

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Исследование эффективности ракетно-космических систем

Электронные методические указания
к самостоятельной работе

Самара

2012

УДК 629.192 (035)

Авторы-составители: **Куренков Владимир Иванович,**
Кучеров Александр Степанович

Исследование эффективности ракетно-космических систем [Электронный ресурс] : электрон. метод. указания к самостоят. работе / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост. В. И. Куренков, А. С. Кучеров. - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,34 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В методических указаниях приведены требования к самостоятельной работе по синтезу космической системы наблюдения с заданными показателями эффективности и пример её выполнения.

Методические указания предназначены для подготовки аспирантов по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов» при изучении дисциплины «Методы исследования эффективности ракетно-космической техники» первого года обучения.

Они могут быть также полезны молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

Подготовлены на кафедре летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	5
ВВЕДЕНИЕ	7
ТИПОВОЕ ЗАДАНИЕ И ПЛАН ВЫПОЛНЕНИЯ САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ	8
1 СБОР И ОБРАБОТКА СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО КОСМИЧЕСКИМ СИСТЕМАМ НАБЛЮДЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКАМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗАДАННОГО КЛАССА	9
1.1 Космический аппарат «Ikonos».....	9
1.2 Космический аппарат Pleiades (Франция).....	12
1.3 Статистика по другим космическим аппаратам наблюдения.....	16
2 ВЫБОР И ОПИСАНИЕ СОСТАВА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ, КОЛИЧЕСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ, УТОЧНЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ И ОПЕРАТИВНОСТИ	18
3 РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ.....	22
4 ВЫБОР СОСТАВА И ОПИСАНИЕ ПРИНЦИПОВ РАБОТЫ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ	25
4.1 Целевая аппаратура космического аппарата наблюдения	25
4.2 Обеспечивающие бортовые системы космических аппаратов наблюдения	27
4.3 Бортовой комплекс управления	30
5 РАСЧЕТ МАССОГАБОРИТНЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И КОНСТРУКЦИИ КА.....	32
6 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ	40
7 УТОЧНЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ МАССОВОЙ СВОДКИ И РАСЧЕТ ЦЕНТРОВЫЧНЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ.....	45
ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	45
7.1 Уточнение массовой сводки.....	45
7.2 Расчет центровочных и инерциальных характеристик	46
8 ВЫБОР СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ОРБИТУ	47
9 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ.....	48
9.1 Описание конструкции КАН.....	48

9.2 Отделение КА от ракеты-носителя и функционирование при подготовке к целевой работе	50
10 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ.....	51
10.1 Статистические данные по стоимости создания КА и КС наблюдения	51
10.2 Расчет стоимости КС и КА наблюдения	52
11 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПОД ГОЛОВНЫМ ОБТЕКАТЕЛЕМ И АНИМАЦИОННОЙ КАРТИНЫ ОТДЕЛЕНИЯ И РАЗВЕРТЫВАНИЯ КА	53
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	55
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	56

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АС	- активное существование
БВС	- бортовая вычислительная система
БИТС	- бортовая информационно-телеметрическая система
БС	- бортовая система
БСКВУ	- бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство
ВРЛ	- высокоскоростная радиолиния
ГСО	- геостационарная орбита
ГПО	- геопереходная орбита
ЕИК	- единый испытательный комплекс
КА	- космический аппарат
КДУ	- комплексная двигательная установка
КИС	- командно-измерительная система
ККС	- конструктивно-компоновочная схема
КПД	- коэффициент полезного действия
КС	- космическая система
ЛПР	-лицо, принимающее решение
МИК	- монтажно-испытательный корпус
МТЧ	- метеорно-техногенные частицы
НИИ	- научно-исследовательский институт
НИР	- научно-исследовательские работы
НОО	- низкая опорная орбита
НППИ	- наземный пункт приёма и передачи информации
ОКР	- опытно-конструкторская работа
ОТС	- организационно-техническая система
ОТТ	- общие технические требования
ОЭТК	- оптико-электронный телескопический комплекс
ПГС	- пневмогидравлическая схема
РН	- ракета-носитель
РД	- ракетный двигатель
РКК	- ракетно-космический комплекс
РКН	- ракета космического назначения
СГК	- силовой гироскопический комплекс
СГП	- силовой гироскопический прибор
СК	- стартовый комплекс
СОТР	- система обеспечения теплового режима
СОУД	- система обеспечения управления движением
ССО	- солнечно-синхронная орбита
СППИ	- система приема и преобразования информации
ССКМ	- система сброса кинетического момента
СТКРП	-система трансляции команд и распределения питания
СТР	- система терморегулирования
СТС	-сложная техническая система
СЭП	- система электропитания
ТС	- техническая система
ТТЗ	- тактико-техническое задание
ТТТ	- тактико-технические требования
ТТХ	- тактико-технические характеристики

ЦА - целевая аппаратура
ЭВТИ - экранно-вакуумная теплоизоляция
ЭП - эскизный проект

ВВЕДЕНИЕ

Методические указания предназначены для подготовки аспирантов по научной специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Цель методических указаний – способствовать приобретению аспирантами навыков практического исследования эффективности операций в сложных технических и организационно-технических системах, примером которых являются ракетно-космические системы, в частности – космические системы наблюдения.

В настоящее время космические системы наблюдения применяют для решения широкого круга задач: создание карт, метеорологические наблюдения, исследование природных ресурсов и прочее.

Создаваемые космические системы должны отвечать требованиям к ряду показателей эффективности, важнейшими из которых являются:

- показатели детальности;
- показатели периодичности наблюдения объектов;
- показатели оперативности получения информации;
- показатели производительности;
- размер ширины полосы захвата;
- размер ширины полосы обзора;
- срок активного существования.

Вопросы создания космических аппаратов наблюдения тесно связаны с вопросами моделирования целевого функционирования космической системы наблюдения, так как космические аппараты представляют собой элементы сложных технических систем, и их создание рассматривается с позиций системного подхода.

В ходе выполнения самостоятельной работы требуется осуществить синтез параметров орбитальной группировки и проектного облика космического аппарата по заданной целевой эффективности космической системы наблюдения.

В частности, необходимо решить следующие задачи:

- осуществить сбор и обработка статистических данных по КС и характеристикам КА заданного класса;
- уточнить целевые показатели и характеристики КС наблюдения;
- определить количество КА в системе на основе подбора параметров орбит и расчёта целевых характеристик КА с помощью программного обеспечения;
- рассчитать основные массогабаритные и энергетические характеристики одного из КА;
- разработать предварительную компоновочную схему КА наблюдения;
- построить твёрдотельную модель КА и его составных частей в системе SolidWorks;
- осуществлен выбор ракеты-носителя для запуска спроектированного КА.

ТИПОВОЕ ЗАДАНИЕ И ПЛАН ВЫПОЛНЕНИЯ САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ

Задание. Уточнить показатели целевой эффективности КС. Выбрать количество КА наблюдения в орбитальной группировке КС. Выбрать параметры орбит.

Выбрать основные характеристики КА оптического детального оперативного наблюдения и разработать компоновочную схему в системе SolidWorks. Выбрать РН для запуска КА

Исходные данные для КС: детальность - 1,5 м, ширина полосы захвата - 50 км, ширина полосы обзора - 1100 км, периодичность - 6 час, производительность - 160 объектов за виток полёта, оперативность - не более 0,5 часа, срок активного существования - 3 года, орбиты - круговые, солнечно-синхронные, $H_{орб} \leq 1000$ км, масса КА – не более 1000 кг.

Содержание этапов разработки приведено в табл. 1.

Таблица 1 - Этапы выполнения работы.

№ п/п	Содержание этапов разработки	Программное обеспечение	Объем в %
1	Сбор и обработка статистических данных по КС и характеристикам КА заданного класса	Microsoft Word	10
2	Выбор и описание состава КС наблюдения, количества КА, параметров орбит, уточнение показателей периодичности и оперативности *	EFKAN_V4.3	20
3	Разработка ТТТ для КАН	Microsoft Word	30
4	Выбор состава и описание принципов работы ЦА, БС КА и функционирования.	Microsoft Word	40
5	Расчет массогабаритных и энергетических характеристик ЦА, БС и конструкции КА. Разработка предварительной массовой сводки.	Sintez2	50
6	Разработка твердотельных моделей элементов ЦА, БС и компоновочной схемы КА.	SolidWorks	60
7	Уточнение предварительной массовой сводки и расчет центровочных и инерционных характеристик.	SolidWorks	70
8	Выбор средств выведения КА на орбиту и элементов крепления и разделения.**	Microsoft Word, SolidWorks	75
9	Описание конструкции и функционирования КА.	Microsoft Word	80
10	Оценка стоимости КА и КС.	По статистике	90
11	Разработка твердотельных моделей установки космического аппарата под головным обтекателем и анимационной картины отделения и развертывания КА		100

Примечания.

* С построением функций распределения и плотности распределения.

**РН выводит КА на эллиптическую орбиту, переходную к рабочей.

1 СБОР И ОБРАБОТКА СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО КОСМИЧЕСКИМ СИСТЕМАМ НАБЛЮДЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКАМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗАДАННОГО КЛАССА

По условию задачи космическая система должна обладать следующими характеристиками: детальность 1,5 м, ширина полосы захвата 50 км, ширина полосы обзора 1100 км, периодичность – не более 6 часов, производительность 160 объектов/виток, оперативность не более 0,5 часа, срок активного существования – 3 года, орбиты круговые, солнечно-синхронные, радиус орбиты – не более 1000 км, масса КА – не более 1000 кг.

Перед тем, как начать проектировать КА, рекомендуется собрать статистическую информацию по спутникам. В связи с этим был проведен сбор статистических данных по КС. Среди множества существующих космических аппаратов наблюдения выбирались те, детальность которых приблизительно равна 1 м.

В результате в качестве прототипов были выбраны следующие спутники.

1.1 Космический аппарат «Ikonos»

Масса КА – 726 кг. Орбита солнечно-синхронная, высота 681 км. Срок активного существования (АС) – 7 лет. Детальность 1 м. Ширина полосы захвата 11 км. Ширина полосы обзора – 1000 км. Периодичность – 24 часа.

Спутник IKONOS был запущен 24 сентября 1999 года с космодрома Ванденберг (США, штат Калифорния). IKONOS — первый коммерческий спутник со сверхвысоким (лучше 1 м) разрешением. Владельцем и инициатором использования высокодетальных снимков в гражданских целях выступила компания Space Imaging (с января 2006 GeoEye).

Над созданием КА трудились крупнейшие компании американского ВПК, которые разрабатывают разведывательную космическую технику для Пентагона: Lockheed Martin (спутниковая платформа), Eastman (оптоэлектронная система) и Raytheon (системы передачи и обработки изображений). Таким образом, IKONOS представляет собой яркий пример конверсии военных технологий в гражданский сектор.

Спутник был выведен на низкую солнечно-синхронную орбиту высотой 681 км, обеспечивающую его прохождение над любым районом Земли каждые 1-5 дней (в зависимости от широты). Расчетный срок пребывания КА на орбите не менее 7 лет, однако, спустя 11 лет, IKONOS продолжает исправно работать. К настоящему моменту со спутника получены снимки территории общей площадью более 300 млн. кв. км.

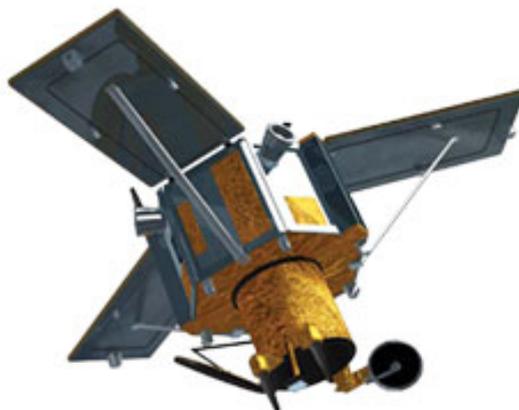


Рисунок 1 – Внешний вид КА Ikonos

Решаемые задачи:

- создание и обновление топографических и специальных карт и планов вплоть до масштаба 1:5000.
- создание цифровых моделей рельефа с точностью 1–3 метра по высоте.
- инвентаризация и контроль строительства объектов инфраструктуры транспортировки и добычи нефти и газа.
- выполнение лесоустроительных работ, инвентаризация и оценка состояния лесов.
- инвентаризация сельскохозяйственных угодий, создание планов землепользования, точное земледелие.
- обновление топографической подосновы для разработки проектов генеральных планов перспективного развития городов, схем территориального планирования муниципальных районов.
- инвентаризация и мониторинг состояния транспортных, энергетических, информационных коммуникаций.
- широкий круг задач в области охраны окружающей среды.

В отличие от других искусственных спутников Земли, которые летают на больших высотах, IKONOS, имеющий вес 720 кг, пролетает всего в 680 км над Землей. Он движется от северного полюса к южному по освещенной солнцем половине орбиты, и от южного полюса к северному в темноте. Это позволяет наземным станциям Space Imaging получать высококачественные цифровые изображения.

На спутнике IKONOS установлено современное дорогостоящее оборудование. Специалисты, управляющие спутником, должны точно знать, где он находится в любой момент времени, что достигается с помощью камер системы астроориентации (Star Disc), расположенных по одной с каждой стороны спутника. Система астроориентации сравнивает звезды, которые видит, со звездными картами, и определяет ориентацию спутника на орбите в процессе его орбитального полёта. Эта система дополнена приемником GPS, что позволяет точно определять пространственные координаты спутника относительно Земли.

В процессе движения КА IKONOS «сканирует» поверхность, собирая данные. Затем данные передаются на землю со скоростью 320 Мбит/с и обрабатываются на наземных станциях в Торнтоне или другими региональными наземными станциями, в том числе в Турции (Анкаре), на Аляске, в Швеции, Таиланде, ОАЭ (Дубае), Саудовской Аравии, Южной Корее, Японии, Германии. В дальнейшем изображения разбиваются на полосы, которые можно использовать в различных целях.

Таблица 2 - Технические характеристики КА «IKONOS»

Страна	США
Разработчик	Lockheed Martin
Оператор	GeoEye
РН	Athena-2
Орбита:	Солнечно-синхронная утренняя
высота, км	681
наклонение, град	98,2
Платформа:	LM - 900
углы отклонения, град	±60
Срок АС, лет	7
Масса, кг	726

Таблица 3 - Технические характеристики съёмочной аппаратуры

Наименование съёмочной аппаратуры	OSA
Фокусное расстояние, м	10,0
Диаметр главного зеркала, см	70
Относительное отверстие	1:14,3
Угол поля зрения, град	0,93
Спектральные диапазоны, мкм	Панхроматический (0,53-0,93) Синий (0,45-0,52) Зеленый (0,51-0,60) Красный (0,63-0,70) БИК (0,76-0,85)
Размер элемента PAN, мкм	12
Размер элемента MS, мкм	48
Количество элементов PAN, мкм	13500
Количество элементов MS, мкм	3375
Динамический диапазон, бит	11
Разрешение на местности PAN, м MS, м	0,82 3,28
Ширина полосы захвата, км	11,3
Емкость ЗУ, Гбит	80
Скорость передачи данных, Мбит/сек	320

Ядром спутника является разработанная фирмой Kodak оптико-электронная камера, включающая зеркальный объектив, набор матриц фотоприёмных элементов и аппаратуру сжатия потока видеоданных.

Оптическая аппаратура, установленная на спутнике, представляет собой трёхзеркальную астигматическую систему с главным зеркалом диаметром 70 см и двумя вторичными зеркалами, а также асимметричным третьим зеркалом.

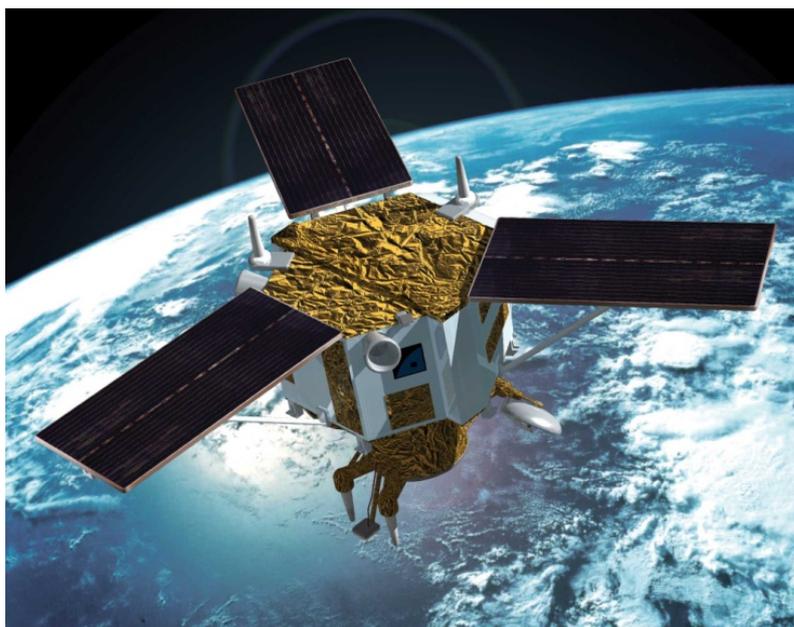


Рисунок 2 – КА Ikonos на орбите

1.2 Космический аппарат Pleiades (Франция)

Масса КА – 900 кг. Орбита солнечно-синхронная, высота 695 км. Срок активного существования (АС) – 5 лет. Детальность 0,9 м. Ширина полосы захвата 20 км. Ширина полосы обзора – 800 км. Периодичность – 24 часа.

Система из двух оптико-электронных КА Pleiades - самый известный проект перспективных европейских космических средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Она является оптико-электронным сегментом (подсистемой) космической системы двойного назначения ORFEO (Optical and Radar Federated Earth Observation - «Оптическое и радиолокационное совместное наблюдение Земли»). Создаваемой совместно Францией и Италией (Италия создает радиолокационный сегмент - систему COSMO-SkyMed, которая начала разворачиваться в 2007 году, и на начало 2010 года было запущено три КА из планируемых четырех).

Запуски КА системы Pleiades первоначально планировались в 2006 году, неоднократно переносились, и по последним данным должны состояться в 2010 г. (КА Pleiades-1) и 2011 г. (КА Pleiades-2). Оба спутника будут выведены в одну плоскость орбиты с разнесением на 180°.

Отметим, что в некоторых источниках КА системы Pleiades имеют наименования HR-1 и HR-2 (High Resolution - «высокое разрешение»). КА будут выведены с космодрома Куру РН «Союз-СТ».

Спутник физически состоит из двух частей: одна содержит инструмент для получения изображения с помощью телескопа и блок регистрации данных со своей электроникой, другая — многофункциональный контейнерный блок (контроля, накопления, передачи данных и энергообеспечения), обеспечивающий функционирование космического аппарата, а именно: обработку и передачу данных, тепловой контроль, выработку и распределение энергии, управление ориентацией в пространстве. Далее представлены проектные решения для спутника в целом (общее устройство и тепловая концепция) и отдельно для съемочной аппаратуры и шины.



Рисунок 3 –Спутник Pleiades на орбите

Механическое устройство

Основополагающими принципами, определяющими архитектуру спутника, являются маневренность и пространственная точность изображения. Первая требует компактного дизайна с несколькими жестко связанными узлами. Поэтому съемочная аппаратура помещена в общий корпус (небольшие зазоры позволяют увеличивать фокусное расстояние). Высокая точность позиционирования изображений достигается сведением к минимуму взаимодействия между съемочной аппаратурой и многофункциональным контейнерным блоком: аппаратура непосредственно поддерживается конусом оболочки пусковой установки внутри блока. Такая конструкция позволяет контролировать температурные условия и ограничивает деформации. Три камеры системы астроориентации и гироскопы крепятся непосредственно к корпусу съемочной аппаратуры во избежание любого теплового воздействия со стороны контейнерного блока.

Многофункциональный контейнерный блок имеет форму шестигранника с тремя "лепестками" солнечных батарей, развернутыми относительно друг друга на 120° , и тремя четырехгранными камерами системы астроориентации для оптимизации пространственной точности (рисунок 3). Эта конфигурация позволяет регулировать радиатор фокальной плоскости съемочной аппаратуры для максимальной теплоотдачи. Для закрепления ориентированных на Землю антенн и отражателя используется специальная поддерживающая конструкция.

Для максимальной стабильности солнечные батареи жестко установлены непосредственно на корпусе многофункционального контейнерного блока. Размер батарей минимизирован путем использования высокоэффективного тройного соединения ячеек. Их жесткость в развернутом состоянии усилена при помощи соединения "Carpentier".

Оптическая архитектура

Оптическое решение, выбранное для телескопа — один из вариантов системы Корша. Механизм из трех зеркал отличается малыми размерами и разумной простотой построения (предусмотрены ограничители кривизны). Для максимальной компактности съемочной аппаратуры использовалось дополнительное плоское зеркало. Общие размеры подобраны таким образом, чтобы при сохранении минимального расстояния между первым и вторым зеркалами и приемлемого расстояния между вторым и третьим зеркалами можно было разместить датчики со стороны спутника.

Оптимизация геометрии отображения задает диаметр первого зеркала, равный 650 мм, что хорошо согласуется с работой датчиков и параметрами орбиты.

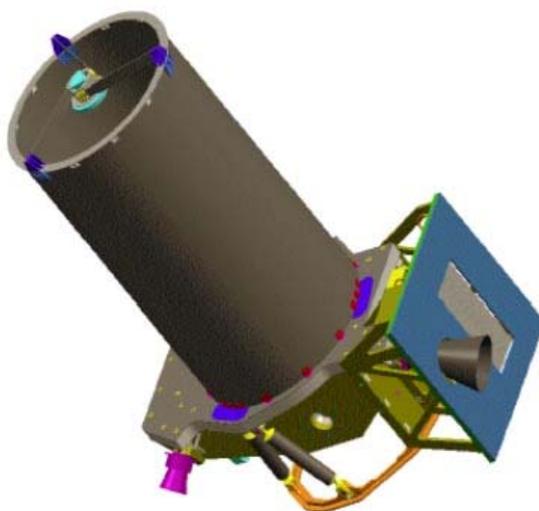


Рисунок 4 – Устройство съемочной аппаратуры

Механическое устройство

Архитектура организована вокруг центральной плоской конструкции, поддерживающей первое, третье и плоское зеркала, а также центральный цилиндр, на котором закреплено второе зеркало (рисунок 4). Для улучшения функционирования съемочной аппаратуры в эту же конструкцию помещены датчики положения (головки камер системы астроориентации и гироскопа). Конструкция, предназначенная для поддержки, гарантирует взаимодействие съемочной аппаратуры с шиной. Датчик теплового излучения имеет собственную поддерживающую конструкцию.

Для изготовления конструкций был использован карбид, а для зеркал — церодур. Выбор карбида определили специфические свойства этого материала: низкий коэффициент теплового расширения и низкая плотность, что обуславливает малый вес телескопа и облегчает тепловой контроль.

Механизмы

В конструкцию съемочной аппаратуры включен центральный механизм, установленный на третьем зеркале. Эта позиция введена для оптимального соотношения между дальностью действия и точностью механизмов.

В состав устройств входит также внутренний экран для защиты от солнечной радиации в переходных фазах, т. е. когда съемочная аппаратура не функционирует (при запуске спутника, во время определения пространственного положения и т. п.). Экран помещен за первым зеркалом и защищает только третье зеркало и резонатор. Это приспособление позволяет обойтись без внешнего экрана, который является тяжелой и сложной конструкцией. Доказано, что передний цилиндрический резонатор может выдержать прямое солнечное освещение в течение переходных периодов без повреждения.

Регистрация данных

Для панхроматической съемки максимально с 20 линиями интеграции используются пять датчиков TDI по 6000 пикселей каждый; размер пикселя 13 мкм. Прием мультиспектральных данных реализован аналогичным способом. Каждый датчик может регистрировать четыре цвета.

Блоки расположены симметрично в фокальной плоскости, разделитель луча реализован в виде системы зеркал.

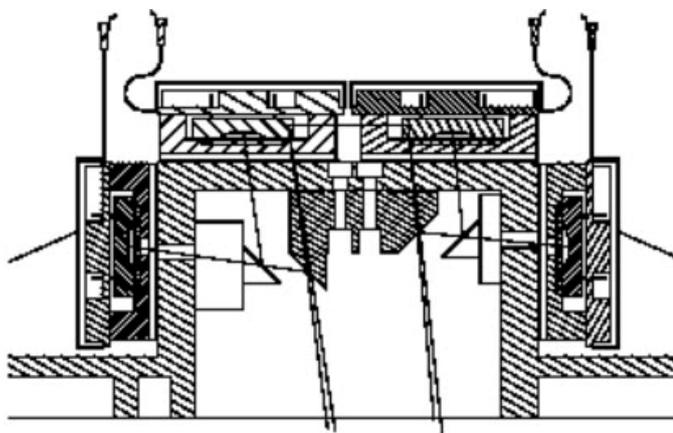


Рисунок 5 – Конфигурация фокальной плоскости

Питание

Энергетическая система включает ионно-литиевую и три солнечных батареи. Батарея 80 ампер/час непосредственно связана с линиями электропитания и поддерживает

их напряжение. Ее заряжают от наружных арсенид-галиевых (GaAs) ячеек солнечных батарей общей площадью 5 м². Чтобы обеспечить сбалансированное получение энергии, спутник наводит батареи на Солнце до и после регистрации изображений на каждом витке орбиты (рисунок 6).

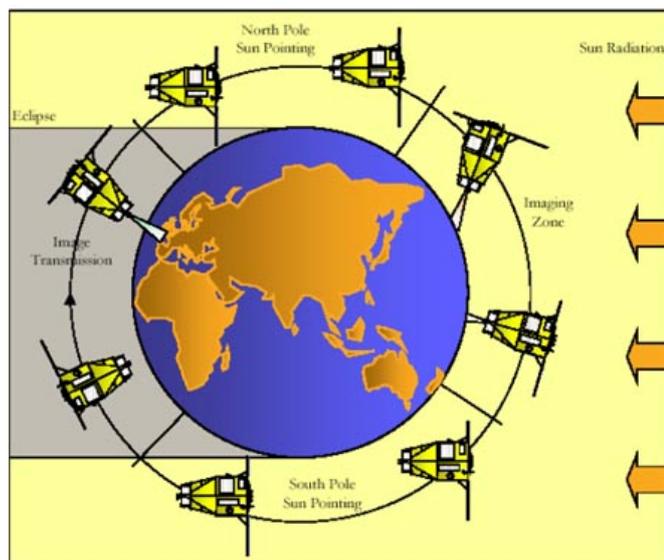


Рисунок 6 – Ориентация спутника на орбите

Определение пространственного и орбитального положения

Автономное определение орбиты выполняется с помощью приемника "Дорис" — навигационной системы агентства CNES, определяющей положение спутника относительно специальных наземных станций. Измерения ведутся на частотах 400 МГц и 2 ГГц. Первичные данные обрабатываются на орбите навигатором высокого порядка на основе моделирования земной гравитации; точность измерений достигает 1 м. Приемник может быть запущен из холодного состояния при любой ориентации спутника менее чем за один виток орбиты, что облегчает проведение операций. "Дорис" также предоставляет бортовое время и число импульсов в секунду (PPS), необходимые для синхронизации системы.

Определение пространственного положения выполняется гироскопическими системами. Необходимы три высокоточные камеры системы астроориентации с отдельными оптическими головками.

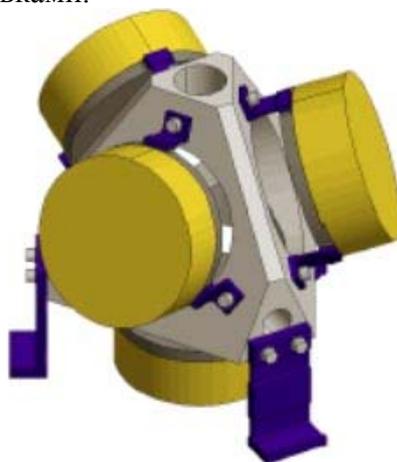


Рисунок 7 – Конфигурация оптической головки блока инерционных измерений

С той же целью — для гарантии высокой точности определение пространственного положения во время маневрирования — применяются исключительно твердотельные гироскопы. Волоконно-оптический гироскоп (FOG) выбран не только из-за низкого уровня шума и устойчивого масштабного коэффициента, но и малого рассеяния мощности на оптическом уровне.

1.3 Статистика по другим космическим аппаратам наблюдения

В таблицах 4 и 5 приведены статистические данные еще по девяти космическим аппаратам наблюдения.

Таблица 4 – Характеристики некоторых КА наблюдения

Характеристики КА	Ресурс ДК	TerraSar-X	Ikonos	OrbView-3	GeoEye-1
Страна	Россия	Германия	США	США	США
Запуск	15.06.2006	15.06.2007	24.09.1999	26.06.2003	6.09.2008
Детальность, м	1	1	1	1	0,7
Ширина полосы захвата, км	От 4,7 до 28,3	10	11	8	15,2
Ширина полосы обзора, км	448	600	1000	-	15,2
Периодичность	6 суток	11 суток	24 часа	1-5 суток	1-3 суток
Оперативность	13 часов	90 минут	10 мин – 1 сутки	10 мин – 1 сутки	1 сутки
Производительность	1000000 км ² в сутки	-	2000 км ² в минуту	210000 км ² в сутки	700000 км ² в сутки
Диаметр ОЭТК, см	50	30	70	70	110
Высота орбиты, км	360-604	514	681	470	684
Наклонение орбиты, град	64,8; 70,4	97,44	98,1	97	98,1
Фокусное расстояние (f) , м	4	2	10	10	13,3
Масса, кг	6550	1346	726	304	1955
Срок АС, лет	3	5	7	5	7

Таблица 5 – Характеристики некоторых КА наблюдения

Характеристики КА	Kompsat-2	Cartosat-2	TanDEM-X	Pleiades
Страна	Южная Корея	Индия	Германия	Франция
Запуск	28.07.2006	10.01.2007	21.06.2010	16.12.2011
Детальность, м	1	0,8	1	0,9
Ширина полосы захвата, км	15	9,6	10	20
Ширина полосы обзора, км	1000	-	600	800
Периодичность	3 суток	4 суток	11 суток	24 час
Оперативность	-	-	90 минут	15 мин – 24 часа
Производительность	1000000 км ² в сутки	-	-	1000000 км ² в сутки
Диаметр ОЭТК, см	-	70	50	65
Высота орбиты, км	685	637	514	600
Наклонение орбиты, град	98,1	97,9	97,5	97,8

Продолжение таблицы 5

Фокусное расстояние, м	-	5,6	2	12,9
Масса, кг	800	680	1350	1000
Срок АС, лет	5	7	5	5

2 ВЫБОР И ОПИСАНИЕ СОСТАВА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ, КОЛИЧЕСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ, УТОЧНЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ И ОПЕРАТИВНОСТИ

Определение минимальной высоты орбиты

Минимальная высота орбиты H , обеспечивающая получение заданной ширины полосы обзора $L_{\text{обзора}}$, может быть получена из формулы [3]

$$L_{\text{обзора}} = 2Htg\gamma,$$

где γ - максимальный угол отклонения оптической оси ОЭТК от направления в надир, определяемый по статистике.

Для проектируемого КАН, при $L_{\text{обзора}}$ и $\gamma=45^\circ$, минимальная высота орбиты должна быть равна 550 км.

Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты

После определения минимальной высоты определение её наклонения и периода обращения КА можно в первом приближении произвести с помощью табл. 6.1 [3], согласно которой можно в первом приближении принять наклонение орбиты равным $97,6^\circ$; уточнение параметров орбиты можно осуществить по аналитическим зависимостям, приведенным в указанном пособии.

Определение фокусного расстояния ОЭТК и длины линейки ПЗС

1. По заданному показателю детальности наблюдения D определяется необходимое фокусное расстояние оптической системы наблюдения:

$$f = \frac{n \cdot 2 \cdot \Delta l}{D} \cdot H \cdot \cos \vartheta (1 + tg^2 \gamma + tg^2 \vartheta),$$

где H - высота полета КА в момент съемки;

ϑ и γ - углы тангажа и крена КА во время проведения съемки;

Δl - линейный размер элемента фотоприемного устройства (линейки или матрицы ПЗС);

n - количество пар элементов, необходимых для идентификации снимаемого объекта.

При заданном значении $D=1,5$ м, $H=550$ км, $n = 1$, $\Delta l=10$ мк и $\vartheta=\gamma=0$ получим $f=7,3$ м.

2. По заданной ширине захвата B объекта наблюдения определяется необходимая длина линейки ПЗС:

$$l = \frac{B \cdot f}{H \cdot \cos \vartheta (1 + tg^2 \gamma + tg^2 \vartheta)} = 0,66 \text{ м.}$$

Проверка обеспечения показателей детальности, ширины полосы захвата с помощью программы EFKAN_V4.3

Программное обеспечение использует в качестве исходных данных параметры орбит КА и характеристики аппаратуры наблюдения (фокусное расстояние, размер чувствительного элемента фотоприемного устройства, размер линейки ПЗС), максимальный угол поворота корпуса КА относительно надира.

На рис. 8 показано диалоговое окно программы, позволяющее проверить достигаемые характеристики детальности съемки и условия съемки по нахождению объектов наблюдения на Солнце и в тени.

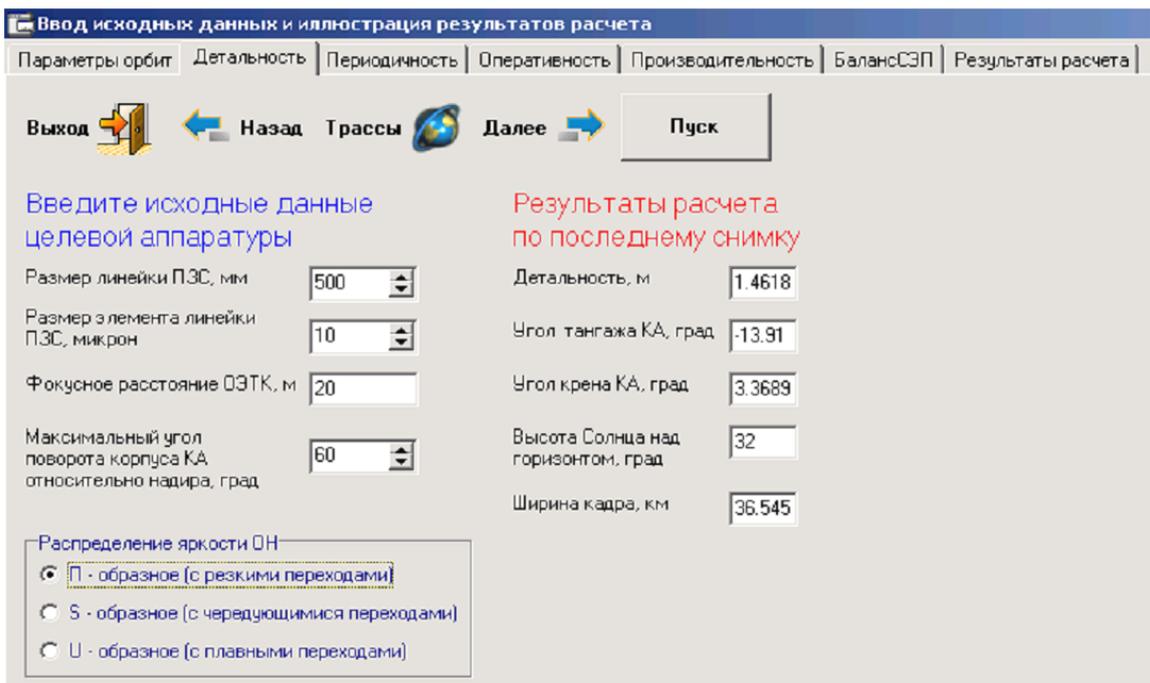


Рисунок 8 Диалоговое окно расчета детальности

Результаты моделирования для оценки показателей периодичности и оперативности

Периодичность. Математическое ожидание показателя периодичности составило 17,5 ч. На рисунках 9 и 10 представлены графики функций распределения и плотности распределения периодичности.

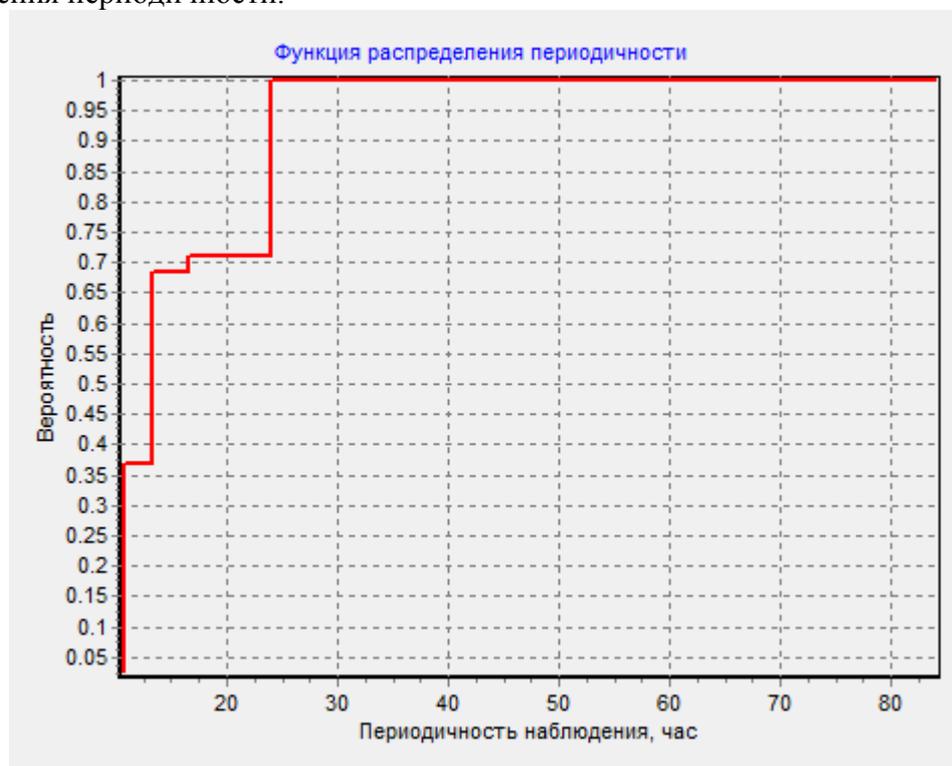


Рисунок 9 – График функции распределения периодичности

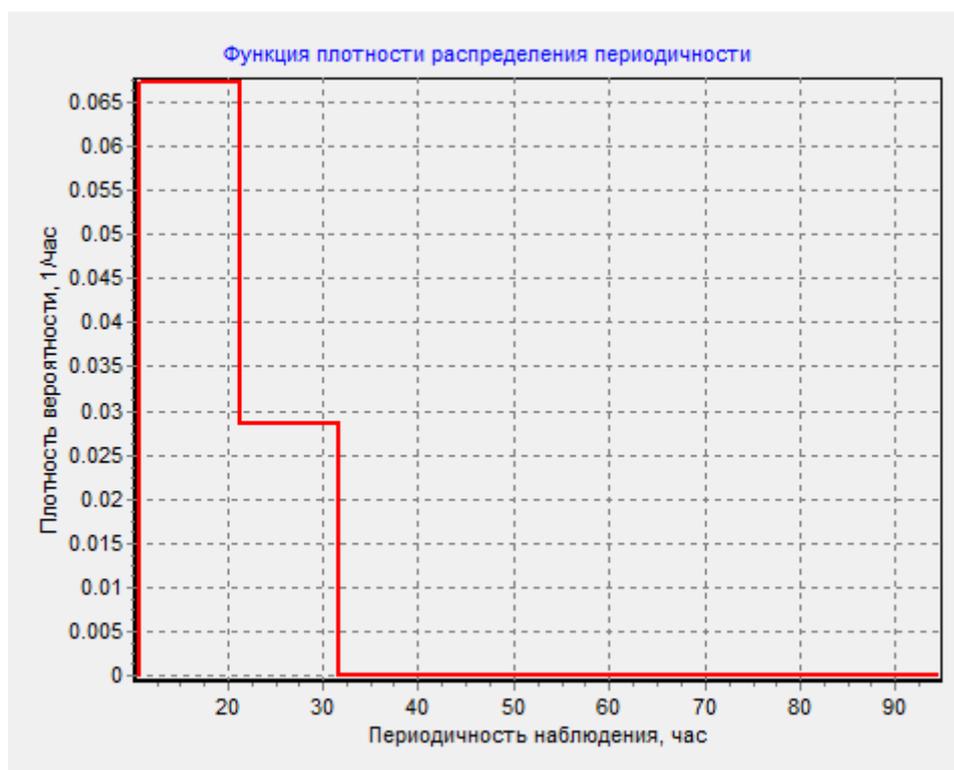


Рисунок 10 – График функции плотности распределения периодичности

Обеспечение заданных показателей периодичности.

По заданию периодичность системы должна быть равна 6 часам.

Рассчитанная периодичность – 17,5 часа, что не удовлетворяет требованиям задания. Следовательно, необходимо увеличить число спутников в системе до трёх КА.



Рисунок 11 – График функции распределения оперативности

Другие пути снижения времени периодичности:

- увеличение высоты орбиты, что повлечет за собой ухудшение детальности наблюдения или необходимость увеличения фокусного расстояния ОЭТК и, как следствие, увеличение массы и габаритов КАН;

- увеличение максимального угла поворота КАН от надира, что потребует увеличения мощности гироскопического комплекса и, опять же, к увеличению массогабаритных характеристик.

Оперативность. Математическое ожидание показателя оперативности составило 3,5 часа. На рисунках 11 и 12 представлены графики функций распределения и плотности распределения оперативности с учетом одного наземного пункта приема.



Рисунок 12 – График функции плотности распределения оперативности

Обеспечение заданных показателей оперативности.

По условию задачи оперативность системы должна быть не более 0,5 часов. Это значение можно достичь за счет увеличения количества наземных пунктов приема информации до 7, расположив их примерно в следующих районах России: Москва, Самара, Омск, Красноярск, Владивосток, Плесецк, Байконур.

Следует отметить, что время оперативности можно было бы частично уменьшить за счет увеличения высоты орбиты, однако в этом случае, как указано выше, возникают проблемы с детальностью.

3 РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

Тактико-технические требования для КА представлены в таблице 6.

Таблица 6 – Тактико-технические требования

Наименование пунктов	Обоснование
1. Требования по назначению	
1.1. Тип КА – космический аппарат детального оперативного наблюдения	ТТЗ на разработку КСН
1.2. Назначение - контроль чрезвычайных ситуаций, дистанционное зондирование и фотографирование поверхности земли	ТТЗ на разработку КСН
1.3. Целевые характеристики: детальность – 1,5 м; периодичность - не более 6 часов; оперативность - не более 0,5 часов; производительность - 160 объект./вит. ширина полосы захвата - 45 км; ширина полосы обзора - 1200 км; срок активного существования - 3 лет	ТТЗ на разработку КСН
1.4. Параметры орбиты: - высота в перицентре - 600 км; - высота в апоцентре - 600 км; - угол наклона орбиты - 98,3 град.	ТТЗ на разработку КСН
1.5. Масса космического аппарата 605 кг	ТТЗ на разработку КСН
2. Требования к надежности	
2.1. Вероятность безотказной работы - не ниже 0,99 с доверительной вероятностью 0,9	Результаты расчетов по нормированию надежности
3. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению	
3.1. Пуск КА производить с космодрома Байконур ракетой-носителем «Союз»	Решение Генерального конструктора
3.2. Диапазон температур при пуске: от -40 до +40 С°	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.3. Относительная влажность при пуске: от 30 до 90 %.	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.4. Наибольшая скорость ветра при пуске - не более 15 м/с	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.5. Сборку КА с космическим разгонным блоком проводить на технической позиции	Опыт эксплуатации
3.6. Обеспечить подход к блокам оборудования без расстыковки с разгонным блоком	Требования ОТТ в части удобства обслуживания
3.7. Допустима расстыковка КА с разгонным блоком для замены приборов и агрегатов	Требования ОТТ в части удобства обслуживания
3.8. Цикл проверки КА и подготовки к вывозу из МИК - не более 10 суток	Требования ОТТ в части хранения

3.9. Хранение КА в состыкованном состоянии - не более 30 суток	Требования ОТГ в части хранения
3.10. Заправку КА проводить на отдельной станции совместно с разгонным блоком	Криогенные компоненты топлива
3.11. Время на приведение КА в готовность к запуску на стартовом комплексе - не более 1 сут.	Опыт эксплуатации
3.12. Относительная влажность при хранении: от 30 до 90 %	Требования ОТГ в части хранения
3.13. Хранение КА - в специальном контейнере	Требования ОТГ в части хранения
3.14. Длительное хранение КА осуществлять в специальном хранилище	Требования ОТГ в части хранения
3.15. Допустимо хранение КА в течение 5 лет	Требования ОТГ в части хранения
3.16. Диапазон температур при хранении: от +5 до +30 С°	Требования ОТГ в части хранения
3.17. Время хранения КА с разгонным блоком в заправленном состоянии - не более 3 суток	Криогенные компоненты топлива
4. Требования к транспортабельности	
4.1. Транспортировка КА ж/д транспортом в специальном контейнере и специальном вагоне	Низкая стоимость и надежность транспортировки
4.2. Диапазон температур при транспортировке: от -40 до +40 С°	Требования ОТГ в части транспортабельности
4.3. Относительная влажность при транспортировке: от 30 до 90 %	Требования ОТГ в части транспортабельности
5. Требования к безопасности	
5.1. Обеспечить безопасность при изготовлении деталей, узлов КА в целом	Требования БЖД
5.2. Обеспечить безопасность при транспортировке	Требования ОТГ в части БЖД при транспортировке
5.3. Обеспечить безопасность при сборке КА	Требования БЖД
5.4. Обеспечить безопасность при заправке КА топливом	Требования ОТГ в части БЖД
5.5. Обеспечить безопасность при различного рода проверках КА	Требования ОТГ в части БЖД
6. Требования к стандартизации и унификации	
6.1. Обеспечить взаимозаменяемость деталей, узлов и отсеков	Обеспечение ремонтпригодности
7. Требования к технологичности	
7.1. Использовать проверенные технологии	Требования ОТГ в части технологичности
7.2. Освоить новые технологии изготовления тепловых труб для системы СТР	Требования ОТГ в части технологичности
8. Конструктивные требования	
8.1. Оптическая ось аппаратуры наблюдения совпадает с осью базовой платформы	Решение Генерального конструктора.
8.2. Длина КА - не более 2,5 м	Результаты расчета
8.3. Максимальный диаметр КА - 1,2 м	Результаты расчета

4 ВЫБОР СОСТАВА И ОПИСАНИЕ ПРИНЦИПОВ РАБОТЫ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

В состав типового космического аппарата наблюдения входят целевая аппаратура дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), бортовой энергетический комплекс, бортовой комплекс управления, которые объединяются в единое техническое изделие с помощью конструкции.

4.1 Целевая аппаратура космического аппарата наблюдения

В состав целевой аппаратуры космического аппарата наблюдения входят:

- оптическая система;
- система приема и преобразования информации (включающая фотоприёмное устройство);
- бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии (система передачи информации на Землю).

Рассмотрим составные части целевой аппаратуры подробнее.

Оптические схемы аппаратуры наблюдения

В качестве оптической схемы было решено использовать схему Ричи – Кретьена с оптическим корректором и с дополнительными блендами (рисунок 13). В этой схеме оба зеркала имеют гиперболоидную форму. Наличие в этих системах вторичного зеркала вызывает неизбежное затенение (экранирование) части поверхности первичного зеркала, уменьшающее поток излучения, приходящий на приемник. Однако геометрические размеры телескопической системы по длине существенно уменьшаются по сравнению с линзовыми системами.

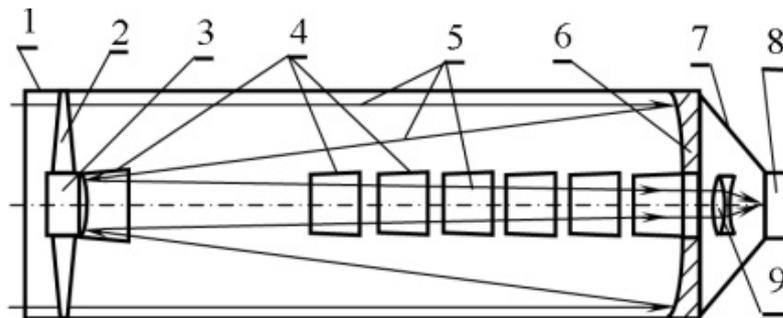


Рисунок 13 – Оптическая схема телескопа

На этом рисунке приняты следующие обозначения: 1 – корпус телескопа; 2 – кронштейн установки вторичного зеркала; 3 – вторичное зеркало; 4 – бленды; 5 – световые лучи; 6 – главное зеркало; 7 – корпус крепления фотоприемного устройства; 8 – фотоприемное устройство; 9 – линзовый корректор поля.

Фотоприемные устройства

Система приема и преобразования информации обеспечивает прием и упаковку измерительной информации от подсистем оптико – электронного телескопического комплекса с последующим отправлением ее в радиолинию передачи информации.

Конструктивно фотоприемное устройство (систему приема и преобразования информации) устанавливают в фокальной плоскости оптической системы. В результате получается единая конструкция, которую обычно называют оптико-электронный телескопический комплекс.

Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии для передачи видеoinформации на Землю

Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии космической системы наблюдения предназначена для:

приема информации, поступающей в цифровой форме от аппаратуры наблюдения, минуя бортовую цифровую вычислительную систему;

запоминания информации на борту;

передачи информации по радиоканалу на стационарные или мобильные пункты приема информации.

Видеоинформация из фотоприёмного устройства поступает в специальную аппаратуру, где запоминается, кодируется и преобразуется в высокочастотный электромагнитный сигнал путем амплитудной или фазовой модуляции несущего сигнала, который имеет частоту порядка 8000 МГц. Преобразование информации в высокочастотный передающий сигнал производится в электронном блоке (радиотехническом комплексе), который должен располагаться как можно ближе к передающей антенне, чтобы уменьшить потери мощности на излучение.

Наибольшее распространение получили антенные устройства, имеющие подвижный отражатель в форме части параболоида вращения (тарелки). На рисунке 14 показано поворотное антенное устройство высокоскоростной радиолинии, которое установлено непосредственно на высокочастотном электронном блоке.

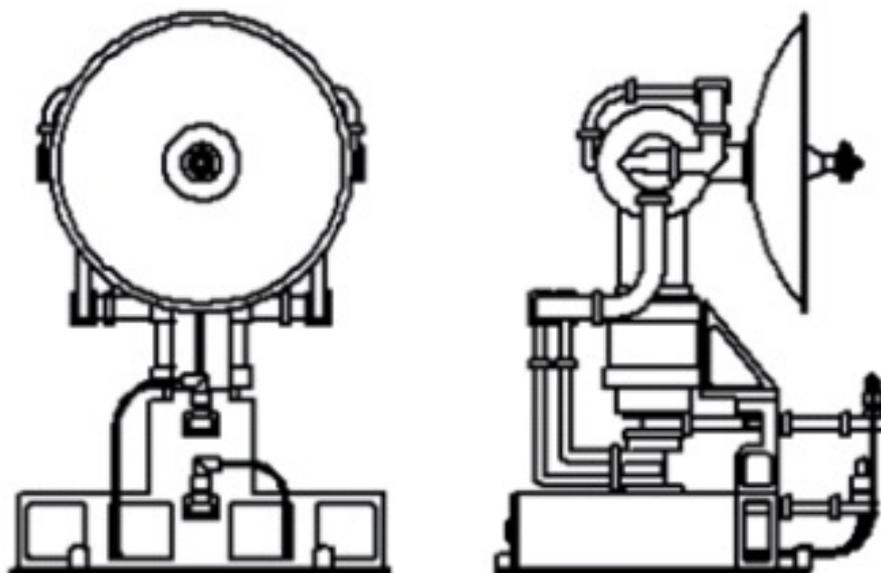


Рисунок 14 – Антенные устройства высокоскоростной радиолинии

Возможные схемы установки поворотных антенных устройств ВРЛ с высокочастотными электронными блоками показаны на рисунке 15. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек КА; 2 – отсек телескопа; 3 – высокочастотный электронный блок и антенна высокоскоростной радиолинии.

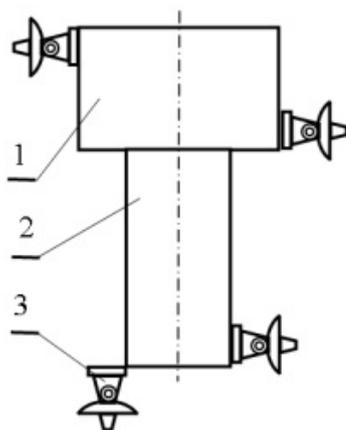


Рисунок 15 – Схема установки поворотных антенных устройств высокоскоростной радиолинии

4.2 Обеспечивающие бортовые системы космических аппаратов наблюдения

В состав обеспечивающих бортовых систем входят системы бортового энергетического комплекса и бортового комплекса управления.

Система электропитания

Система электропитания предназначена для обеспечения электроэнергией космического аппарата на всех этапах эксплуатации.

Солнечные батареи

Солнечные батареи решено размещать на четырех отдельных неподвижных панелях, как у прототипов. Схема размещения солнечных батарей представлена на рисунке 16:

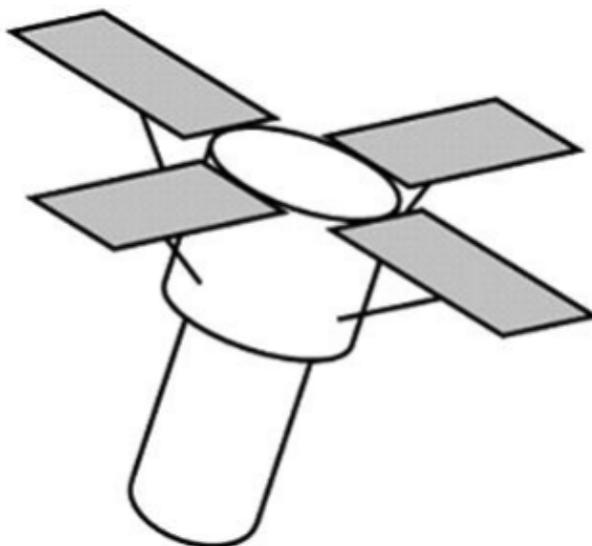


Рисунок 16 – Схема размещения солнечных батарей

Достоинством расположения солнечной батареи на неподвижных панелях КА является относительная простота конструкции, а недостатком – неэффективное использование площади панелей солнечной батареи, так как в процессе целевой работы КА панели солнечной батареи не всегда ориентированы на Солнце.

Аккумуляторные батареи

Аккумуляторные батареи служат в качестве накопителя энергии, которая расходуется в пиковые режимы энергопотребления или когда часть аппаратуры космического аппарата должна работать и на теневом участке орбиты. Емкость, количество, масса аккумуляторных батарей должны быть согласованы с циклограммой работы целевой и обеспечивающей аппаратуры КА. Батареи имеют большую массу, и поэтому их стараются размещать вблизи центра масс КА. Схема размещения аккумуляторных батарей на космических аппаратах наблюдения показана на рисунке 17.

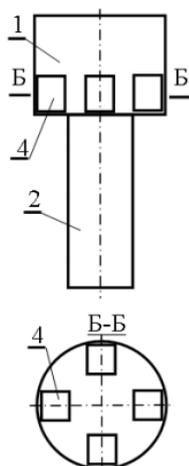


Рисунок 17 – Схема установки аккумуляторных батарей

На этой схеме введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек КА; 2 – отсек телескопа; 4 и 5 – аккумуляторные батареи, установленные в приборно-агрегатном отсеке.

Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима предназначена для поддержания температуры в необходимых пределах, обеспечивающих нормальное функционирование бортовых систем в течение всего орбитального полета.

В состав СОТР входят пассивные и активные средства.

В состав пассивных средств системы обеспечения теплового режима входят экранно-вакуумная теплоизоляция и терморегулирующие покрытия.

Активные средства системы обеспечения теплового режима называют еще системой терморегулирования.

Схема установки внешних элементов системы терморегулирования (радиаторов - охладителей) показаны на рисунке 18 затемнением.

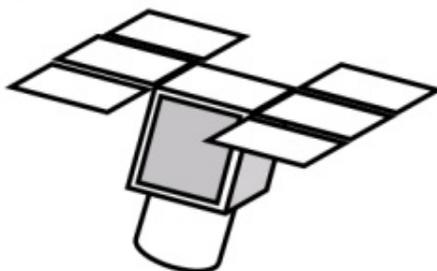


Рисунок 18 – Схема установки радиаторов – охладителей на КА

Комплексная двигательная установка

Комплексная двигательная установка предназначена для корректировки параметров орбиты и для обеспечения движения относительно центра масс. Её схема приведена на рис. 19.

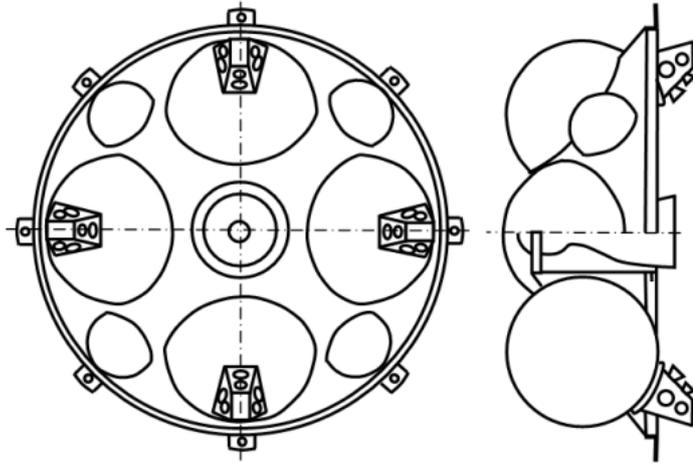


Рисунок 19 – Компоновочная схема КДУ

В состав комплексной двигательной установки входят:

- баки с компонентами топлива;
- маршевый двигатель;
- двигатели ориентации.

В состав комплексной двигательной установки также входят шар – баллоны с запасом газа для вытеснения компонентов топлива из топливных баков и элементы контроля, управления и пневмогидроавтоматики.

Основным силовым элементом комплексной двигательной установки является тонкостенная оболочка конической формы. В этой оболочке выполнены вырезы для установки и крепления топливных баков. Баки закреплены на поверхности этой оболочки в специальных вырезах со шпангоутами. Маршевый двигатель установлен внутри цилиндрической оболочки, которая располагается в центре конической оболочки между баками. Нагрузка от работающего двигателя передается через эту цилиндрическую оболочку на коническую оболочку и далее, через шпангоут, на корпус КА. Цилиндрическая оболочка, кроме того, играет роль теплового экрана, предохраняя баки с топливом от перегрева.

Топливо размещается в четырех сферических баках (в двух баках окислитель и в двух баках – горючее). Четыре бака выбраны потому, что в этом случае можно обеспечить более плотную компоновку по сравнению с двумя баками. Кроме того, такая схема более надежна по критерию разгерметизации бака или при отказах элементов автоматики.

Запасы газа наддува располагаются в шар – баллонах высокого давления (200 и более атмосфер), которые также закреплены на конической оболочке.

Управляющие двигатели установлены на баках и закрыты корпусами. Двигатели ориентации ориентированы таким образом, чтобы обеспечить их работу по углам тангажа, крена и рыскания, исключив попадание горячей струи газов двигателей на элементы комплексной двигательной установки и другие элементы космического аппарата.

Выбор размещения комплексной двигательной установки на космическом аппарате ограничен в связи с тем, что сопловая часть двигателя должна располагаться на внешней поверхности КА или совпадать с ней. Кроме того, тяга двигателя должна проходить через центр масс КА.

Схема размещения комплексной двигательной установки на космическом аппарате показана на рисунке 20:

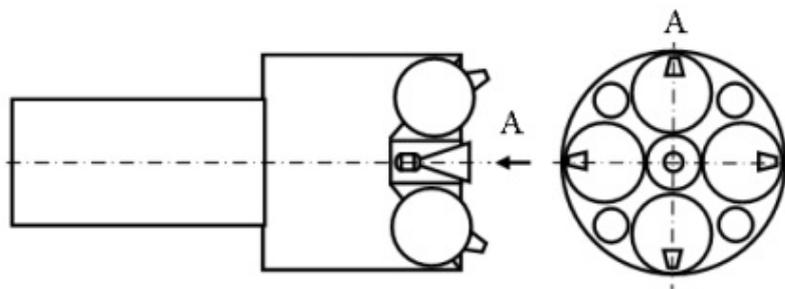


Рисунок 20 – Схема установки КДУ на КА

На рисунке 20 КДУ установлен в торцевой части КА, ось отсека телескопа совпадает с осью комплексной двигательной установки. С целью повышения производительности КА стремятся уменьшить момент инерции КА относительно поперечной оси, проходящей через центр масс КА. Для этого длина КА должна быть как можно меньше.

4.3 Бортовой комплекс управления

Бортовой комплекс управления предназначен для управления космическим аппаратом в процессе целевого и нештатного функционирования. В состав бортового комплекса управления входят:

- бортовая цифровая вычислительная система;
- бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство;
- система трансляции команд и распределения питания;
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- бортовая аппаратура системы телеметрических измерений;
- система спутниковой навигации на базе БСКВУ;
- система управления движением и др.

Инфракрасный построитель местной вертикали

Представляет собой прибор, работающий на принципе контраста теплового излучения с поверхности Земли и из космоса. Прибор с помощью вращающегося зеркала сканирует границу между «теплой» поверхностью Земли и «холодным» космосом». При отклонении оси вращающегося зеркала от местной вертикали на приемнике теплового излучения возникает синусоидальный сигнал, на основе которого система ориентации возвращает космический аппарат в необходимое положение.

Оптические солнечные датчики

Предназначены для работы системы ориентации космического аппарата. С помощью оптических солнечных датчиков осуществляется приведение космического аппарата в солнечную (одноосную) ориентацию (для обеспечения трехосной ориентации подключаются звездные датчики).

Блок определения координат звезд (звездные датчики)

Предназначены для начальной установки и периодической коррекции бескарданной инерциальной системы на основе прецизионного гироскопа в инерционной системе координат. Кроме того, звездные датчики могут быть использованы для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости перемещения космического аппарата.

Система управления движением

Система управления движением предназначена для управления угловым движением изделия относительно центра масс.

На начальных этапах проектирования КАН можно учитывать только те системы, которые сильно влияют на массогабаритные характеристики. В связи с этим на модели будет присутствовать лишь силовой гироскопический комплекс.

Силовой гироскопический комплекс предназначен для создания управляющих моментов относительно центра масс КА почти без расхода топлива. Силовой гироскопический комплекс включает в свой состав, как правило, четыре гироскопа.

Гироскоп представляет собой двухстепенной силовой гироскоп (гиродин). Кинематическая схема гироскопа представлена на рисунке 21.

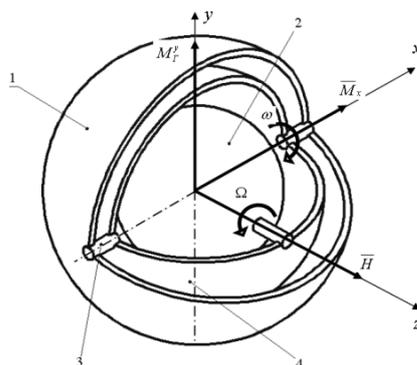


Рисунок 21 – Кинематическая схема гироскопа

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – корпус гироскопа (внешняя неподвижная рамка); 2 – ротор гироскопа; 3 – ось вращения внутренней рамки; 4 – внутренняя подвижная рамка. Ротор гироскопа (2) вращается в осях внутренней рамки, благодаря чему создается кинетический момент.

Гироскопы по возможности стремятся устанавливать вблизи центра масс космического аппарата, так как они имеют большую относительную массу. В связи с этим была выбрана схема установки гироскопов, показанная на рисунке 2, где введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек КА; 2 – отсек телескопа; 3 – гироскопы, установленные в приборно-агрегатном отсеке.

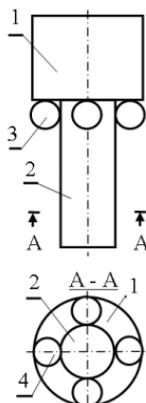


Рисунок 22 – Схема установки гироскопов

5 РАСЧЕТ МАССОГАБОРИТНЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И КОНСТРУКЦИИ КА

Зная тактико-технические требования к космическому аппарату наблюдения и выбрав состав целевой аппаратуры и бортовых систем, можно в первом приближении рассчитать массогабаритные и энергетические характеристики КА. Расчет таких характеристик проводится с помощью программного обеспечения «Sintez 2». По результатам работы программы был сформирован следующий отчет (предварительная массовая сводка).

Космический аппарат

Исходные данные

Удлинение КА	2.000
Коэффициент рациональности компоновки	1.000
Плотность заполнения приборных отсеков аппаратурой, %	70.000

Результаты

Масса КА, кг	604.989
Объем КА, м ³	2.386
Средний диаметр КА, м	1.150
Средняя длина, м	2.299
Максимальное значение приведенного момента инерции КА, кг·м ²	306.506
Потребная электрическая мощность КА, Вт	99.840

Целевая аппаратура

Результаты

Масса целевой аппаратуры, кг	37.995
Объем, занимаемый целевой аппаратурой, м ³	0.801
Момент инерции целевой аппаратуры КА, кг·м ²	19.873
Средняя мощность энергопотребления целевой аппаратуры, Вт	0.190

Оптикоэлектронный комплекс

Исходные данные

Высота орбиты, км	600.000
Размер элемента линейки ПЗС, мкм	10.000
Детальность (в надире), м	1.500
Коэффициент уменьшения длины ОЭТК за счет использования зеркал и линзовых корректоров	4.000
Относительное отверстие (светосила)	13.000
Средняя плотность компоновки ОЭТК, кг/м ³	180.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.020
Коэффициент рациональности компоновки	1.300
Коэффициент превышения диаметра конструкции отсека	1.200
Коэффициент превышения длины конструкции отсека	1.200
Тип КА	средний

Результаты

Фокусное расстояние, м	8.571
Длина ОЭТК, м	2.143
Диаметр ОЭТК, м	0.659
Диаметр корпуса спецотсека КА, м	0.791
Длина корпуса спецотсека КА, м	2.571
Объем ОЭТК, м ³	0.732
Масса ОЭТК, кг	30.735
Максимальный приведенный момент инерции телескопа, кг·м ²	9.689
Мощность энергопотребления, Вт	0.615
Объем корпуса спецотсека КА	1.264

Система приема-передачи информации

Исходные данные

Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с	1.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с	1.000
Скорость передачи информации, Мбит/с	5.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м ³	300.000

Результаты

Масса СППИ, кг	5.000
Объем аппаратуры СППИ, м ³ , кг	0.017
Мощность аппаратуры СППИ, Вт	5.000
Момент инерции аппаратуры СППИ, кг·м ²	2.615

Высокоскоростная радиолиния

Исходные данные

Скорость передачи информации, Мбит/с	1.000
Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с	0.300
Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с	1.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м ³	30.000

Результаты

Масса ВРЛ, кг	1.500
Объем аппаратуры ВРЛ, м ³	0.050
Момент инерции аппаратуры ВРЛ, кг·м ²	0.785
Мощность аппаратуры ВРЛ, Вт	1.500

Прочие элементы целевой аппаратуры

Исходные данные

Доля прочих элементов от массы целевой аппаратуры, %	2.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м ³	300.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.250

Результаты

Масса прочих элементов ЦА, кг	0.760
Мощность прочих элементов ЦА, Вт	0.190
Момент инерции прочих элементов ЦА, кг·м ²	0.397
Объем прочих элементов ЦА, м ³	0.003

Бортовой комплекс управления

Результаты

Масса БКУ, кг	50.023
Момент инерции БКУ, кг·м ²	26.165
Объем, занимаемый аппаратурой и агрегатами БКУ, м ³	0.041
Средняя мощность энергопотребления БКУ, Вт	67.206

Силовой гироскопический комплекс

Исходные данные

Время целевой работы на одном витке, мин	50.000
Количество снимаемых объектов за виток	100
Максимальный угол поворота КА от надира, град	45.000
Допустимая угловая скорость прецессии рамки СГК, град/с	10.000
Угловая скорость ротора гиросприбора, об/мин	7200.000
Средняя плотность ротора гиросприбора, кг/м ³	2700.000
Масса электронного блока в % от массы ГП	40.000
Плотность электронного блока гиросприбора, кг/м ³	700.000
Коэффициент превышения массы ГП над массой ротора ГП	1.300
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	2.000

Результаты

Среднее время, между съемками целей, с	40.000
Максимальное угловое ускорение при повороте КА, град/с	0.200
Максимальный управляющий момент КА·Н м ·1000	1069.709
Кинетический момент КА, Н·м·с	16.046
Потребный кинетический момент ротора гиросприбора Н· м· с	6.129
Момент инерции ротора гиросприбора кг·м ² ·10 ³	8.129

Радиус ротора гироприбора, м	0.072
Средний радиус гироприбора, м	0.157
Объем ротора гироприбора, л	1.555
Объем гироприбора, л	2.021
Объем электронного блока гироприбора, л	2.339
Масса ротора гироприбора, кг	3.148
Масса гироприбора, кг	4.092
Масса электронного блока гироприбора, кг	1.637
Масса одного ГП с ЭП, кг	5.729
Максимальная угловая скорость КА, град/с ²	106.828
Масса СГК (4 ГП с ЭБ), кг	22.918
Объем СГК, л	3.576
Мощность потребления электричества СГК, Вт	45.835
Максимальный приведенный момент инерции СГК, кг·м ²	11.987
СУД (ССКМ)	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов ССКМ в % от массы КА	1.000
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки аппаратуры ССКМ, кг/м ³	700.000
Плотность конструкционного материала штанг, кг/м ³	2700.000
Доля массы штанг от массы всей ССКМ, %	70.000
Коэффициент заполнения штанг ССКМ конструкционным материалом, %	30.000
<u>Результаты</u>	
Масса аппаратуры ССКМ, кг	1.815
Масса штанг ССКМ, кг	4.234
Объем штанг ССКМ, дм ³	0.001
Объем аппаратуры ССКМ, м ³	0.003
Масса ССКМ, кг	6.049
Объем ССКМ, м ³	0.003
Мощность аппаратуры ССКМ, Вт	1.815
Приведенный к габаритам КА момент инерции ССКМ, кг·м ²	3.164
СТКРП	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов СТКРП в % от массы КА	1.000
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока СТКРП, кг/м ³	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса СТКРП, кг	6.049
Объем приборов СТКРП, м ³	0.009
Мощность энергопотребления, Вт	6.049
Максимальный приведенный момент инерции СТКРП, кг·м ²	3.164
БА КИС	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов КИС в % от массы КА	0.750
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м ³	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса КИС, кг	4.537
Объем приборов КИС, м ³	0.006
Мощность энергопотребления КИС, Вт	4.537
Момент инерции аппаратуры КИС, приведенный к габаритам КА, кг·м ²	2.373
БИТС	
<u>Исходные данные</u>	
Приведенный к габаритам КА момент инерции БИТС, кг·м ²	0.700
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м ³	700.000
<u>Результаты</u>	

Масса БИТС, кг	4.234
Объем приборов БИТС, м ³	0.006
Мощность энергопотребления БИТС, Вт	4.234
Момент инерции аппаратуры БИТС, приведенный к габаритам КА, кг·м ²	2.215
БВС	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов БИТС в % от массы КА	0.700
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м ³	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса БВС, кг	4.234
Объем аппаратуры БВС, м ³	0.006
Мощность энергопотребления БВС, Вт	4.234
Момент инерции аппаратуры БВС, приведенный к габаритам КА, кг·м ²	2.215
Прочие системы БА	
<u>Исходные данные</u>	
Доля прочих элементов от массы БКУ, %	4.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м ³	300.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.250
<u>Результаты</u>	
Масса прочих элементов БКУ, кг	2.001
Объем прочих элементов БКУ, м ³	0.007
Мощность прочих элементов БКУ, Вт	0.500
Момент инерции прочих элементов БКУ, кг·м ²	1.047
Система обеспечения теплового режима	
<u>Результаты</u>	
Масса СОТР, кг	21.765
Объем элементов СОТР, кг	0.258
Приведенный момент инерции СОТР, кг·м ²	11.384
Средняя мощность энергопотребления СОТР, Вт	22.685
Система обеспечения теплового режима (Пассивные элементы)	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная масса матов ЭВТИ, кг/м ²	0.800
Средняя толщина ЭВТИ, мм	20.000
Коэффициент покрытия ЭВТИ наружной поверхности КА, %	80.000
<u>Результаты</u>	
Средняя площадь наружной поверхности КА, м ²	10.378
Средняя площадь ЭВТИ, м ²	8.303
Масса ЭВТИ, кг	6.642
Объем ЭВТИ, кг	0.208
Максимальное значение приведенного момента инерции ЭВТИ, кг·м ²	3.474
Система обеспечения теплового режима (Активные элементы)	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса СТР	0.800
Удельная мощность электропотребления приборов и агрегатов СТР, Вт/кг	1.500
Средняя плотность приборов и агрегатов СТР, кг/м ³	300.000
Доля теплоносителя в массе СТР, %г	40.000
<u>Результаты</u>	
Масса СТР, кг	15.123
Масса теплоносителя СТР, кг	6.049
Масса СТР без теплоносителя, кг	9.074
Объем элементов СТР, кг	0.050
Мощность приборов и агрегатов СТР, Вт/кг	22.685
Максимальное значение момента инерции СОТР, кг·м ²	7.910
Система энергоснабжения	
<u>Исходные данные</u>	
Доля собственного электропотребления СЭП, %	7.000

Период обращения КА за виток, мин	100.000
Время целевой работы КА на одном витке, мин	50.000
КПД комплекса автоматики и стабилизации (КАС), %	90.000
КПД аккумуляторных батарей (АБ), %	90.000
Среднее напряжение на борту КА, В	27.000
КПД разрядного устройства, %	90.000
КПД зарядного устройства, %	95.000
Коэфф. запаса для выхода из авар. ситуаций, %	60.000
Коэфф. запаса для спецрешения, %	40.000
Допустимая остаточная мощность АБ за срок АС, %	70.000
Результаты	
Мощность собственного электропотребления СЭП, Вт	6.989
Мощность электропотребления КА, Вт	106.828
Среднесуточный косинус альфа	0.356
Потребная мощность батареи фотоэлектрической, Вт	2373.951
Максимальное значение тока, А	87.924
Мощность потребления КА в тени, Вт	92.534
Мощность КА при целевой работе, Вт	121.121
Необходимая энергия АБ, Вт·час	208.241
Минимально необходимая емкость АБ, А·час	7.713
Емкость АБ с учетом запасов, А·час	15.425
Емкость АБ с учетом срока АС, А·час	22.036
Аккумуляторные батареи	
Исходные данные	
Удельная мощность АБ, А·час/кг	1.200
Количество АБ, шт	4
Плотность компоновки АБ, кг/м ³	2000.000
Результаты	
Масса всех АБ, кг	18.363
Масса одной АБ, кг	4.591
Объем одной АБ, м ³	0.002
Объем всех АБ, м ³	0.009
Средний линейный размер одной АБ, м	0.132
Собственный момент инерции АБ, кг·м ²	0.013
Момент инерции всех АБ относ. поперечн. оси КА, кг·м ²	3.466
Приборы КАС	
Исходные данные	
Удельная мощность стабилизатора напряжения, Вт/кг	275.000
Плотность компоновки стабилизатора напряжения, кг/м ³	1700.000
Удельная мощность зарядного устройства, Вт/кг	225.000
Плотность компоновки зарядного устройства, кг/м ³	1700.000
Удельная мощность разрядного устройства, Вт/кг	325.000
Плотность компоновки разрядного устройства, кг/м ³	1700.000
Коэффициент доли корпусных частей и прочих элементов КАС, %	50.000
Процент увеличения объема КАС с учетом объемов корпуса и проч. элементов	10.000
Результаты	
Масса стабилизатора напряжения, кг	0.388
Объем стабилизатора напряжения, м ³	0.82
Масса зарядного устройства, кг	0.411
Объем зарядного устройства, м ³	0.001
Масса разрядного устройства, кг	0.373
Объем разрядного устройства, м ³	0.001
Масса КАС, кг	3.524
Объем КАС, м ³	0.002
Масса КАС с корпусом и прочими элементами, кг	5.286
Объем КАС с учетом корпусных частей и проч. элементов, м ³	0.002

Приведенный момент инерции КАС, кг/м ²	2.765
Солнечные батареи	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная мощность ФЭП на конец срока АС, Вт/м ²	130.000
Коэффициент заполнения площади панелей СБ фотоэлементами	0.970
Поправочный коэффициент	1.000
Удельная масса конструкции панелей СБ, кг/м ²	1.600
Количество панелей СБ	4
<u>Результаты</u>	
Площадь панелей СБ, м ²	18.826
Масса панелей СБ, кг	30.122
Площадь одной панели СБ, м ²	4.706
Масса одной панели СБ, кг	7.530
Длина одной панели СБ, м	2.169
Ширина одной панели СБ, м	2.169
Момент инерции панели СБ, кг·м ²	2.953
Момент инерции всех панелей СБ, кг·м ²	21.765
Корректирующая двигательная установка	
<u>Исходные данные</u>	
Конструктивная характеристика	3.500
Средний коэффициент незаполнения топливных баков, %	5.000
Превышение объема КДУ над объемом баков, %	1.500
Превышение объема отсека КА, над объемом КДУ	1.500
Диаметр отсека КДУ, м	2.000
Удельная мощность электропотребления автоматики КДУ, Вт/кг	0.010
<u>Результаты</u>	
Расчетное значение массы КДУ, кг	308.945
Масса конструкции КДУ, кг	88.270
Объем окислителя, м ³	0.101
Объем горючего, м ³	0.076
Объем баков окислителя, м ³	0.106
Объем баков горючего, м ³	0.080
Объем баков окислителя и горючего, м ³	0.186
Объем, занимаемый КДУ, м ³	0.279
Объем, занимаемый отсеком КА, в котором находится КДУ, м ³	0.418
Высота цилиндра, в который должна вписаться КДУ	0.266
Средняя плотность цилиндра, кг/м ³	738.894
Момент инерции относительно оси цилиндра, кг·м ²	154.473
Момент инерции относительно оси, перпендикулярной оси цилиндра, кг·м ²	79.060
Момент инерции КДУ, приведенный к габаритам КА, кг·м ²	161.596
Среднесуточная мощность электропотребления КДУ, Вт	3.089
Характеристическая скорость	
<u>Исходные данные</u>	
Высота рабочей круговой орбиты КА, км	600.000
Высота исходной круговой орбиты, км	200.000
Угол наклона рабочей орбиты КА, град	98.300
Угол наклона исходной орбиты (после отделения КА от РН), град	98.300
Добавка характеристической скорости для захоронения КА, м/с	150.000
<u>Результаты</u>	
Добавка характеристической скорости для перехода на эллиптическую переходную орбиту, м/с	114.193
Добавка характеристической скорости для перехода с эллиптической переходной орбиты, на круговую рабочую орбиту, м/с	112.518
Добавка характеристической скорости для изменения угла наклона плоскости орбиты, м/с	0.000
Добавка характеристической скорости для восстановления высоты орбиты (после аэродинамического торможения КА), м/с	0.000

Добавка характеристической скорости для схода с рабочей орбиты КА на низкую круговую орбиту (для подготовки к захоронению), м/с	112.518
Общая потребная характеристическая скорость с учетом захоронения, м/с	389.230
Масса топлива	
<u>Исходные данные</u>	
Удельный импульс, м/с	3270.000
Коэффициент незабора топлива, %	5.000
Гарантийный запас топлива, %	5.000
Срок активного существования КА, сут	1095
Периодичность астрокоррекции, час	18
Расход топлива на одну операцию (по статистике), кг	0.100
Отношение массы окислителя к массе горючего	2.680
Плотность окислителя, кг/м ³	1590.000
Плотность горючего, кг/м ³	790.000
<u>Результаты</u>	
Расчетное значение массы топлива для реализации характеристической скорости КА, кг	67.887
Масса топлива с учетом незабора и гарантийных запасов, кг	74.675
Масса топлива с учетом сброса кинетического момента СГК, кг	220.675
Масса окислителя, кг	160.709
Масса горючего, кг	59.966
Конструкция	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса конструкции, %	15.000
Плотность материала конструкции, кг/м ³	2700.000
Коэффициент пустотности конструкции, %	70.000
<u>Результаты</u>	
Масса конструкции КА, кг	90.745
Объем, занимаемый конструкцией КА (без учета внутренних объемов отсеков), м ³	0.112
Приведенный момент инерции конструкции КА, кг·м ²	47.465
БКС и АФУ	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса БКС (от массы КА), %	1.300
Относительная масса АФУ (от массы КА) %	1.300
Плотность компоновки БКС, кг/м ³	700.000
Плотность компоновки АФУ, кг/м ³	300.000
<u>Результаты</u>	
Масса БКС, кг	7.865
Объем, занимаемый БКС, м ³	0.011
Масса АФУ, кг	7.865
Объем, занимаемый АФУ, м ³	0.026
Масса БКС и АФУ, кг	15.730
Объем, занимаемый БКС и АФУ, м ³	0.037
Приведенный момент инерции БКС, кг·м ²	4.114
Приведенный момент инерции АФУ, кг·м ²	2.598
Прочие элементы	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса прочих элементов (от массы КА), %	1.300
Плотность компоновки прочих элементов КА, кг/м ³	300.000
Удельная мощность электропотребления прочих элементов КА, Вт/кг	0.250
<u>Результаты</u>	
Масса прочих элементов КА, кг	7.865
Объем, занимаемый прочими элементами КА, м ³	0.026
Приведенный момент инерции прочих элементов КА, кг·м ²	4.114
Мощность электропотребления прочих элементов КА, Вт	1.966
Резерв	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса резерва (от массы КА), %	3.000

Удельная мощность электропотребления резерва масс КА, Вт/кг	0.200
Средняя плотность компоновки резерва масс КА, кг/м ³	500.000
<u>Результаты</u>	
Масса резерва КА, кг	18.150
Объем, занимаемый резервом масс КА, м ³	0.036
Приведенный момент инерции резерва масс КА, кг·м ²	4.114
Мощность электропотребления прочих масс КА, Вт	3.630

6 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ, БОРТОВЫХ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СИСТЕМ И КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

После согласования компоновочной схемы можно приступить к работе в системе твердотельного моделирования.

Отдельные компоненты КА, разработанные в CAD-системе SolidWorks, представлены на рисунках 23 – 35.

На рисунках 23 – 27 приведены отдельные компоненты КДУ и КДУ в целом, на рисунках 28 – 32 приведены модели агрегатов КАН без детализации их компонентов.

На рисунках 33-35 показаны: внешний облик КАН, вид КА со снятыми сотовыми панелями и КАН в разрезе.

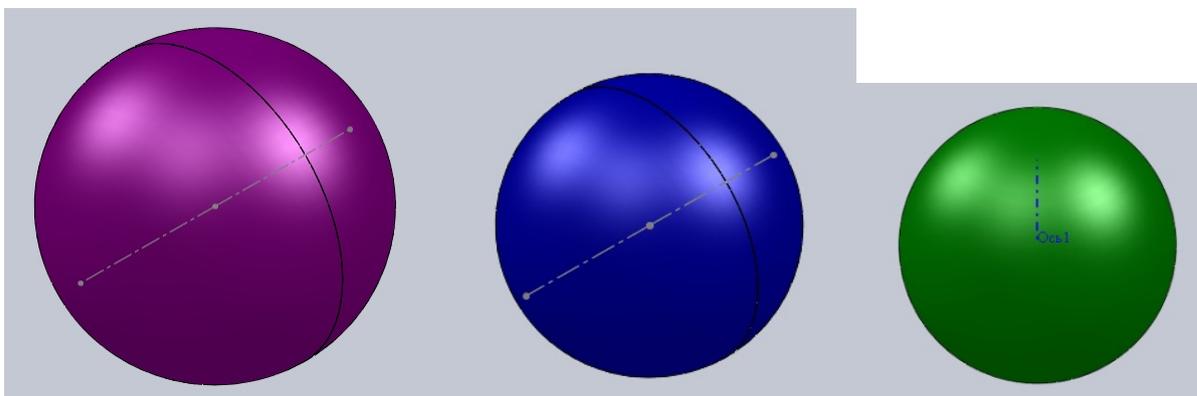


Рисунок 23 – Баки горючего, окислителя и наддува

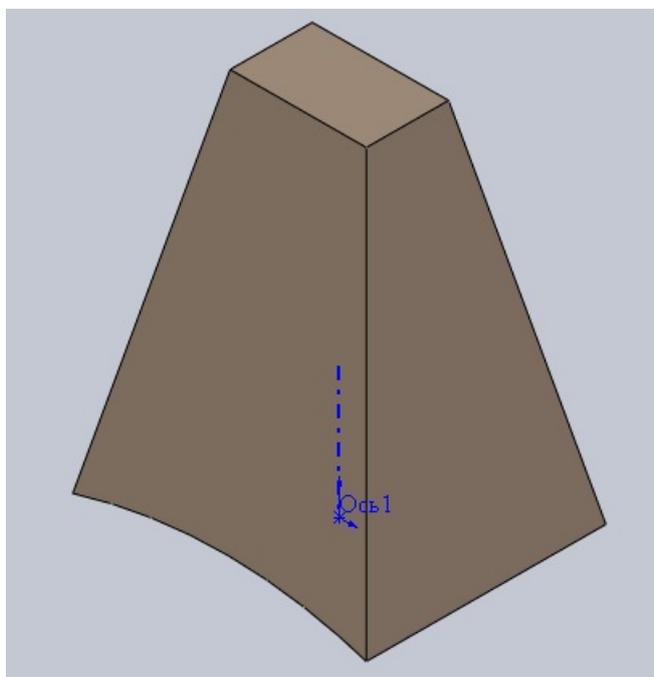


Рисунок 24 – Двигатель ориентации

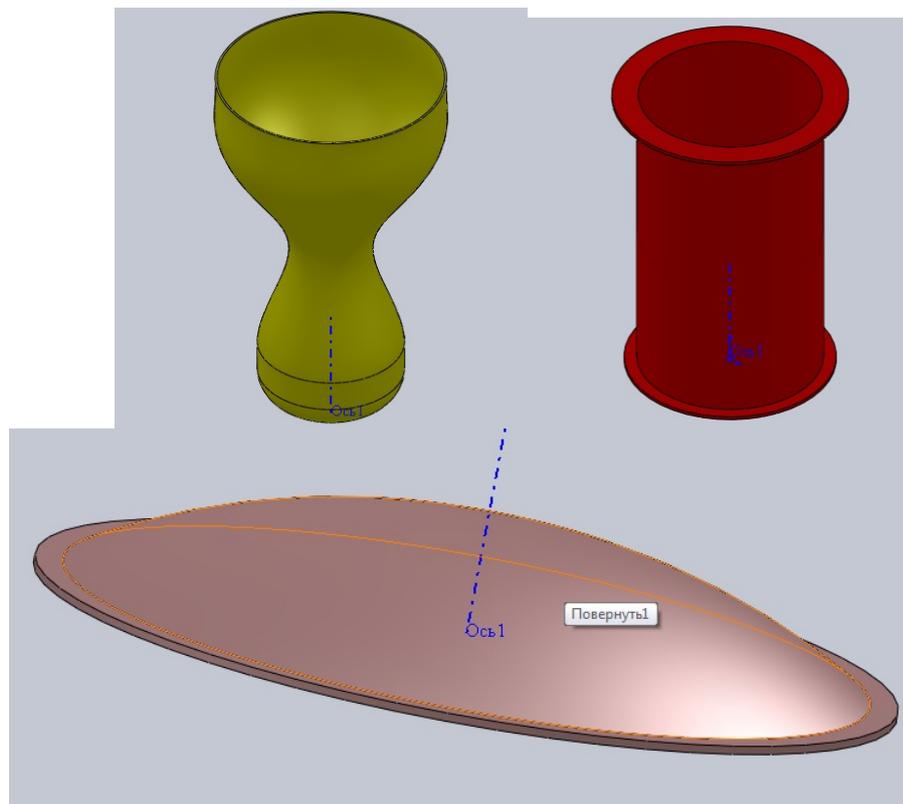


Рисунок 25 – Элементы ДУ

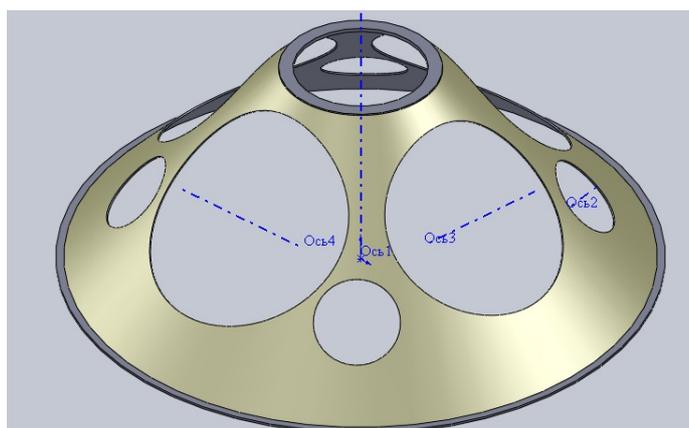


Рисунок 26 - Силовой конус

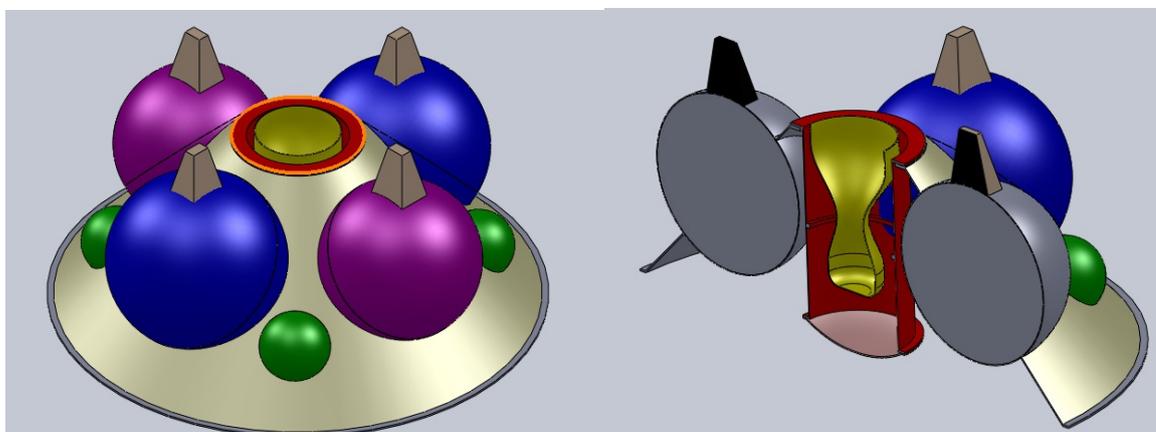


Рисунок 27 – Комплексная двигательная установка (справа - в разрезе)

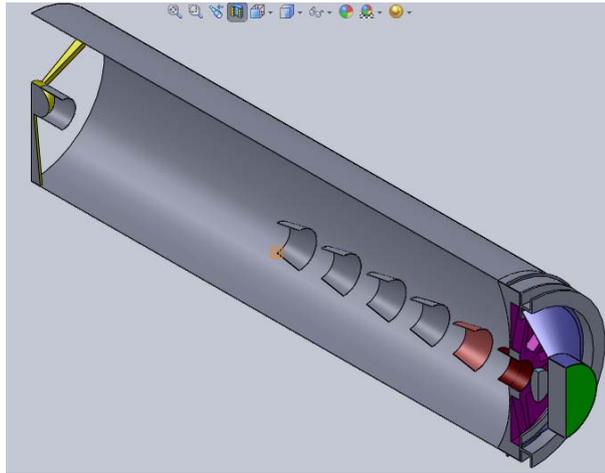


Рисунок 28 – ОЭТК в разрезе

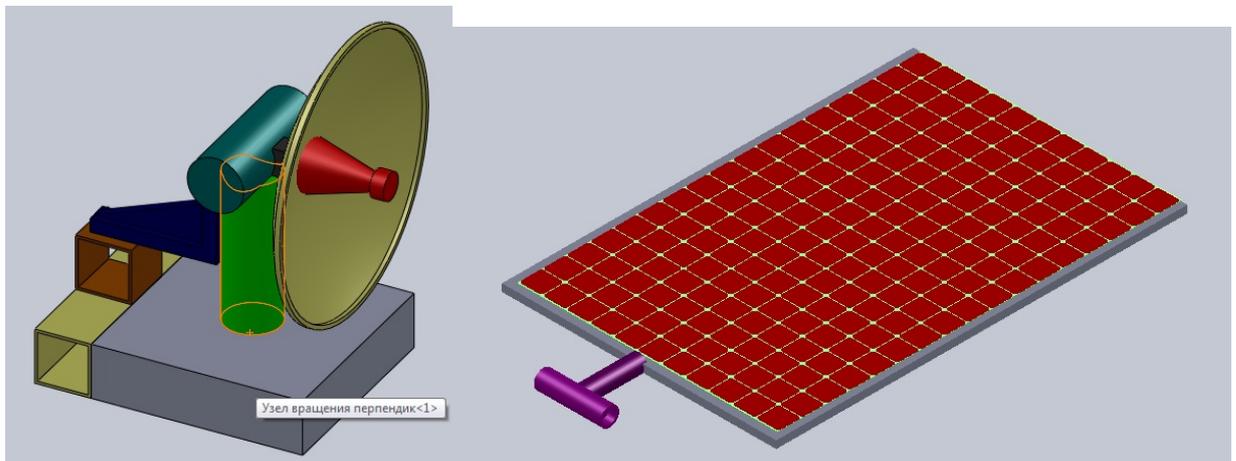


Рисунок 29 – Модели устройств ВРЛ и СБ

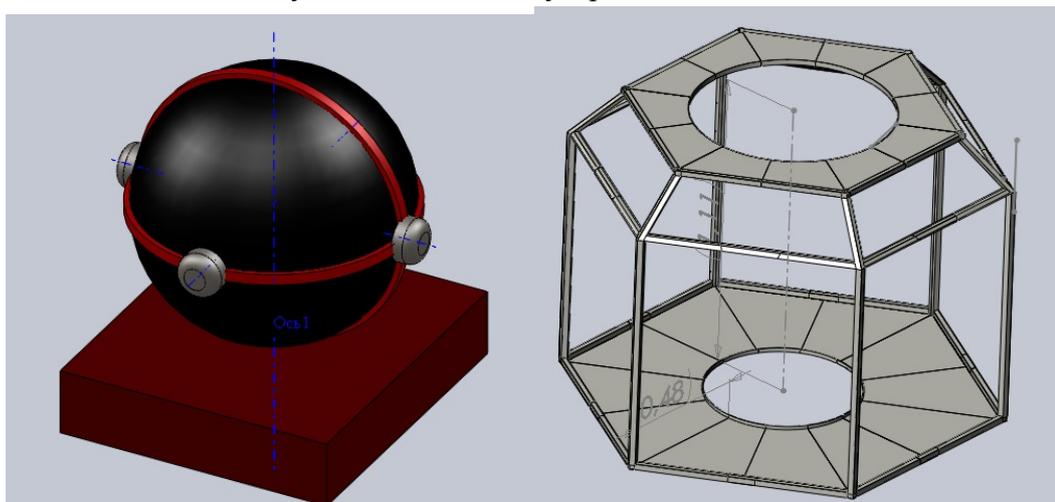


Рисунок 30 – Модели устройств СГЛ и рамы корпуса

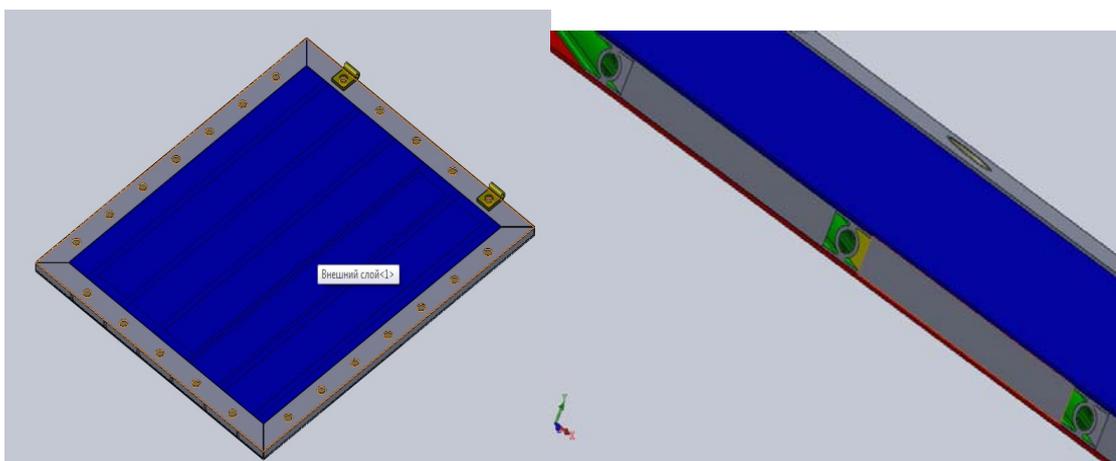


Рисунок 31 – Сотовая панель с тепловыми трубами (справа в разрезе)

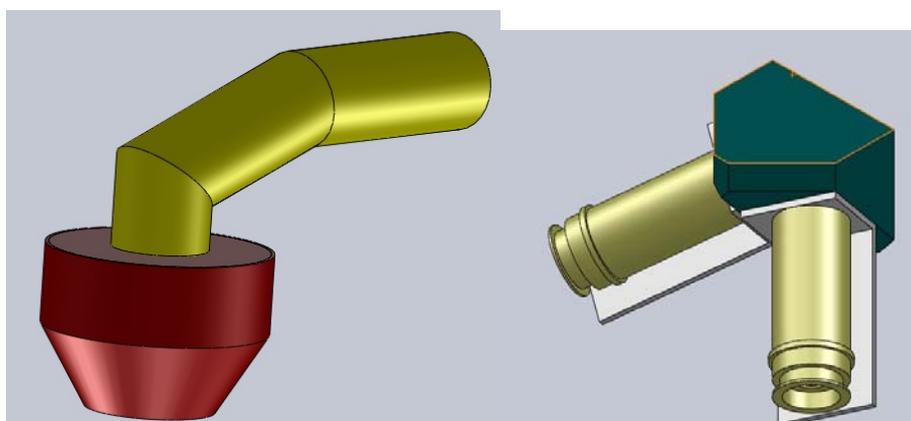


Рисунок 32 – Модели устройств прибора инфракрасной вертикали и звездного датчика

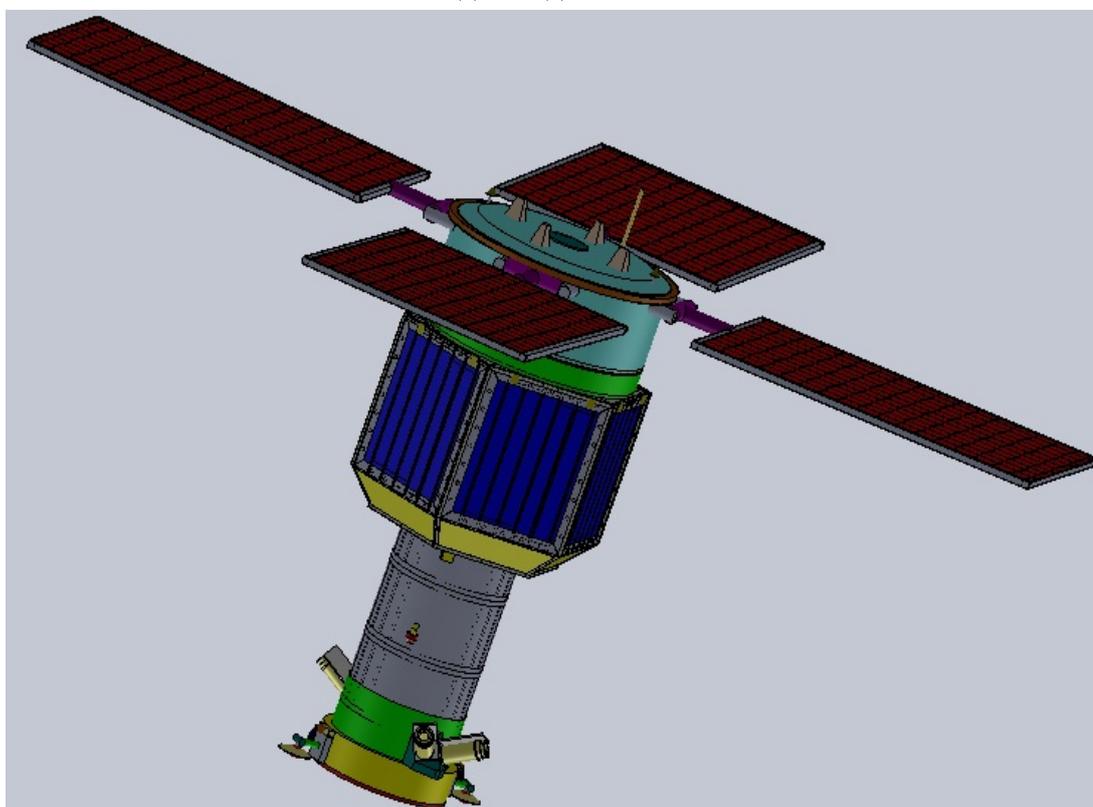


Рисунок 33 – Внешний облик КАН

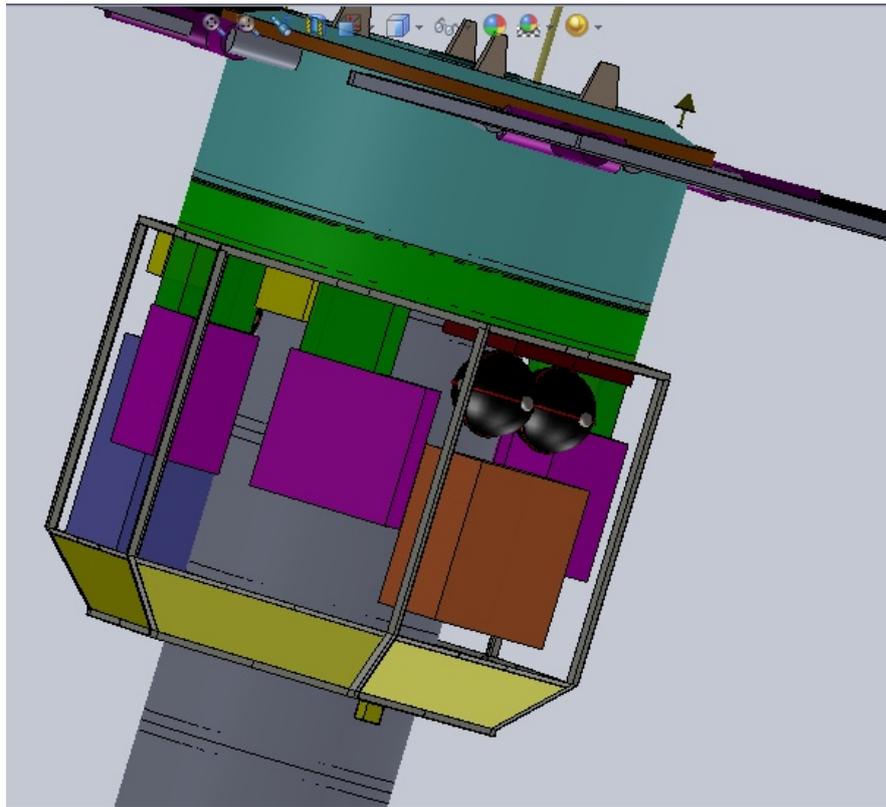


Рисунок 34 – Вид КА со снятыми сотопанелями

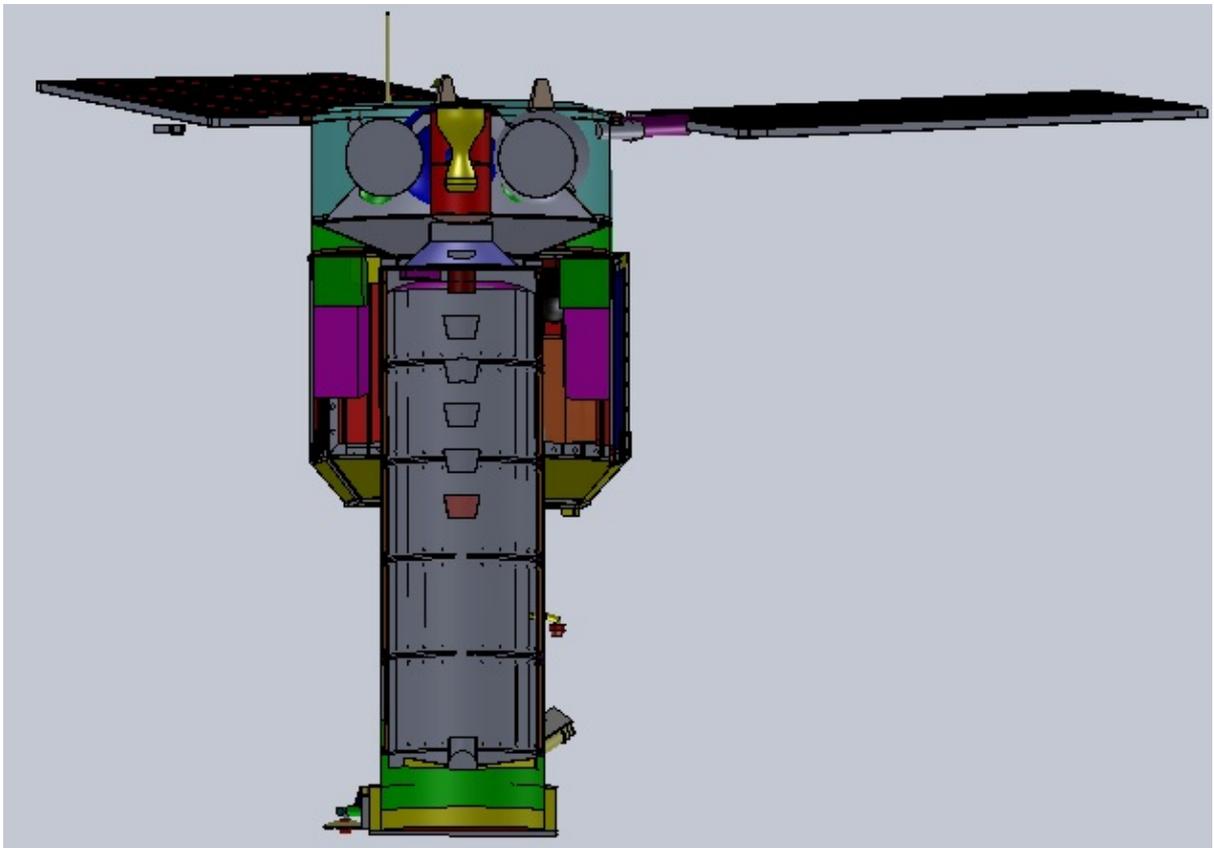


Рисунок 35 – КАН в разрезе

7 УТОЧНЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ МАССОВОЙ СВОДКИ И РАСЧЕТ ЦЕНТРОВЫЧНЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

7.1 Уточнение массовой сводки

В данном подразделе производится сравнение массовых характеристик отдельных компонентов КАН и аппарата в целом, полученных в системе твердотельного моделирования SolidWorks и рассчитанных с помощью программного обеспечения «Sintez2». Пример результатов подобных расчетов приведен в табл. 7.

Таблица 7 – Массовая сводка отдельных компонентов КАН

Объект	Масса объекта в Solid Works, кг	Масс объекта в «Sintez2», кг
Космический аппарат наблюдения	674	605
КДУ	277	309
Окислитель (НДМГ)	80	160
Горючее (АТ)	30	59
ОЭТК	80	31
СГК	28	23
ВРЛ	1,4	1,5
СОТР	22	21
Солнечная батарея	9	7,5
Аккумуляторная батарея	3,1	6,5
БКУ	15	20

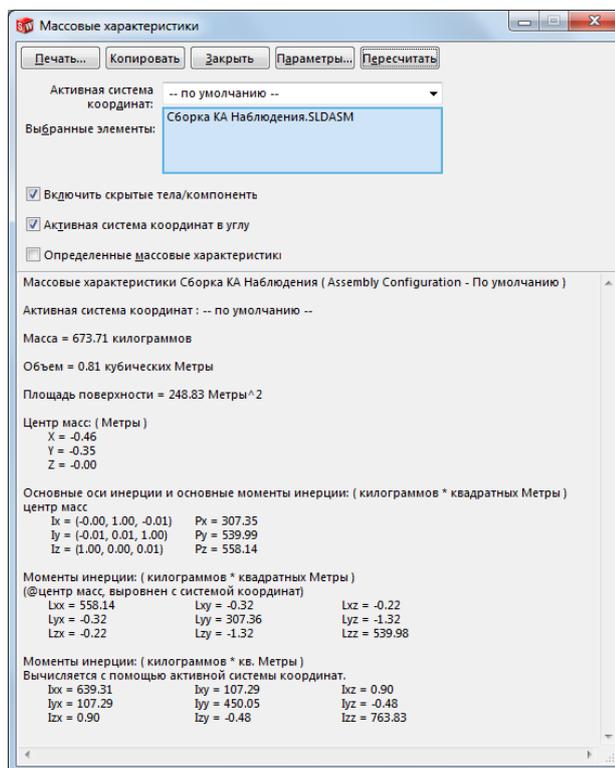


Рисунок 36 – Центровочные и инерционные характеристики КА

Производится анализ возможных причин полученных расхождений и принимается решение об уточнении характеристик отдельных систем.

В дальнейшем масса КА уточняется по результатам прочностных расчётов.

7.2 Расчет центровочных и инерциальных характеристик

С помощью программы Solid Works рассчитываются центровочные и инерционные характеристики всего космического аппарата. Пример результатов расчета приведены на рисунке 36.

8 ВЫБОР СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ОРБИТУ

Для выбора средств выведения сначала необходимо подобрать грузоподъёмность ракеты-носителя с учетом габаритных ограничений под головным обтекателем, а затем сравнить стоимости подходящих ракет-носителей с учётом стоимости запуска и осуществить выбор по критерию минимальной стоимости.

В таблицах 8 и 9 представлены сравнительные характеристики РН тяжелого и легкого классов соответственно.

Таблица 8 – Сравнение характеристик РН тяжелого класса

РН	Страна	Стартовая масса, т	Масса ПН, т			Диаметр ГО, м	Успешность пусков, %	Цена пуска, млн.\$
			НОО	ГПО	ГСО			
Протон	Россия	705	23	6,15	3,25	4,35	91	80-100
Ariane 5	Евросоюз	780	20	10	-	5,4	97	220
Зенит-3SL	Украина	473	13,7	6,06	2,6	4,15	90	45-80
Delta IV	США	399	13,5	5,5	3,12	5,1	100 (1 пуск)	170
Великий поход – 3В	Китай	426	11,2	5,1	2	4,2	88	50-70

Таблица 9 – Сравнение характеристик РН легкого класса

РН	Страна	Стартовая масса, т	Масса ПН, т			Успешность пусков, %	Цена пуска, млн.\$
			НОО	ГПО	ГСО		
Днепр	Россия/ Украина	211	3,7	-	2,3	94	30,7
Рокот	Россия	107,5	2,1	-	1,6	89	22,5
Вега	Евросоюз	137	2,3	-	1,6	100 (1 пуск)	42
Циклон-4	Украина	193	5,5	1,6	3,7	Запуск – конец 2013	23
Союз 2.1в	Россия	160	2,8	-	1,4	Запуск – конец 2012	22*

*-экспертная оценка

Разрабатываемая космическая система наблюдения включает в себя 3 космических аппарата массой 0,67 т, длиной 3 м и диаметром 1,2 м каждый.

Анализ данных показывает, что в данном случае для запуска всех КА, входящих в систему, следует выбрать ракету-носитель «Рокот». Стоимость доставки составит примерно 22,5 млн. долларов, что является наиболее экономически выгодным вариантом.

Если масса КА будет больше, то следует использовать ракеты-носители «Союз» или «Протон».

Для вывода на рабочую орбиту относительно тяжёлых спутников следует использовать разгонный блок, например, «Фрегат» или «Бриз». Средняя масса таких блоков составляет 6 т.

Важным фактором, влияющим на выбор РН, является также её надёжность: вполне резонно предпочесть несколько более дорогую, но более надёжную ракету-носитель. Окончательный выбор осуществляет лицо, принимающее решение.

9 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

9.1 Описание конструкции КАН

Основными составными частями КАН являются:

- комплексная двигательная установка;
- оптико-электронный телескопический комплекс;
- ВРЛ;
- солнечные батареи;
- аккумуляторные батареи;
- силовой гироскопический комплекс;
- рама корпуса;
- система терморегулирования с тепловыми трубами.

Комплексная двигательная установка

Комплексная двигательная установка включает:

- силовой конус для размещения топливных баков и передачи усилия на корпус отсека КА, сопрягаемого с КДУ;
- два тонкостенных топливных бака сферической формы;
- два тонкостенных бака окислителя сферической формы;
- четыре шар-баллона, предназначенных для наддува баков и работы автоматики;
- корпус в виде пустотелого цилиндра для размещения двигателя и экранирования тепловых потоков;
- двигатель в виде камеры сгорания и сопловой части и с элементами крепления к корпусу цилиндра;
- четыре узла для размещения рулевых двигателей малой тяги.

Оптико-электронный телескопический комплекс

Оптико-электронный телескопический комплекс включает в себя следующие компоненты:

- главное зеркало параболической формы с центральным отверстием;
- силовой шпангоут для установки главного зеркала в корпус КА и тепловой развязки ГЗ от корпуса КА;
- корпус ОЭТК в виде поверхности цилиндра, на внутренней части которого располагаются кольца для уменьшения светотражения;
- линзовый корректор в форме выпуклой линзы, установленный в центральном отверстии главного зеркала;
- фокальный узел в виде усечённого конуса;
- вторичное выпуклое зеркало (ВЗ), закреплённое на поверхности узла подстройки в форме цилиндра;
- три элемента крепления вторичного зеркала;
- цилиндрические бленды, примыкающие ко вторичному зеркалу и центральному отверстию главного зеркала;
- конические бленды, которые размещаются вдоль оси ОЭТК (для уменьшения световых потоков от ГЗ ко вторичному зеркалу).

Высокоскоростная радиолиния

Основными компонентами высокоскоростной радиолинии являются:

- корпус в виде четырёхугольной призмы небольшой высоты;
- профиль крепления антенны к корпусу длинный (пустотелый, прямоугольного сечения);
- профиль крепления антенны к корпусу короткий (пустотелый, прямоугольного сечения);
- кронштейн крепления поворотного узла к профилю;
- узел вращения антенны относительно оси, перпендикулярной плоскости призмы в виде цилиндра;
- узел вращения антенны относительно оси, параллельной плоскости призмы в виде цилиндра;
- шайбу установки корпуса антенны;
- элемент крепления узла вращения к шайбе;
- зеркало антенны в виде части поверхности сферы;
- директор антенны в виде конуса.

Солнечные батареи

Каждая из солнечных батарей представляет собой сборку из трех плоских панелей, состоящую из пустотелого каркаса прямоугольной формы (рамы), сетки с прикреплёнными фотопреобразователями, узла крепления и поворота панели СБ и кронштейна крепления этого узла к корпусу КА.

Форма панели – удлинённый прямоугольник.

Количество солнечных батарей на КА – 4 шт.

Аккумуляторные батареи

Аккумуляторная батарея состоит из герметичного корпуса, серебряных пластин, цинковых пластин, положительных и отрицательных клемм.

Силовой гироскопический комплекс

Гироскоп представляет собой двухстепенной силовой гироскоп, прикрепляемый к рамам корпуса.

Силовой гироскоп состоит из корпуса гироскопа (внешняя неподвижная рамка), ротора гироскопа, оси вращения внутренней рамки, внутренней подвижной рамки.

Рама корпуса

Рама корпуса КАН представляет собой шестиугольную призму.

Форма сечения поперечных и продольных стержней рамы – пустотелый прямоугольный профиль из алюминиевого сплава, обеспечивающий в дальнейшем сопряжение с плоскими разъёмными панелями стенок корпуса КА.

Угловые узлы (места сопряжения нескольких профилей) должны изготавливаться отдельно от рядовых стержней (профилей) рамы. Способ соединения угловых узлов и рядовых стержней – сварка.

Система терморегулирования с тепловыми трубами

Тепловые трубы устанавливаются между двумя несущими стенками, выполненными из конструкционного материала. Свободные внутренние полости заполняются стеклосотами (на рис. 31 не показаны). Таким образом, получается трехслойная конструкция с дополнительным подкрепляющим набором в виде тепловых труб. На стенку этой трехслойной конструкции, обращенную внутрь космического аппарата, наносится специальная теплопроводная паста (в местах установки приборов) и устанавливаются приборы.

9.2 Отделение КА от ракеты-носителя и функционирование при подготовке к целевой работе

После прохождения ракетой-носителем плотных слоев атмосферы срабатывают пирозамки, и створки головного обтекателя сбрасываются.

Ракета-носитель выводит КА на опорную орбиту, далее с помощью разгонного блока совершается 3-х импульсный маневр для перехода на рабочую орбиту. После того, как достигнута нужная высота, срабатывают пирозамки, соединяющие адаптер и опорный шпангоут КА, вследствие чего КА отделяется от адаптера. Далее определяется положение КА в пространстве системой ориентации. КА принимает рабочее положение при помощи корректирующей двигательной установки. Раскрываются панели солнечных батарей. Открывается крышка телескопа, и КА готов к целевому функционированию.

10 ОЦЕНКА СТОИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

10.1 Статистические данные по стоимости создания КА и КС наблюдения

Стоимость КАН зависит от многих факторов и поэтому весьма различается.

Часто стоимость дана в различных валютах, относится к разным годам (год определяет как инфляцию, так и мировую конъюнктуру стоимости пусков), к программам, связанным с запусками КА на разные орбиты. Некоторые показатели стоимости характеризуют себестоимость пуска, другие источники дают стоимость пуска для заказчика. Поэтому стоимость можно оценить лишь приблизительно.

Стоимостные характеристики выбранных прототипов КА

Разработку спутника Pleiades осуществил европейский консорциум EADS-Astrium совместно с компанией Thales Alenia Space (разработчик оптической системы) по контракту стоимостью € 314 млн.

Космическая система COSMO-SkyMed в составе 4 космических аппаратов разработана по заказу Космического агентства Италии (ASI) и Министерства обороны Италии (IMD). Стоимость контракта составила 900 млн. евро (из них 116 млн. евро израсходованы на создание и запуск четвертого КА). Доля Минобороны Италии в контракте составляет 155 млн. евро.

Стоимость спутника *Ikonos* составляет, по разным данным, от 45 до 64 млн. долларов.

Стоимость разработки различных КС наблюдения

В таблице 10 приведены стоимостные характеристики различных КС наблюдения.

Таблица 10 – Стоимостные характеристики КС наблюдения

Наименование системы (страна)	Разработчик / заказчик	Состав системы	Стоимость системы
SkyMed/COSMO (Италия)	Alenia Aerospazio / Космическое агентство ASI	3 КА с ОЭА, 4 КА с РСА (по 600 кг)	565 млн. евро (814 млн. долл.)
3S-Spot (Франция)	Alcatel Espace, MMS / Космическое агентство, МО	Малые КА массой 500 кг	565 млн. евро (814 млн. долл.)
Pleides (Франция)	Alcatel Espace, MMS / Космическое агентство, МО	Малые КА с РСА до 1 т	Менее 1 млрд. долл.
RapidEye (Германия)	Kayser Threde GmbH / RapidEye AG	8-10 КА массой по 500 кг	-
SAR Lupe (Германия)	Dornier, OHB-System / МО Германии	Малые КА с РСА	Стоимость НИР - 1 млн. долл.
ISHTAR (Испания)	Космическое агентство INTA	КА с ОЭА массой по 450 кг	95 млн. евро
David-Diamant (Израиль, Германия)	ELOP, OHB-System / Космические агентства Германии и Израйля	3 КА массой 180 кг	ЕС выделило 4,4 млн. долл.
TerraSAR (Германия, Великобритания)	Dornier, MMS-UK / Космические агентства Германии DLR и Великобритании BNSC, компания InfoTerra AG	2 КА по 2 т с РСА	640 млн. долл.
Ikonos(США)	-	2 КА и 3 НППИ	500 млн. долл.
David-1(Израиль, Германия)	-	-	10 млн. долл.

Resource		4 КА	400 млн. долл.
----------	--	------	----------------

10.2 Расчет стоимости КС и КА наблюдения

По данным CNET.News.com, средний уровень годового вознаграждения европейского инженера в 2006 г. составил \$72 тыс., японского - \$75,8 тыс., а американского - \$103,9 тыс. Средний заработок инженера в России составляет \$700 в месяц (\$8,5 тыс. в год).

Из вышесказанного можно сделать вывод, что при разработке КА, при прочих равных условиях, затраты на оплату инженерного и рабочего состава в среднем будут в 8 раз меньше, чем в упомянутых компаниях.

Пусть стоимость спутника *Pleiades* складывается из € 157 млн. стоимости сырья и прочих расходов, а также € 157 млн. заработной платы.

Тогда стоимость разрабатываемого КА можно оценить как

$$157 + \frac{157}{8} = 177 \text{ млн. €.}$$

Стоимость КСН в целом будет равной:

$$177 \cdot 3 = 531 \text{ млн. €.}$$

С учетом стоимости выведения КА на ракете-носителе «Рокот» и соотношения курсов евро и доллара, стоимость КСН составит

$$531 + 22,5 \cdot 1,3 = 560 \text{ млн. €.}$$

11 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПОД ГОЛОВНЫМ ОБТЕКАТЕЛЕМ И АНИМАЦИОННОЙ КАРТИНЫ ОТДЕЛЕНИЯ И РАЗВЕРТЫВАНИЯ КА

Схема размещения КА под головным обтекателем

На рисунке 37 представлена схема размещения КА под головным обтекателем ракеты-носителя.

Космический аппарат устанавливается на адаптер (в виде конической обечайки для крепления и отделения КА) под головной обтекатель.



Рисунок 37 – Установка КА под ГО

Иллюстрация отделения КА от РН

На рисунке 38 представлены фрагменты анимационной картины отделения КА от ракеты-носителя.

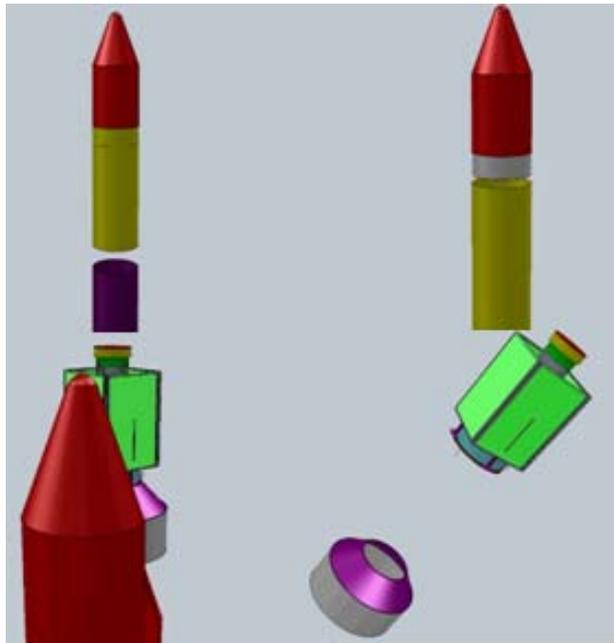


Рисунок 38 - Фрагменты анимационной картины отделения КА от ракеты-носителя

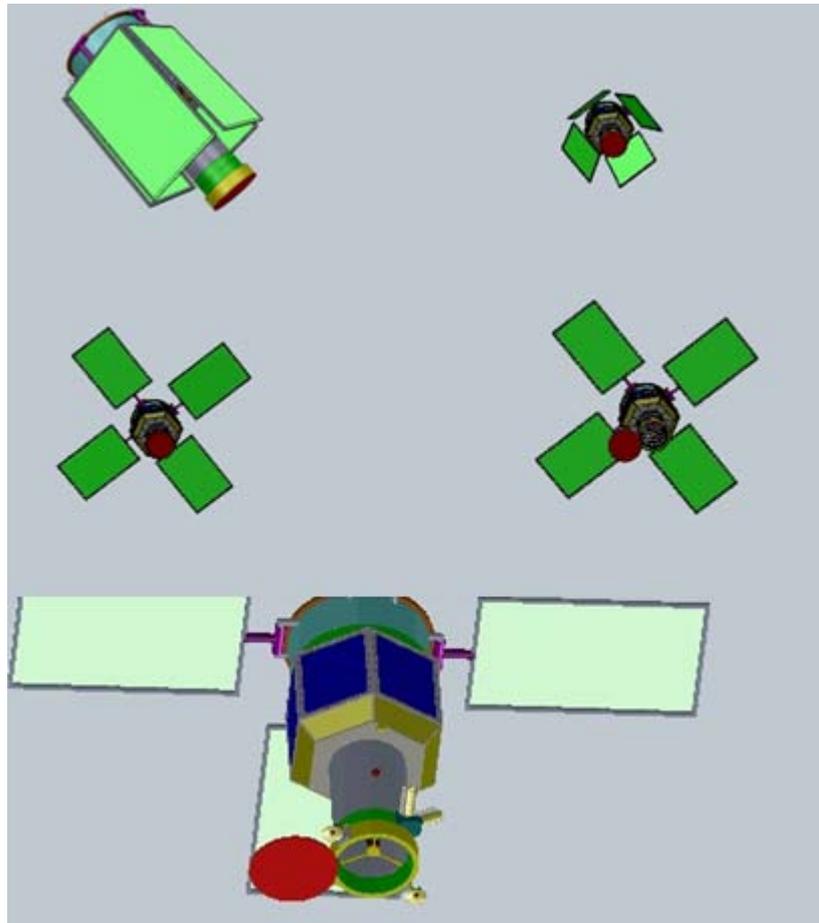


Рисунок 39 - Фрагменты анимационной картины перевода КА в рабочее положение и развёртывание раскрывающихся элементов

Иллюстрация перевода КА в рабочее положение

На рисунке 39 представлены фрагменты анимационной картины перевода КА в рабочее положение и развёртывания раскрывающихся элементов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данные методические указания содержат требования и рекомендации для выполнения самостоятельной работы по синтезу космической системы наблюдения с заданными показателями целевой эффективности КС.

Методические указания предназначены для подготовки аспирантов по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Приведен пример выполнения самостоятельной работы, в которой были решены следующие задачи:

- проведено уточнение показателей эффективности КС и КА;
- выбраны параметры орбит КА;
- определено необходимое количество КА наблюдения и количество пунктов приёма видеоинформации;
- рассчитаны массогабаритные характеристики бортовых систем и конструкции КА;
- разработана предварительная компоновочная схема и твердотельная модель КА;
- произведён выбор ракеты-носителя (РН) для доставки КА на рабочие орбиты и оценена стоимость КСН, РН и стоимость запуска;
- разработана анимационная картина разделения ракетных блоков, головного обтекателя и отделения КА от последней ступени РН, а также перевода КА в рабочее положение с раскрытием панелей солнечной батареи и поворотами КА в процессе съёмки объектов наблюдения.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст]/ В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с. (имеется электронный учебник).

2. Надежность и эффективность в технике. Справочник Том № 3 / под ред. Академика АН СССР В.Ф.Уткина. – М: Машиностроение, 1988. – 328 с.

3. Куренков, В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: Учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара, Самар. Гос. Аэрокосм. Ун-т. 2007, - 296 с. (имеется электронный учебник).

4. СТО СГАУ, 2007 г. Общие требования к учебным текстовым документам СГАУ [Текст]: /Отдел стандартизации и метрологии – Самара, 2007. - 32 с.