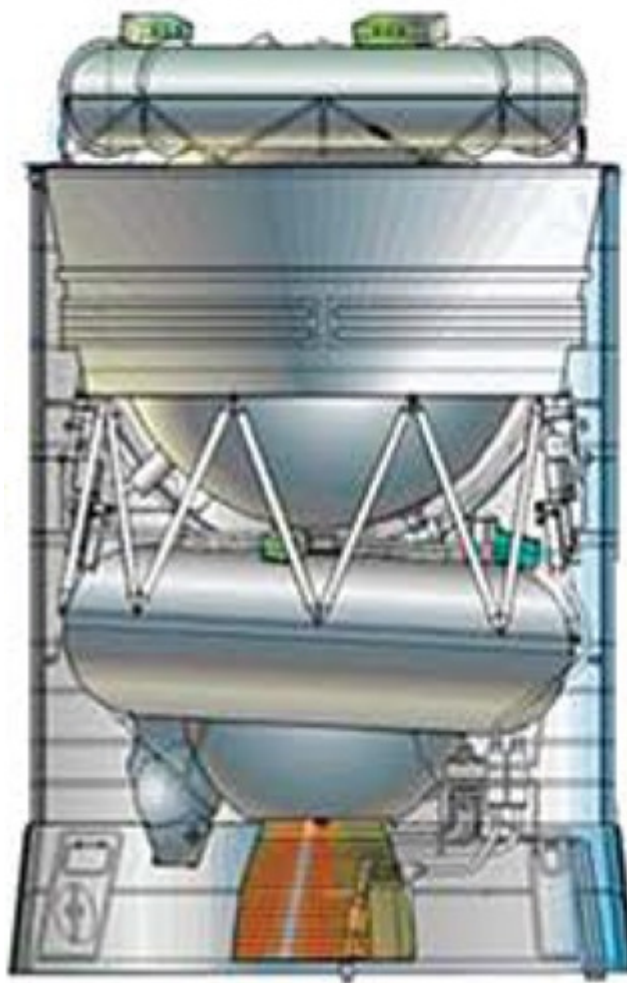


Figure 6.6. – The general view of the accelerating block «DM»

Table 6.4 – Main characteristics of the accelerating block «DM»

Characteristics	Value
The mass of RB during the maximum filling, kg	
On earth	3,245
In space	2,35
Overall dimensions, m:	
– height	6,28
– diameter	3,7 - 4,1
fuel	Kerosene + liquid oxygen
Fuel capacity, t	18,7
Maximum static moment , ts×m	15,7
Vacuum draft, ts	8,5
The number of turnings engine on	Up to 5
Specific draft, s	361

The DM block was used for launch in 1974-1990 in structure of "Proton-K" (exploitation of the rocket was complete in 2012).

11 modifications of blocks of DM family have been developed.

The creation of the DM-03 block (product 11S861-03) begun in 1995, however with an insufficient financing making of the first flight sample has dragged on. In DM-03 the new control system was introduced, new sources of onboard power supply (lithium batteries) were established, the volume of fuel tanks, etc. Were increased. The block has loading capacity to 3,4 t. Since 2010, it is a part of the Proton-M rocket (the place of launch – Baikonur).

Carrier rocket «Proton-M»

The rocket "Proton-M" is modernized version of the carrier rocket "Proton-K". It has the improved mass, operational and ecological characteristics.

The first start of the complex Proton-M – "Briz-M" was on April 7, 2001.

Using the increased head fairing as a part of the carrier rocket "Proton-M", including version with a diameter of 5 m, allows to double free space for placement a payload. The increased space allows to use a number of perspective the accelerating blocks on the new carrier.

The main task of modernization consists in replacement of the control system (CS). It was created in the 60th, and became outdated on the element base. Besides, production of this system has been confirmed outside Russia.

The new perfect control system based on the onboard digital computer system (ODCS) is installed on the upgraded Proton-M carrier – basic elements of this system have passed the flight tests on other carriers and are successfully used now. The new control system "Proton-M" solves a number of very important problems:

- to improve using an onboard fuel due to its full burning that raises power characteristics of a carrier rocket and reduces or even excludes the harmful components;
- to provide a maneuver on a flight that expands the range of possible inclinations of reference orbits;
- to simplify structure of onboard electronic systems
- to allow to use in flight a restriction on the "work of a high-speed pressure on a corner of pitch (roving)" parameter that gives the chance to establish a head fairing of the big sizes without essential change of durability of a design of a carrier rocket ;
- to provide operative input or to change a flight task;
- to improve mass characteristics of a carrier rocket.

Besides, the problem of the size reduction of the fields used for falling the carrier rocket first steps has been solved. This task is very relevant because the falling fields are in the Kazakhstan Republic and are rented by Russia. Reduction of the sizes is provided by the operated descent of the accelerator of the first step to the platform of the limited sizes.

Reduction of the field sizes allows to make tasks of searching easier and save money on the rent. In addition to this, it falls on the ground almost "clear" - the cyclogram of work of ZhRD of the first step of "Proton-M" provides full development of components from tanks. Thus, ecological indicators of the new Russian carrier are significantly improved. The general view of the carrier rocket "Proton-M" is presented in figure 6.7 and the main characteristics are in table 6.5.

Table 6.5 – Main characteristics of the carrier rocket "Proton-M"

Characteristics	Value
The number of steps	3 steps
Starting mass the carrier rocket, t	~702
Mass of spacecrafts, t: - on a reference orbit - on GPO - on GSO	~22 over 6 up to 4
Removal accuracy to a reference orbit	DH π = $\pm$ 2 km DH α = $\pm$ 4 km Di = $\pm$ 1.8 cor. minute DT = $\pm$ 3 s
Type, number and draft of engines:	
First step	ZRD RD -275(6 piec.), 971.4 ts/1069.8 ts
Second step	ZRD RD -0210(3 piec.) и ПД-0211(1 piec.), -/237.4 ts
Third step	ZRD RD -0213(1 piec.), -/59.36 ts (main) ZRD RD -0214(1 piec.), -/3.15 ts (rudder)
Diameter/length of the used GO, m	4.35/11.6 4.35/15.255 5.10/16.371 5.10/19.65

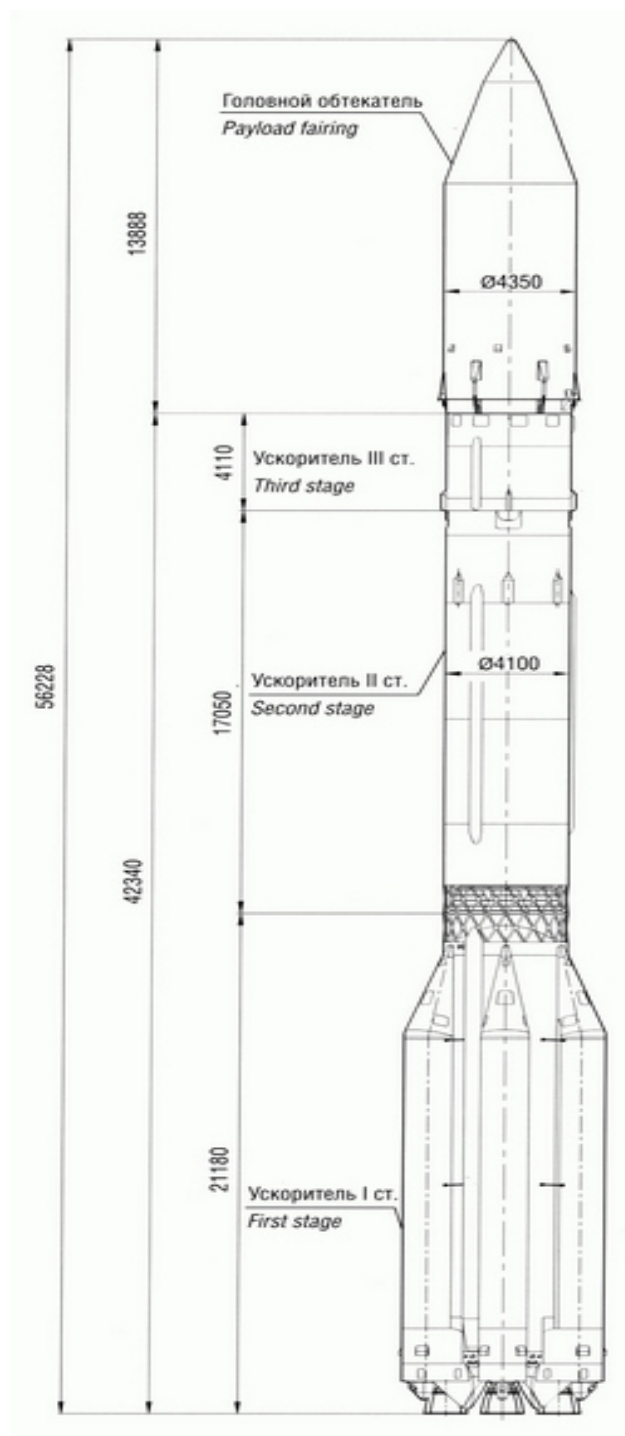


Figure 6.7. – General view of the carrier rocket "Proton-M"

Note: in connection with the present political situation, occurring in Ukraine, the plant on production of the carrier rocket "Zenith" works in the abnormal mode. Before launch of the spacecraft of "Electro-L" № 2 there was a probability of failure of the project because of the expiration and transfers of an expiration date of the carrier rocket. Therefore the decision the following spacecrafts who are a part to "Electro" has been made to launch on the new carrier rocket "Proton-M".

Приложение В

Таблица 1 – Линейный график работ

Этап	НР	И	Март			Апрель			Май			Июнь	
			10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110
1	1,85	–											
2	2,3	0,24											
3	2,29	7,66											
4	3,7	0,37											
5	2,59	13,1											
6	16,3	13,1											
7	–	15,9											
8	7,61	9,5											
9	–	9,5											
10	–	7,13											
11	4,91	8,19											

■ - НР; ■ - И