

УДК 629.785

## МИКРОСПУТНИК СЛЕЖЕНИЯ ЗА СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТЬЮ

Дел Корто Барадел Н., Дугин Д.А.

### Аннотация

Целью исследования в работе является создание микроспутника для сбора информации о солнечном излучении и солнечном ветре на геостационарной орбите высотой 652 км, для дальнейшей передачи информации на Землю в центр обработки, изучения и предсказаний солнечной активности. А так же изучение эффективности солнечного паруса в качестве системы стабилизации КА.

### Ключевые слова

микроспутник, солнечный парус, солнечная активность.

### Научное обоснование.

Солнечный ветер - это поток ионизованных частиц, выбрасываемых из Солнца во всех направлениях со скоростью около 400 км в секунду. Источником солнечного ветра является солнечная корона. Температура короны Солнца настолько высока, что сила гравитации не способна удержать ее вещество вблизи поверхности, и часть этого вещества непрерывно убегает в межпланетное пространство.

Хотя мы понимаем общие причины, по которым возникает солнечный ветер, многие детали этого процесса все еще не ясны. В частности, в настоящее время до конца неизвестно, где именно корональный газ ускоряется до таких высоких скоростей. Не исключено, что этот вопрос тесно связан с проблемой нагрева солнечной короны.

Солнечный ветер не однороден. Его скорость является высокой (800 км/с) над корональными дырами и низкой (300 км/с) над стримерами.

Расстояние до Солнца составляет 149,6 млн. км.

➤ Расчет времени, за которое поток ионизованных частиц достигает поверхности Земли - из расчета средней скорости солнечного ветра 400 км/сек.

$$\frac{149600000 \text{ км}}{400 \text{ км/сек}} = 37400 \text{ сек.}$$

$$\frac{37400 \text{ сек}}{60 \text{ сек}} = 6233,33 \text{ мин.}$$

$$\frac{6233,33 \text{ мин}}{60 \text{ мин}} = 103,89 \text{ часа}$$

$$\frac{103,89 \text{ часа}}{24 \text{ часа}} = 4,33 \text{ суток}$$

➤ Время, за которое поток ионизированных частиц достигает поверхности Земли - из расчета скорости солнечного ветра 800 км/сек:

$$\frac{149600000 \text{ км}}{800 \text{ км/сек}} = 18700 \text{ сек}$$
$$\frac{18700 \text{ сек}}{60 \text{ сек}} = 3116,67 \text{ мин}$$
$$\frac{3116,67 \text{ мин}}{60 \text{ мин}} = 51,94 \text{ часа}$$
$$\frac{51,94 \text{ часа}}{24 \text{ часа}} = 2,16 \text{ суток}$$

➤ Время, за которое поток ионизированных частиц достигает поверхности Земли - из расчета скорости солнечного ветра 300 км/сек:

$$\frac{149600000 \text{ км}}{300 \text{ км/сек}} = 498666,67 \text{ сек}$$
$$\frac{498666,67 \text{ сек}}{60 \text{ сек}} = 8311,11 \text{ мин}$$
$$\frac{8311,11 \text{ мин}}{60 \text{ мин}} = 138,52 \text{ часа}$$
$$\frac{138,52 \text{ часа}}{24 \text{ часа}} = 5,77 \text{ суток}$$

Эти потоки быстрого и медленного солнечного ветра взаимодействуют друг с другом и попеременно пересекаются Землей по мере того, как Солнце вращается. Такие резкие изменения в скорости солнечного ветра негативно воздействуют на магнитное поле Земли и могут производить магнитные бури в земной магнитосфере.

### **Выбор оборудования полезной нагрузки.**

➤ **Солнечный ультрафиолетовый радиометр (СУФР-Сп-К)** - регистрирует поток энергии коротковолнового излучения Солнца в динамическом диапазоне от 0,1 до 30 эрг/с . см<sup>2</sup> в четырех спектральных участках:  $\lambda = (0,3-2,5)$  нм;  $\lambda = (0,3-12)$  нм;  $\lambda = 121,6$  нм;  $\lambda < 130$  нм;

➤ **Вакуумный ультрафиолетовый Солнечный спектрофотометр (ВУСС-Л)** - измеряет интенсивность потока энергии излучения Солнца и рассеянное атмосферой излучение в резонансной линии водорода H $\alpha$  – Лайман-альфа фотонов (121,6 нм) в динамическом диапазоне от 0,01 до 30 эрг/(см<sup>2</sup>) . с;

➤ **Детектор измерения рентгеновского излучения (ДИР-Э)** - предназначен для непрерывной регистрации плотности потока рентгеновского излучения Солнца на фоне заряженных частиц (до 10<sup>6</sup> квантов/см<sup>2</sup> . с) в диапазоне длин волн от 0,2 до 0,8 нм;

➤ **Solar Wind Anisotropies (SWAN)** - предназначен для наблюдения солнечного H $\alpha$  – Лайман-альфа фотонов (121,6 нм), рассеянного нейтральных атомов водорода присутствующих в межпланетной среде;

➤ **Компьютер полезной нагрузки (БК2)** - отдельный компьютер, независимый от компьютера платформы, который обрабатывает данные, полученные ПН;

➤ **Набор кабелей.**

Данное оборудование в настоящее время используется на КА. Что позволяет нам сэкономить средства и время на разработку и проведения тестовых операций.

### **Формирование требований и ограничений.**

### Назначение платформы микроспутника.

- а) Долговременные сеансы сбора целевой информации с приборов ПН и сохранение массивов данных в БК;
- б) Передача накопленной целевой информации с БК на Землю во время сеансов прохождения КА в зоне НППИ;
- в) Сбор телеметрической информации из элементов полезной нагрузки;
- г) Радиообмен с наземной системой управления КА;
- д) Возможность автономного восстановления КА после сбоя его подсистем;
- е) Максимальная масса платформы с ПН: 70 кг;

**Орбита и вид запуска:** Высота орбиты: 652 км; Основной вид запуска: попутный.

### Требования к ПН.

- КА должен иметь механические устройства для установки оборудования ПН.
- КА должен иметь механические устройства для установки точного датчика Солнца (ТДС). Необходимый минимальный объем для установки: 200x177x96 мм<sup>3</sup>.
- КА должен иметь космические провода, которые имеют скорость передачи данных не менее 10 Мб/с.
- КА должен обеспечивать систему телеметрии необходимой скоростью передачи (не менее 300 кб/с) для односторонней связи с наземными приборами. Тем не менее, предпочтительна более высокая скорость телеметрии: если скорость передачи телеметрии менее 512 кб/с, научные измерения не будут точными.
- Необходимо соединение для взаимосвязи с космическими проводами КА.
- Необходимо соединение для мониторинга и программирования приборов из каждой подсистемы.
- КА должен иметь память большого объема, необходимую для хранения данных приборов ПН.
- КА должен обеспечивать 5 Вт постоянного питания для ПН и их датчиков. Во время выключения антенны необходимо питание не менее 10 Вт.

### Функциональные требования к ПН.

- СУФР-Сп-К → Необходима трехканальная телеметрическая система передачи данных в виде напряжения положительной полярности от 0 до 6 В.
- ВУСС-Л → Необходима четырехканальная телеметрическая система передачи данных в виде напряжения положительной полярности от 0 до 6 В.
- ДИР-Э → Необходима четырехканальная телеметрическая система передачи данных в цифровом виде.
- БК2 → Рабочий температурный диапазон: от -40°C до +85°C.
- БК2 → Мощность потребления не должна превышать 5 Вт.
- SWAN → Рабочий температурный диапазон: от 0°C до +30°C.
- SWAN → Аппарат не должен быть направлен на Солнце.

### Режимы работы КА - Сводка энергопотребления:

Прибор (подсистема)	Режим сбора целевой	Режим передачи целевой	Режим развертыван
---------------------	---------------------	------------------------	-------------------

	информации	информации	ия
	Потребл., Вт	Потребл., Вт	Потребл., Вт
Система терморегулирования	2	2	2
Датчик Солнца	12	12	12
Устройство распределения	2	2	2
Блок питания	0	0	0
Солнечная батарея	0	0	0
Компьютер платформы	5	5	0
Радиотелеметрическая система	0	137	0
Солнечный парус	0	0	0
Механизм раскрытия СП	0	0	1
Механизм развертки СБ	0	0	1
Антенна	0	0	0
Компьютер полезной нагрузки	5	5	0
СУФР-Сп-К	12	12	0
Дир-Э	5	5	0
ВУСС-Л	4	4	0
SWAN	11	11	0
Всего	58	195	18

### **Требования к системе энергопитания (СЭП).**

Система электропитания (СЭП) должна включать в свой состав: бортовой фотопреобразователь (БФ); аккумуляторные батареи (АБ); контроллер управления режимами работы СЭП (КСЭП); электросоединительные кабели; элементы защиты от перегрузки и неверного включения.

БФ должен обеспечивать преобразование падающего потока Солнечной радиации в электроэнергию с диапазоном рабочих напряжений: 10,0...12,6 В и пиковой генерируемой мощностью 50 Вт.

СЭП должна обеспечивать аккумуляцию электроэнергии на освещенном участке орбиты КА.

### **Требования к системе ориентации навигации и управления (СОНУ).**

Система ориентации и стабилизации должна обеспечивать: успокоение КА после выведения; восстановление ориентации КА в штатных ситуациях.

### **Требования к системе терморегулирования (СТ).**

Система обеспечения теплового режима КА должна обеспечивать защиту приборных блоков от перегрева или переохлаждения при всех условиях эксплуатации КА.

Должен быть обеспечен следующий диапазон температур посадочной (радиационной) поверхности приборных блоков: для аккумуляторных батарей – от -20 до +50 С; электромагнитных устройств – от -50 до +80 С; солнечный датчик – от -20 до +60 С; механических систем – от -70 до +80 С.

На КА должна быть применена пассивная СОТР. Тепловой режим приборов бортовых систем при этом должен обеспечиваться экранно-вакуумной теплоизоляцией, радиационными поверхностями приборов.

### **Требования к системе слежения и телеметрии (ССТ).**

- Требования по надежности к ССТ: ССТ должна обеспечивать работу по следующей временной диаграмме: работа  $\approx 20000$  с., пауза – 5000 с.
- Конструктивные требования к ССТ: все высокочастотные соединители на блоках – типа SMA (female); низкочастотные соединители – типа СР или СРГ;
- Требование к оборудованию: во время сеанса ССТ должна обеспечить скорость передачи данных не менее 200 кб/с, а в режиме сбора информации не менее 40 кб/с.

### **Требования к системе обработки команд и данных (СОКД).**

СОКД должен включать в свой состав: процессор обработки команд и телеметрии (дублированный); односторонний радиоканал; кабельную сеть.

СОКД КА совместно с СЭ должен обеспечивать управление энергопотреблением всех абонентов системы электропитания в составе КА; обеспечивать мониторинг потребления и аварийное отключение блоков и подсистем, вышедших из строя. Аварийный выход из строя элементов ПН не должен приводить к выходу из строя КА.

СОКД КА должен обеспечивать: обработку, хранение и передачу по радиоканалу; управление режимами работы ПН; возможность автономного восстановления КА после сбоя его подсистем.

### **Требования к механической силовой конструкции.**

Конструкция КА должна обеспечивать:

- Рациональное размещение аппаратуры, обеспечивающее минимальную длину кабельной сети и электромагнитную совместимость;
- Условия для нормального функционирования КА;
- Сохранность центровки приборов, узлов, агрегатов и КА в целом с заданной точностью;
- Сохранность внешних и внутренних покрытий корпуса КА и установленных на нем приборов, узлов и агрегатов;
- Технологичность сборки и испытаний КА и его систем;
- Возможность замены вышедших из строя при испытании приборов и узлов с минимальным демонтажем приборов КА и минимальной расстыковкой электрокоммуникаций;
- Проведение проверок всех систем и аппаратуры на космодроме без разборки КА с минимальными временными затратами;
- Надежное крепление узлов, приборов, агрегатов;
- Быстрое и надежное крепление ЭВТИ без ее подгонки при подготовке к пуску на космодроме;
- Однозначную установку бортовой аппаратуры, требующей определенного ориентированного положения;
- Надежность раскрывающихся стационарных и раскрывающихся подвижных механических систем;

- Нормальное функционирование в течение срока активного существования после механических нагрузок, действующих при выведении на орбиту;
- Требуемую надежность в процессе эксплуатации;
- Доставку КА на космодром в полностью собранном состоянии;
- Минимальное количество наземных кабельных линий при подготовке и проведении запуска, а также при проведении регламентных работ;
- Возможность замены приборов и систем запасными;
- Возможность модернизации аппаратуры без существенного изменения конструкции с минимальными затратами за счет модульности исполнения отдельных узлов и блоков;
- Заданный температурный режим при функционировании;
- Защиту от статического электричества;
- Климатическую устойчивость.

Конструкция КА и его составных частей должна исключать возможность неправильной сборки (монтажа) при условии соблюдения требований конструкторской документации.

Конструкция КА должна обеспечивать удобство эксплуатации на космодроме и возможность проведения всех необходимых испытаний и технического обслуживания систем и приборов без снятия их с борта.

Конструкция КА и его аппаратура не должны требовать каких-либо проверок на пусковой площадке. Допускается проведение автоматического контроля отдельных параметров и подзарядка бортовых батарей КА.

Вновь разрабатываемые узлы, агрегаты и системы составных элементов КА должны изготавливаться из перспективных антикоррозийных материалов, малогабаритных комплектующих элементов и узлов с использованием новых прогрессивных технологий, с широким применением унифицированных стандартизованных и нормализованных блоков и узлов.

Конструкция приборов должна обеспечивать посадку на силовую сотовую панель по всей плоскости основания.

Использование пружинных шайб, металлических пломб и проволоки в качестве контрольных элементов не допускается.

### **Технико-экономическая статистика по прототипам изделия.**

На этом первом этапе необходимо полагаться, если возможно, на статистические данные в каждой области КА, и анализировать прототип конструкции. Эта работа достаточно сложная, и иногда данные нельзя найти, использовать или они закрыты, так как являются конфиденциальными. Тем не менее, за последние 50 лет истории КА, накоплены статические данные, которые помогут определить первую концепцию КА. Эта статистика основывается на опыте воздушно-космической промышленности. Тем не менее, в настоящее время, (особенно для микро-, наноспутников) эта статистика может измениться, потому что современная технология электроники (передатчиков, компьютеров, приемников, и.т.д.) позволяет реализовать больше функций в меньшем размере, и кроме того требования мощности новой аппаратуры отличаются от того, что было раньше.

Следующая статистика показывает данные по массовой сводке КА, которые являются важной точкой для определения начальной удельной массы каждой подсистемы КА:

#### **➤ Конструкции:**

Масса конструкции представляет собой обычно 12 - 25% массы искусственного спутника Земли.

$$m_{\text{констр}} = (0,12 \dots 0,25)m_{\text{ИСЗ}} = 8,4 \text{ кг}$$

Где нижнее значение относительной массы конструкции относится к крупногабаритным ИСЗ, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту  $m_{\text{констр}} = (0,12 \dots 0,15)m_{\text{ИСЗ}}$ . Верхнее значение характерно для возвращаемых ИСЗ, для которых при расчете конструкции на прочность принимаются нагрузки на участке пути спутника с орбиты.

#### ➤ Система электропитания:

Масса этой системы соответственно зависит от типа и требуемой силы тока. Относительная масса СЭ:

$$m_{\text{СЭ}} = (0,08 \dots 0,35)m_{\text{ИСЗ}} = 5,6 \text{ кг}$$

Где нижнее значение относится к КА с солнечными батареями и буферными химическими элементами, а верхнее значение относится к КА с другими типами источников электропитания.

#### ➤ Система ориентации (СО):

Для активных СО:

$$m_{\text{СО}} = (0,08 \dots 0,15)m_{\text{ИСЗ}} = 5,6 \text{ кг}$$

Где нижнее значение касается простейших ИСЗ или со временем работы от нескольких дней до нескольких месяцев, а верхнее значение - для многофункциональных ИСЗ со временем работы более года.

#### ➤ Система терморегулирования:

Как видно из различных типов спутников, масса этой системы зависит от величины тепловыделения ее аппаратуры и систем. Относительная масса СТ:

$$m_{\text{СТ}} = (0,012 \dots 0,035)m_{\text{ИСЗ}} = 1,4 \text{ кг}$$

Где нижнее значение относится к малогабаритным ИСЗ с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими системами (пассивные системы); верхнее значение, это ИСЗ с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторы и т. п.

#### ➤ Система слежения, телеметрии и управления и система обработки команд и данных (Электронная аппаратура):

Относительная масса для электронной аппаратуры различных систем:

$$m_{\text{ЭА}} = (0,20 \dots 0,60)m_{\text{ИСЗ}} = 14 \text{ кг}$$

Относительная масса для кабельной сети:

$$m_{\text{КС}} = (0,06 \dots 0,10)m_{\text{ИСЗ}} = 4,2 \text{ кг}$$

Относительная масса для антенно-фидерных устройств:

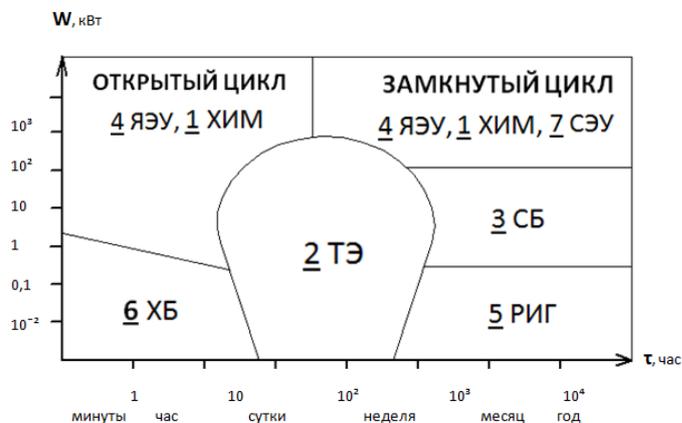
$$m_{\text{АФУ}} = (0,008 \dots 0,025)m_{\text{ИСЗ}} = 0,56 \text{ кг}$$

#### Система электропитания (СЭ)

В микроспутнике также очень важны пространство и вес, что делает процесс выбора СЭ очень сложным. Внутри конструкции микроспутника мало места, поэтому обычно нельзя

разместить много батарей или солнечных панелей. Это прямо влияет на время эксплуатации спутника и эффективность полезной нагрузки.

Два фактора оказывают большое влияние на эффективность работы этой системы: мощность и время существования спутника. Поэтому обычно используется график времени существования - мощность, как один из основных подходов к выбору этой системы, а дальше



можно предлагать более точные решения систем в зависимости от требований и стоимости.

Где: 1 – химические источники (ХИМ); 2 – топливные элементы (ТЭ); 3 – солнечные батареи (СБ); 4 – ядерные энергетические установки (ЯЭУ); 5 – радиоизотопные генераторы (РИГ); 6 – химические батареи (ХБ); 7 – солнечные энергетические установки (СЭУ).

Как видно, солнечные батареи являются лучшим вариантом, которые используются в большинстве спутников: эта система легкая, маленькая по размеру, хотя не очень эффективная и не очень дешевая. Химические батареи также представляют собой хороший вариант, но обычно используются вместе с солнечными батареями, чтобы увеличить эффективность системы. Как видно из графика, использование одновременно этих 2-х вариантов обеспечивает возможность эксплуатации микроспутника в течение несколько лет, которые принципиально зависят от числа циклов зарядок батарей.

Системы включают в себя также блоки управления, преобразования и распределения энергии, составляющие 8 -25 % общей массы спутника.

### А) Аккумуляторные батареи:

В качестве аккумуляторных батарей были выбраны никель-кадмиевые аккумуляторы. Они по сравнению с другими типами аккумуляторных батарей допускают наибольшее (до 7000) количество зарядно-разрядных циклов и обладают наилучшей стойкостью к перезаряду.

Основные характеристики никель-кадмиевых аккумуляторов:

Наименование характеристики	Никель-кадмиевый аккумулятор
Удельная объемная энергия, Вт.ч/дм <sup>3</sup>	80
Удельная массовая энергия, Вт.ч/кг	25...40
Рабочее напряжение, В	1,2
Диапазон рабочих температур	-40...+50
Срок службы (в циклах заряд-разряд) не менее	100
Срок хранения, годы, не менее	5
Конструкция	Герметичная

Для герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов в диапазоне рабочих температур от -20 до +50°С КПД цикла – заряд-разряд принимается равным 0,75.

### Б) Солнечные батареи:

Выходная мощность любой космической солнечной батареи  $P_{\sigma}$  может быть определена с помощью уравнения:

$$P_{\sigma} = S \cdot \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F \cdot A_{\sigma} \quad (1)$$

Где:  $S$  - плотность потока солнечного излучения в космосе [ $\text{Вт}/\text{м}^2$ ];  $\Gamma$  - суммарный угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости батареи;  $\eta$  - КПД солнечного элемента;  $F$  - суммарный фактор, учитывающий особенности солнечной батареи [ $\text{м}^2$ ];  $A_{\sigma}$  - площадь солнечной батареи [ $\text{м}^2$ ].

Решая уравнение (1) относительно  $A_{\sigma}$ , получаем уравнение:

$$A_{\sigma} = \frac{P_{\sigma}}{S \cdot \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F} \quad (2)$$

С помощью равенства (2) можно вычислить площадь солнечной батареи, необходимую для обеспечения заданной мощности  $P_{\sigma}$ .

### **Плотность потока солнечного излучения в космосе**

Энергетическая освещенность поверхности, расположенной перпендикулярно к солнечным лучам на среднем расстоянии от Земли до Солнца, т. е. на расстоянии одной астрономической единицы (1 а. е. = 149.598.000 км), называется солнечной постоянной.

Параметры орбит и плотность потока солнечного излучения:

Планета – Земля

Размер большой полуоси орбиты - 1 ае (149.598.000 км)

Продолжительность звездного года - 365,257 суток

Эксцентриситет (1971г) - 0,016721

Плотность потока солнечного излучения на расстоянии большой полуоси - 135,3  $\text{мВт} \cdot \text{с}^{-2}$

Отношение максимальной интенсивности излучения к минимальной - 1,069

Плотность потока солнечного излучения пропорциональна  $1/R^2$  в долях солнечной постоянной и  $135,3/R^2$  в  $\text{мВт} \cdot \text{см}^{-2}$ , где  $R$  - большая полуось орбиты планеты.

Плотность потока солнечного излучения пропорциональна в долях солнечной постоянной - 1,0000.

### **Суммарный угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости батареи**

Профиль освещенности определяет радиацию, поступающую на солнечную батарею, которая является функцией времени в течение одного витка на космической орбите, а также зависит от угла между направлением на Солнце и плоскостью расположения солнечной батареи.  $\Gamma = 0^\circ$

**КПД солнечного элемента  $\eta \approx 10\%$**

**Суммарный фактор, учитывающий особенности солнечной батареи.**

$F_{рад} = 1 - \frac{PD}{100} = 0,98$	Фактор, учитывающий радиационную деградацию солнечного элемента. Деградация орбитального солнечного элемента.
$PD = 2$	
$F_{мгас} = 0,9$	Фактор, учитывающий уменьшение мощности с увеличением рабочей температуры.
$F_{к} = 0,95$	Фактор, учитывающий коммутационные потери.
$F_{з} = 0,93$	Фактор, учитывающий затенение
$F_{б.д.} = 0,9$	Фактор, учитывающий потери в диодах и проводах.
$F_{з.ф.} = 1$	Геометрический фактор (значение для плоских солнечных батарей).

**Выходная мощность  $P_{\sigma} = 100 \text{ Вт}$**

Подставляя все значения в равенстве (2) получим:

$$A_{\sigma} = \frac{P_{\sigma}}{S \cdot \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F} = 0,739044 \text{ м}^2$$

### **Система терморегулирования (СТ).**

Существует три главных источника, которые нагревают спутник извне: радиация звезд, радиация Земли и радиация Солнца. Второй источник – радиация Земли, напротив, обеспечивает спутникам сильный нагрев. Большая часть радиации, которую получает поверхность Земли, отражается обратно в космос и нагревает микроспутники. Третий источник радиации (Солнце) является главным из всех, потому что радиация Солнца воздействует непосредственно на поверхность микроспутников и очень сильно нагревает ее. В основе проектирования СТ лежит уравнение теплового баланса КА:

$$Q_{солн} + Q_{отр.пл} + Q_{изл.пл} + Q_{взр} + Q_{внутр} - Q_{изл} = \Delta Q. \quad (3)$$

В развернутой форме –

$$\alpha_1 q_{солн} S_1 + \alpha_1 q_{отр.пл} S_2 + \alpha_2 q_{изл.пл} S_2 + q_{взр} S_{мид} + W_{внутр} + KW_{изл} - \varepsilon \sigma T^4 S_{рад} = cM_{ка}. \quad (4)$$

Где:  $Q_{солн}$  - солнечный теплоток;  $q_{солн} = q_0 \frac{1}{r^2}$  - удельный солнечный тепловой поток;  $q_0 = 1400 \text{ [Вт/м}^2\text{]}$  – солнечная постоянная;  $r$  - удаление аппарата от Солнца в астрономических единицах;  $S_1$  – площадь проекции аппарата на плоскость, перпендикулярную направлению солнечных лучей;  $\alpha_1$  – коэффициент поглощения солнечного потока (доля поглощаемой солнечной энергии);  $Q_{отр.пл}$  – теплоток солнечной радиации, отраженный планетой;  $S_2$  – площадь проекции аппарата на плоскость, перпендикулярную направлению на планету;  $Q_{изл.пл}$  – теплоток собственного излучения планеты;  $\alpha_2$  – коэффициент излучения планеты.

Другая проблема микроспутников - большой диапазон температур, который им необходимо выдерживать во время полета из-за различия температур дня и ночи. Именно система терморегулирования должна защищать от этой экстремальной разницы температур.

Нехватка места и требования малого веса – основные причины большего использования в микроспутниках пассивных систем, чем активных.

Значения коэффициента поглощения солнечного потока  $a_1$  и коэффициента черноты поверхности  $\varepsilon$  для различных видов покрытий - конструктивные параметры, выбираемые проектировщиком СТ.

Таким образом, необходимо определить температуру  $T$  на солнечных батареях микроспутника и температуру внутри корпуса микроспутника. Для микроспутника, который движется на высоте более 300 км можно записать следующее уравнение теплового баланса:

$$a_1 q_{\text{солн}} S_1 + a_2 q_{\text{отр.пл}} S_1 + a_2 q_{\text{изл.пл}} S_1 + W_{\text{внутр}} = \varepsilon c_0 \frac{(T)^4}{100} S \quad (5)$$

Для пластин, на которых крепится все оборудование, имеет отношение:

$$\frac{S_1}{S} = \frac{320200 \text{ мм}^2}{674575,676 \text{ мм}^2} = 0,4747$$

$$T_{\text{солн}} = \sqrt[4]{100^4 \frac{0,4747}{c_0} \left( q_{\text{солн}} \frac{a_1}{\varepsilon} + q_{\text{отр.пл}} \frac{a_2}{\varepsilon} + q_{\text{изл.пл}} + W_{\text{внутр}} \right)} \quad (6)$$

Где:  $q_{\text{солн}} = 1398$  [Вт/м<sup>2</sup>];  $q_{\text{отр.пл}} = 184$  [Вт/м<sup>2</sup>];  $q_{\text{изл.пл}} = 257$  [Вт/м<sup>2</sup>];  
 $W_{\text{внутр}} = 52,49$  Вт/0,27 м<sup>2</sup> = 194,40 [Вт/м<sup>2</sup>];  $c_0 = 5,7$ ;  $a_1 = 0,2$ ;  
 $a_2 = 0,5$ ;  $\varepsilon = 0,7$ ;

Тогда:

$$T_{\text{солн}} = 311,26 \text{ K} = 38,25 \text{ }^\circ\text{C};$$

$$T_{\text{тепло}} = 283,46 \text{ K} = 10,46 \text{ }^\circ\text{C}.$$

Для получение температуры только на поверхностях солнечных панелей можно использовать следующий уравнение:

$$a_1 q_{\text{солн}} = \varepsilon c_0 \frac{(T)^4}{100}$$

откуда можно определить температуру:

$$T_{\text{панели}} = \sqrt[4]{100^4 \frac{q_{\text{солн}} a_1}{c_0 \varepsilon}} \quad (7)$$

Таким образом, при:

$$q_{\text{солн}} = 1398 \text{ [Вт/м}^2\text{]} \quad c_0 = 5,7$$

$$a_1 = 0,2 \quad \varepsilon = 0,55$$

$$T_{\text{панели}} = 307,31 \text{ K} = 34,31 \text{ }^\circ\text{C}$$

Таким образом, режим температуры, который обеспечивает пассивная система терморегулирования, соблюдает с рабочими режимами оборудования на борту

микроспутника. Тем не менее, необходимо использовать тепловые трубы, которые необходимы для точной регуляции температуры оборудование на борту.

### **Система слежения и телеметрии (ССТ) и система обработки команд и данных (СОКД).**

Чтобы определить, какое оборудование может быть использовано в этой системе, был проведен анализ требований, технико-экономических вариантов, доступных на рынке и способных успешно реализовать миссию.

**Радиопередающее устройство.** Блок ОУМ20АНД - Усиление высокочастотного сигнала: Диапазон частот 1000—1045МГц. Выходная мощность 18—25Вт. Диапазон входной мощности 300—700мВт. Напряжение питания 22—34В. Мощность потребления не более 72Вт. Габаритные размеры 174x106x22мм. Масса 0,7кг. Тип выходного разъема (переход) СРГ50-884ФВ. Тип выходного разъема (вилка) СР50-150ФВ. Рабочая температура окружающей среды -40...+50 °С. Сигналы телеметрии - напряжение аналогового датчика падающей мощности, напряжение аналогового датчика отраженной мощности.

**Радиопередающее устройство.** Прибор ПДМ20ЧМ - Передача информации по радиоканалу: Рабочие частоты 600—670 МГц. Выходная мощность 15—22Вт. Напряжение питания 22—34В. Мощность потребления не более 65Вт. Вид модуляции ЧМ. Коэффициент девиации 1. Скорость передачи информации 8-32-64-128-256-512кбит/с. Габаритные размеры 163x150x41мм. Масса 1,3кг. Тип выходного разъема (переход) СРГ50-884ФВ. Рабочая температура окружающей среды -40...+50 °С. Сигналы телеметрии - напряжение аналогового датчика падающей мощности, напряжение аналогового датчика отраженной мощности, захвата частоты-подачи информации.

### **Система ориентации (СО) и система стабилизации (СС).**

В качестве СО, в данной работе, используется Точный датчик Солнца ТДС.

Широкопольный малогабаритный точный датчик солнца ТДС предназначен для определения угловых координат геометрического центра Солнца с целью наведения и удержания продольной оси космического аппарата на геометрический центр Солнца.

Основные характеристики: автономно решает задачи поиска, обнаружения и изменения угловых координат геометрического центра Солнца относительно посадочных поверхностей; угловое поле зрения поиска - 60° X 60°; точность измерения координат - до 1 угл.мин. В поле зрения 4° X 4°; периодичность обновления информации - не менее 125 мс; потребляемая мощность - 12 Вт; масса - 2,3 кг; габариты - 200 X 177 X 96 мм<sup>3</sup>; интерфейс – цифроаналоговый.

Стабилизация аппарата будет осуществлена солнечным парусом.

### **Солнечный парус:**

Начнём с рассмотрением внутрисферного теплового излучения (то, что не является переотраженным излучением звезды), приходящего и уходящего от одного из парусов по одному из направлений. Заметим, что из-за симметрии, пространственная плотность такого излучения, во-первых, в обе стороны одинаково, во-вторых, совпадает с ним в "зеркально отражённом" направлении (относительно поверхности паруса). Тогда имеем соотношение:

$\epsilon I_{bb} + \alpha I_i = I_i$  Где  $I_i$ - интенсивность падающего излучения, а  $I_{bb}$ - интенсивность, которую выдало бы абсолютно чёрное тело с температурой паруса по этому же направлению. Отсюда видно, что:

$$I_i = I_{bb} \frac{\epsilon}{1-\alpha} \quad (8)$$

Видим, что распределено оно по углам точно так же, как и чернотельное излучение с поверхности паруса, отличаясь только численным коэффициентом. Значит, можно использовать тот же самый интеграл для нахождения силы ( $I_i = I_{bb}$ ). При этом отражается и поглощается, соответственно:

$$I_{refl} = \epsilon I_{bb} \frac{\alpha}{1-\alpha}; \quad (9)$$

$$I_{abs} = \epsilon I_{bb} \frac{1-\alpha-\tau}{1-\alpha} \quad (10)$$

Тогда это нескомпенсированное снаружи излучение создаст силу:

$$F_{bb} = \frac{2}{3} \frac{L_{bb} S_p \epsilon}{4\pi c r^2} \left( 1 - 1 + \frac{2\alpha}{1-\alpha} + \frac{1-\alpha-\tau}{1-\alpha} \right) = \frac{\epsilon L_{bb} S_p}{6\pi c r^2} \frac{1+\alpha-\tau}{1-\alpha} \quad (11)$$

Из сохранения энергии для внешнего излучения имеем:

$$L_* = \tau L_{eff} + \epsilon L_{bb} \quad (12)$$

где  $L_{eff}$ - эффективная светимость под сферой Дайсона, то есть, мощность, падающая на сферу изнутри. Она включает в себя: свет звезды, переотражённый свет звезды и тепловое излучение сферы.

С другой стороны, из теплового баланса на сфере имеем:

$$2\epsilon L_{bb} = (1 - \alpha - \tau) L_{eff} \quad (13)$$

Из этих двух соотношений получаем, что:

$$L_{eff} = \frac{2}{1-\alpha+\tau} L_* \quad (14)$$

$$L_{bb} = \frac{1-\alpha-\tau}{1-\alpha+\tau} \frac{L_*}{\epsilon} \quad (15)$$

Найдём долю излучения (включая переотраженное) самой звезды в эффективной светимости:

$$L_*^{eff} = L_{eff} - L_{bb} \frac{\epsilon}{1-\alpha} = \frac{L_*}{1-\alpha} \quad (16)$$

Получаем, что сила, с которой звёздное излучение действует на парус, равна:

$$F_* = \frac{L_* S_p}{4\pi c r^2} \frac{1+\alpha-\tau}{1-\alpha} \quad (17)$$

Сила, с которым тепловое излучение действует на парус, после подстановки получается:

$$F_{bb} = \frac{2}{3} \frac{L_* S_p}{4\pi c r^2} \frac{(1+\alpha-\tau)(1-\alpha-\tau)}{(1-\alpha)(1-\alpha+\tau)}. \quad (18)$$

Тогда суммарная сила давления излучения будет:

$$F_Y = \frac{L_s S_p}{4\pi c r^2} \frac{1+\alpha-\tau}{1-\alpha} \left( 1 + \frac{2}{3} \frac{1-\alpha-\tau}{1-\alpha+\tau} \right) = \frac{L_s S_p}{12\pi c r^2} \frac{(1+\alpha-\tau)(5-5\alpha+\tau)}{(1-\alpha)(1-\alpha+\tau)} \quad (19)$$

Соответственно, требуемая поверхностная плотность парусов:

$$\Sigma p = \frac{L_s}{12\pi c G M_s} \frac{(1+\alpha-\tau)(5-5\alpha+\tau)}{(1-\alpha)(1-\alpha+\tau)} \quad (20)$$

Температура сферы при этом будет:

$$T = \sqrt[4]{\frac{L_s (1-\alpha-\tau)}{4\pi \epsilon \sigma r^2 (1-\alpha+\tau)}} \quad (21)$$

Максимальная температура излучения паруса никогда не должна превышать температуру плавления материала паруса.

Парус представляет собой две независимые окружности, собранные из восьми лепестков. Лепестки солнечного паруса изготовлены из полимерной пленки толщиной 2 мкм, которая с одной стороны металлизирована. Солнечный парус натягивается по направляющим. Каждый лепесток имеет возможность поворачиваться вокруг оси крепления на заданный угол.

В сложенном виде лепестки представляют собой небольшую упаковку 10 см x 10 см x 25см. В космическом аппарате имеются 2 солнечных паруса.

Раскрытие солнечных парусов состоит из 2-х этапов:

- ♦ 1-ый этап заключается в раскрытии заднего солнечного паруса за счет центробежной силы, которая выдвигает направляющие для каждого лепестка паруса. После чего по этим направляющим начинает пониматься и натягиваться солнечный парус.

- ♦ 2-ый этап заключается в раскрытии переднего паруса, и процесс раскрытия происходит аналогично 1 этапу.

Время, затраченное на раскрытие 2-х парусов, составляет около 30 минут.

Лепестки расположены таким образом, что после развертывания всех восьми, они образуют практически окружность диаметром около 10 м и площадью 160 квадратных метров.

Даная схема стабилизация выполнена по соосной схеме. Передний парус начинает совершать вращательное движение при отклонении КА от исходного положения за счет попадания на лепестки паруса солнечного излучения. В тот же момент задний парус получает сигнал от бортового компьютера на вращение в противоположную сторону, таким образом, стабилизируя КА по принципу стабилизации маятника.

### Математическая модель микроспутника

Существуют основные универсальные и наглядные формы записи этой математической модели, в которых масса является обобщенным уравнением в относительных величинах. Следующее - это основная форма уравнения существования КА:

$$\mu_{\text{пн}} = \frac{1 - \alpha_{\text{констр}} - \beta_{\text{проч}}}{1 + \epsilon_{\text{сеп}} + \beta_{\text{стр}} + \gamma_{\text{ср./со}} + \zeta_{\text{свнд./сст}} - \delta_{\text{проч}}} \quad (22)$$

Таким образом, связь между относительной массой ЦА и статическими коэффициентами, описывающими долю каждой служебной системы в составе микроспутника.

Каждый из членов этого уравнения принимает следующие обозначения:

$$\mu_{\text{пн}} = \frac{M_{\text{ца}}}{M_{\text{исз}}} - \text{относительная масса полезной нагрузки}; \quad (23)$$

Где:  $M_{\text{ца}}$  - масса целевой аппаратуры (полезная нагрузка);  $M_{\text{исз}}$  - масса КА;

$$\rho_{\text{исз}} = \frac{M_{\text{исз}}}{V_{\text{исз}}} - \text{плотность размещения аппаратуры и систем}; \quad (24)$$

Где:  $V_{\text{исз}}$  - объем КА.

$$\alpha_{\text{констр}} = \frac{M_{\text{констр}}}{V_{\text{исз}}} - \text{удельная масса конструкции}; \quad (25)$$

Где:  $M_{\text{констр}}$  - масса конструкции.

$$\varepsilon_{\text{сэп}} = \frac{M_{\text{сэп}}}{M_{\text{ца}}} - \text{относительная масса системы электропитания (СЭ)}; \quad (26)$$

Где:  $M_{\text{сэп}}$  - масса системы электропитания.

$$\beta_{\text{стр}} = \frac{M_{\text{ст}}}{M_{\text{ца}}} - \text{относительная масса системы терморегулирования (СТ)}; \quad (27)$$

Где:  $M_{\text{ст}}$  - масса системы терморегулирования.

$$\gamma_{\text{сс/со}} = \frac{M_{\text{со/сс}}}{M_{\text{ца}}} - \text{относительная масса системы ориентации и стабилизаций (СО/СС)}; \quad (28)$$

Где:  $M_{\text{со/сс}}$  - масса системы ориентации и стабилизаций.

$$\zeta_{\text{сокд/сст}} = \frac{M_{\text{сокд/сст}}}{M_{\text{ца}}} - \text{относительная масса системы обработки команд и данных (СОКД) и система слежения и телеметрии (ССТ)}; \quad (29)$$

Где:  $M_{\text{сокд/сст}}$  - масса системы обработки команд и данных и система слежения и телеметрии (ССТ).

$$\delta_{\text{проч}} = \frac{M_{\text{проч}}}{(M_{\text{исз}} - M_{\text{ца}})} - \text{относительная масса прочих элементов КА}; \quad (30)$$

Где:  $M_{\text{проч}}$  - масса прочих элементов КА.

Задание массы целевой аппаратуры  $m_{\text{ца}}$  и коэффициентов  $\alpha$ ,  $\rho$ ,  $\varepsilon$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ , и  $\delta$  дает возможность получить сводку масс по КА:

$$M_{\text{исз}} = \frac{M_{\text{ца}}}{\mu_{\text{пн}}} - \text{масса КА}; \quad (31)$$

$$V_{\text{исз}} = \frac{M_{\text{исз}}}{\rho_{\text{исз}}} - \text{объем КА}; \quad (32)$$

$$M_{\text{констр}} = V_{\text{исз}} \cdot \alpha_{\text{констр}} - \text{масса конструкции}; \quad (33)$$

$$M_{\text{сэп}} = M_{\text{ца}} \cdot \varepsilon_{\text{сэп}} - \text{масса системы электропитания}; \quad (34)$$

$$M_{\text{со/сс}} = M_{\text{ца}} \cdot \gamma_{\text{сс/со}} - \text{масса системы ориентации и стабилизаций}; \quad (35)$$

$$M_{\text{сте}} = M_{\text{ца}} \cdot \beta_{\text{стр}} - \text{масса системы терморегулирования}; \quad (36)$$

$$M_{\text{проч}} = (M_{\text{исз}} - M_{\text{ца}}) \cdot \delta_{\text{проч}} - \text{масса прочих элементов КА}. \quad (37)$$

Полученное нами обобщенное уравнение обладает универсальностью, что позволяет описывать множество КА самой разнообразной структуры и выходить на конкретную модель, манипулируя статистическими коэффициентами, которые получаем на основе прошлого опыта конструирования.

Таким образом, чтобы получить модель существования данного микроспутника, начинаем со статистических коэффициентов.

Максимальную массу и объем микроспутника получаем из требований:

$$M_{\text{ИСЗ макс}} = 70 \text{ кг}; \quad V_{\text{ИСЗ макс}} = 0,450 \text{ м}^3$$

Масса полезной нагрузки от суммарной массы всего оборудования целевой аппаратуры:

Полезная нагрузка	Масса [кг]
Солнечный ультрафиолетовый радиометр СУФР-Сп-К	3,3
Вакуумный ультрафиолетовый Солнечный спектрофотометр ВУСС-Л	4,3
Детектор измерения рентгеновского излучения ДИР-Э	3
Solar Wind Anisotropies (SWAN)	13,25
Компьютер полезной нагрузкой БК2	1,2
<b>Всего:</b>	<b>25,05</b>

Тогда:

$$M_{\text{ца}} = 25,05 \text{ кг}$$

$$\rho_{\text{исз}} = \frac{M_{\text{исз}}}{V_{\text{исз}}} = \frac{70}{0,450} = 155,55 \text{ кг/м}^3$$

$$\alpha_{\text{констр}} = \frac{M_{\text{констр}}}{V_{\text{исз}}} = \frac{10,5}{0,450} = 23,33$$

$$\varepsilon_{\text{сэл}} = \frac{M_{\text{сэл}}}{M_{\text{ца}}} = \frac{7}{25,05} = 0,28$$

$$\beta_{\text{стр}} = \frac{M_{\text{стр}}}{M_{\text{ца}}} = \frac{1,645}{25,05} = 0,0656$$

$$\gamma_{\text{ср/сс}} = \frac{M_{\text{ср/сс}}}{M_{\text{ца}}} = \frac{7}{25,05} = 0,28$$

$$\zeta_{\text{сокд/сст}} = \frac{M_{\text{сокд/сст}}}{M_{\text{ца}}} = \frac{14}{25,05} = 0,5588$$

$$M_{\text{проч}} = 0,022 \cdot 70 = 1,54 \text{ кг}$$

$$\mu_{\text{пн}} = \frac{M_{\text{ца}}}{M_{\text{исз}}} = \frac{25,05}{70} = 0,35$$

$$M_{\text{констр}} = 0,15 \cdot 70 = 10,5 \text{ кг}$$

$$M_{\text{сэл}} = 0,1 \cdot 70 = 7 \text{ кг}$$

$$M_{\text{стр}} = 0,0235 \cdot 70 = 1,645 \text{ кг}$$

$$M_{\text{ср/сс}} = 0,1 \cdot 70 = 7 \text{ кг}$$

$$M_{\text{сокд/сст}} = 0,2 \cdot 70 = 14 \text{ кг}$$

$$\delta_{\text{проч}} = \frac{M_{\text{проч}}}{(M_{\text{исз}} - M_{\text{ца}})} = \frac{1,54}{(70 - 25,05)} = 0,0342$$

Таким образом, можем определить  $\mu_{\text{пн}}$ :

$$\mu_{\text{пн}} = \frac{1 - \frac{\alpha_{\text{констр}}}{\rho_{\text{исз}}} - \delta_{\text{проч}}}{1 + \varepsilon_{\text{сеп}} + \beta_{\text{стр}} + \gamma_{\text{сст}} + \zeta_{\text{сокд}} - \delta_{\text{проч}}} = \frac{1 - \frac{23,88}{155,55} - 0,0342}{1 + 0,28 + 0,0656 + 0,28 + 0,5588 - 0,0342} = 0,379$$

Использование этой математической модели КА позволяет оценить отношение полезной нагрузки в каждой подсистеме платформы. Таким образом, при определении оборудования каждой подсистемы в процессе проектирования, необходимо оптимизировать все показатели ( $\alpha_{\text{констр}}$ ,  $\rho_{\text{исз}}$ ,  $\varepsilon_{\text{сеп}}$ ,  $\beta_{\text{стр}}$ ,  $\gamma_{\text{сст}}$ ,  $\zeta_{\text{сокд}}$ ,  $\xi_{\text{ду}}$ ,  $\delta_{\text{проч}}$ ), чтобы удельная масса  $\mu_{\text{пн}}$  увеличилась.

Проектирование таким способом очень важно, потому что такой подход позволяет изначально более реалистично оценить все показатели при использовании статистики. Это дает возможность получить общий вид будущего КА, и, таким образом, получить реальную точку отсчета для принятия решений в процессе проектирования.

Подсистемы КА	Кол-во	Масса [кг]
Система электропитания (СЭ)		<b>0,9</b>
<i>Солнечные панели</i>	200	(200 x 0,0024) = 0,48
<i>Химические батареи Li-Ion</i>	2	(2x 0,110) = 0,220
<i>Регулятор мощности</i>	1	0,200
Система ориентации (СО) и система стабилизации (СС)		
Точный датчик Солнца ТДС	1	2,3
Солнечный парус	2	(2x10)=20
Система слежения и телеметрии (ССТ)		<b>2,315</b>
Радиопередающее устройство Блок ОУМ20АНД	1	0,7
Радиопередающее устройство Прибор ПДМ20ЧМ	1	1,3
Антенна	1	0,315
Система обработки команд и данных (СОКД)		<b>0,61</b>
Компьютер платформы БК1	1	0,61
<b>Всего</b>		<b>86,515</b>

Мы можем определить каждый показатель этих систем и, таким образом, определить новый параметр  $\mu_{\text{пн}}$ :

$$M_{\text{ца}} = 25,05 \text{ кг}$$

$$M_{\text{плат}} = 86,515 \text{ кг}$$

$$M_{\text{констр}} = 0,15 \cdot 70 = 10,5 \text{ кг}$$

$$M_{\text{стр}} = 0,0235 \cdot 70 = 1,645 \text{ кг}$$

$$M_{\text{проч}} = 0,022 \cdot 70 = 1,54 \text{ кг}$$

Новая масса ИСЗ:

$$M_{\text{исз}} = 66,09 \text{ кг}$$

$$\alpha_{\text{констр}} = \frac{M_{\text{констр}}}{V_{\text{исз}}} = \frac{10,5}{0,450} = 23,33$$

$$\beta_{\text{стр}} = \frac{M_{\text{стр}}}{M_{\text{ца}}} = 0,0656$$

$$\zeta_{\text{сокд/сст}} = \frac{M_{\text{сокд/сст}}}{M_{\text{ца}}} = 0,116$$

$$\rho_{\text{исз}} = \frac{M_{\text{исз}}}{V_{\text{исз}}} = 146,86 \text{ кг/м}^3$$

$$\varepsilon_{\text{сеп}} = \frac{M_{\text{сеп}}}{M_{\text{ца}}} = 0,23$$

$$\gamma_{\text{сеп}} = \frac{M_{\text{со/сст}}}{M_{\text{ца}}} = 0,89$$

$$\delta_{\text{проч}} = \frac{M_{\text{проч}}}{(M_{\text{исз}} - M_{\text{ца}})} = 0,037$$

Таким образом, можем определить  $\mu_{\text{пн}}$ :

$$\mu_{\text{пн}} = \frac{1 - \frac{\alpha_{\text{констр}}}{R_{\text{исз}}} - \delta_{\text{проч}}}{1 + \varepsilon_{\text{сеп}} + \beta_{\text{стр}} + \gamma_{\text{сеп}} + \zeta_{\text{сост}} - \delta_{\text{проч}}} = \frac{1 - \frac{28,88}{146,86} - 0,037}{1 + 0,23 + 0,0656 + 0,89 + 0,116 - 0,037} = 0,355$$

Как видно из результата уравнения, оптимизация платформы нашего космического аппарата показывает, что системы КА, которые были спроектированы и выбраны, позволяют уменьшить массу относительно начальной, полученной методом статического анализа. Как видно из анализа, оптимизация конструкций также играет важную роль: не только для определения положения оборудования на КА и ПН, но и для уменьшения массы в процессе оптимизации проектирования.

### Время видимости (сеанс связи) микроспутника.

Чтобы обеспечить время когда видно микроспутник, необходимо просчитать  $t_v$  из следующего уравнения:

$$T_v = \frac{2\varphi}{W_z} \quad \text{Где: } \varphi = -\theta + \arccos \frac{(R_z \cos \theta)}{R_z + h}$$

$W_z$  - удельная угловая скорость Земли     $\theta$  - угол наклона на горизонте ( $\theta = 10^\circ$ )

Для  $h = 652$  км:  $\varphi = 16,669^\circ$

Тогда время можно просчитать:

$$T_v = \frac{2\varphi}{631 (R_z + h)^{-3/2}} = 542,292 \text{ сек} = 9,038 \text{ мин}$$

Время нахождения в тени:  $T = 35,30$  мин.

Этот период является оптимальным для сеанса связи со спутником. В остальные сеансы связь будет короче, чем это время, но сеанс связь считается состоявшимся, если продолжительность сеанса более 4 мин.

### Площадь зоны покрытия микроспутника.

Чтобы определить полный район обзора, сначала необходимо получить углы  $\alpha$ ,  $\beta$  из следующего уравнения:

$$\cos \alpha = \sin \beta = \frac{R_z}{(R_z + h)}$$

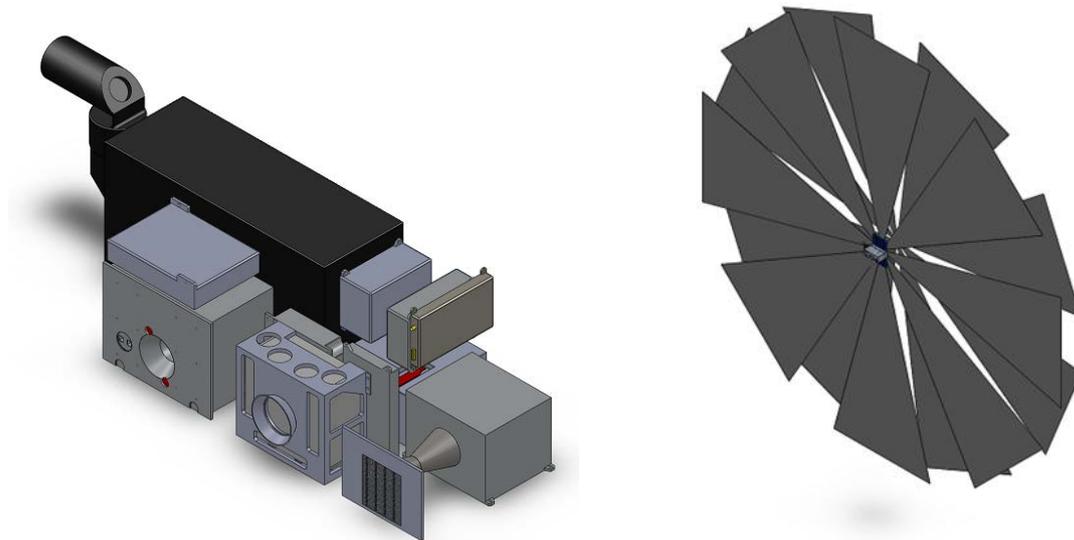
$$\alpha = 1,566562^\circ$$

$$\beta = 0,004234^\circ$$

Где:  $R_z = 6378,1\text{км}$  → Радиус Земли     $h = 652\text{км}$  → Высота орбиты

Тогда, максимальная площадь обзора на данной высоте составляет:

$$A = 2\pi \cdot R_z (1 - \cos\alpha) = 3705,88 \text{ м}^2$$



### Заключение

В своей работе мы поставили перед собой задачу изучения солнечной активности с помощью микроспутника, для дальнейшей передачи этой информации на Землю. А также передо мной стояла задача использовать в качестве системы стабилизации солнечный парус. Сочетание микроспутника и солнечный парус хорошо тем, что малогабаритный спутник более доступен, а солнечный парус работает за счет чистой энергии, не требуя расхода топлива, соответственно более экологичен.

Процесс проектирования платформы микроспутника, описанный в данной работе, был проведен согласно всем этапам классической разработки КА. Все приборы ПН уже проработаны и использовались на других КА, что значительно сокращает время и средства на осуществление проекта. Спутник отвечает всем требованиям по надежности, безопасности, телеметрии, терморегулированию, энергоснабжению и обработке данных.

### Список литературы.

1. В.Н. Гушин. Основы устройства космических аппаратов. М. Машиностроение, 2003. 272 с.
2. В.Н. Гушин. Проектирование искусственных спутников Земли. М. МАИ, 1999. 56 с.
3. H. S. Rauschenbach. The principles and technology of photovoltaic energy conversion, New York, 1980. 9 с.
4. М.Б. Балк. Элементы динамики космического полета. М. Наука, 1965. 340 с.
5. К.С. Колесников. Динамика ракет. М. Машиностроение, 2003. 520 с.

6. Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев, Г.П. Таратынова. Определение времени существования искусственного спутника Земли и исследование вековых возмущений его орбиты. М. УФН, 1957. 18 с.
7. А.С. Сырова. Бортовые системы управления космическими аппаратами. М. МАИ-Принт, 2010. 272 с.
8. Солнечная система, Секция Совета РАН по космосу. URL: <http://stp.cosmos.ru>.
9. Федеральное Космическое Агенство (РОСКОСМОС). URL: [www.roscosmos.ru](http://www.roscosmos.ru).  
Федеральное Космическое Агенство (РОСКОСМОС)
10. Latmos, The SWAN Instrument on board SOHO. URL: <http://swan.projet.latmos.ipsl.fr/>.
11. ИПЗ, Открытое акционерное общество. URL: <http://www.irz.ru/>.
12. Terra incognita, Making the distant Earth closer. URL: [http://www.tispace.narod.ru/articles/solar\\_sails.html](http://www.tispace.narod.ru/articles/solar_sails.html).

### **Сведения об авторах**

Дел Корто Барадел Надиа, магистр Московского Авиационного Института (национальный исследовательский университет),  
МАИ, г. Москва, Волоколаменское шоссе д.4; тел 8-985-132-59-66; [nadiadcb@mail.ru](mailto:nadiadcb@mail.ru).

Дугин Денис Алексеевич, студент Московского Авиационного Института,  
тел.: 8-916-156-71-59; e-mail: [denisdugin@hotmail.com](mailto:denisdugin@hotmail.com)