

КОНЦЕПЦИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

1. Назначение малого космического аппарата

Малый космический аппарат (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [1] предназначен для мониторинга земной поверхности и атмосферы в Поволжском регионе с целью решения следующих социально-экономических задач:

- контроль за состоянием почвы, лесных массивов, посевов с целью обеспечения природоохранных органов регионального уровня информацией для принятия управленческих решений;
- контроль за состоянием атмосферы и погодных условий;
- контроль чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера с целью планирования и своевременного проведения мероприятий по ликвидации их последствий.

Кроме задач экологического мониторинга МКА ДЗЗ призван обеспечить решение следующих задач дистанционного образования:

- оперативный обмен научной и учебно-методической информацией;
- постановка лабораторно-практических работ по проведению космических экспериментов в условиях реального времени;
- организация международных обменов информацией между молодежными космическими центрами России и зарубежных стран.

МКА также является универсальной платформой для проведения технических экспериментов по отработке узлов и систем, предназначенных для установки на дорогостоящие и уникальные космические аппараты.

Аналогичные типы МКА описаны в аналитическом обзоре [2].

2. Состав аппаратуры и систем МКА

Аппаратурой специального назначения для МКА является камера ДЗЗ разработки ИНИ "ОИГЭКС" КОЭ 3. Чувствительный элемент камеры – ПЗС-линейка. Камера производит съемку в трех спектральных диапазонах и в панхроматическом режиме. Разрешение – 37,5 м (панхром.) с высоты орбиты 500 км, полоса захвата – 75 км.

В качестве аппаратуры, обеспечивающей доставку результатов съемки из космоса на наземные средства потребителя, используется высокоскоростная радиолиния (ВРЛ) ПНИ "САИГ", пропускная способность которой: 16ч64 Мбит/с. В состав ВРЛ входят: а) блок запоминающего устройства (БЗУ); б) канал передачи целевой информа-

ции. В качестве БЗУ используются быстрые флэш-диски, объем которых выбран, исходя из максимального потока информации с камеры и среднего времени съемки за сутки, и составляет 32 Гбайт в основной конфигурации. Для управления процессами записи и чтения флэш-дисков через интерфейс SerialATA применен специально для этого разработанный контроллер Si13512. Для управления контроллером Si13512 необходима пина PCI. Чтобы не ставить на борт встраиваемую ЭВМ, применена микросхема PCI9056, которая автономно обеспечивает режим PCI Bus Mastering 32 бита 66 МГц, что и требуется для работы Si13512. Рассмотрен блок передатчика (ПРД) и произведен расчет радиолинии. Рассмотрены антенно-фидерные устройства, контрольно-проверочная аппаратура блоков ПРД, паземная приемная станция и ее состав.

Оптимальный состав бортового комплекса управления (БКУ) КА определен по основным критериям массогабаритных и энергетических характеристик. БКУ представляет собой совокупность бортовых систем с соответствующим информационным и программным обеспечением, решающим задачи управления и контроля бортовой аппаратуры (БА) и состоит из: а) бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС); б) бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БА КИС); в) бортовой системы телеметрических измерений (БСТИ); г) бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ). Подобран и рассмотрен состав всех элементов.

Проведен проектный расчет системы ориентации и стабилизации и определен ее приборный состав. В качестве приборов системы определения ориентации на МКА используются: два датчика Солнца, датчик Земли, блок датчиков угловых скоростей, приемник единой космической навигационной системы "ГЛОНАСС". Дашный приборный состав удовлетворяет как по точности определения ориентации спутника и энергопотреблению, так и по массе. Приборы спроектированы для различных орбит при диапазонах высот полета от 180 до 100000 км.

Расчет системы, а также подбор маховиков и электромагнитных катушек произведен, исходя из требований по обеспечению угловой стабилизации во всех режимах работы при действии внешних возмущающих моментов, а также из условий обеспечения подкрутки оптической оси за время съемки. Допустимая угловая скорость стабилизации МКА равна $0,19^\circ/\text{с}$. Проанализирована тенденция изменения точности стабилизации в связи со снижением высоты орбиты.

Система электропитания (СЭП) разработана на базе солнечной энергетической установки с использованием солнечных батарей (СБ), аккумуляторных батарей (АБ) и комплекса автоматики и стабилизации напряжения (КАС). СЭП обеспечивает: а) напряжение на выходе в установившемся режиме потребления от $28,5 \pm 2,85$ В; б) среднее

суточную выходную мощность (при напряжении 27 В) не менее 17,7 Вт; в) максимальный установившийся ток нагрузки не более 2 А, импульсный и в переходных режимах не более 3,0 А; г) срок активного существования КА не менее 0,5 года; д) установку панелей СБ в одной плоскости. Расчет требуемой мощности СБ производится по соотношению:

$$P_{\text{СБ}} = \frac{P_{\text{П ср сут}} + P_{\text{СЭП}}}{\eta_{\text{КАС}} \cdot \eta_{\text{ЛБ}} \cdot \cos \alpha},$$

где $P_{\text{П ср сут}}$ – 60 Вт – среднесуточная мощность нагрузки;

$P_{\text{СЭП}} = 3$ Вт – собственное потребление СЭП;

$\eta_{\text{КАС}} = 0,97$ – среднее значение КПД КАС;

$\eta_{\text{ЛБ}} = 0,97$ – среднее значение КПД ЛБ.

Расчет необходимой емкости ЛБ проводится по соотношению:

$$C = \frac{W_{\text{ЛБ}}}{U_{\text{СР.Р}} \cdot K_{\text{Р}}},$$

где $W_{\text{ЛБ}}$ – необходимая энергия ЛБ;

$U_{\text{СР.Р}}$ – среднеразрядное напряжение ЛБ;

$K_{\text{Р}}$ – коэффициент, учитывающий количество циклов заряда-разряда.

Необходимая энергия ЛБ определяется по формуле:

$$W_{\text{ЛБ}} = \frac{(P_{\text{П}}^{\text{т}} + P_{\text{СЭП}}) \tau_{\text{т}}}{\eta_{\text{РУ}} \cdot \eta_{\text{ЗУ}}},$$

где $P_{\text{П}}^{\text{т}}$ – среднее значение мощности нагрузки на тепловом участке ($P_{\text{П}}^{\text{т}} = 17,7$ Вт);

$\tau_{\text{т}}$ – длительность теплового участка орбиты ($\tau_{\text{т}} = 37$ мин);

$\eta_{\text{РУ}}$ – средний КПД разрядного устройства ($\eta_{\text{РУ}} = 0,95$).

Блочный состав СЭП приведен в таблице 1.

Таблица 1 – Блочный состав СЭП

Наименование прибора	Степень новизны или заимствования	Количество, шт.	Масса, кг, не более
1 СБ на базе Si ФП на базе Ga-As ФП	Новая разработка Новая разработка	8 створок 1,05 м ² 0,7 м ²	1,79 кг 1,33 кг
2 ЛБ ЛИКПН-10 КСР 325582	Работы по адаптации к условиям КА	1	1,5
3 КАС в составе: США ЗРУ	Работы по адаптации к условиям КА	1 1 1	4

Суммарная масса СЭП не превышает:

7,29 кг при использовании СБ на базе Si ФП; 6,83 кг – СБ на базе Ga-As ФП.

В состав системы обеспечения теплового режима (СОТР) МКА входят как пассивные средства (ЭВТИ, термосопротивления, термоизолирующие покрытия и др.), так и активные (тепловые трубы, пленочные электронагреватели). Расчет системы СОТР и площади панелей холодного радиатора был проведен, исходя из следующих условий [3]: а) среднесуточная мощность; б) наличие внутренних и внешних тепловых потоков; в) влияние ЭВТИ на тепловой поток; г) ориентация МКА в инерциальной системе координат.

3. Компоновка МКА

Корпус МКА является негерметичным, имеет форму прямоугольного параллелепипеда. Сотовые панели, с размещенными в них тепловыми трубами, используются для размещения БА и являются силовыми элементами корпуса, обеспечивая необходимую жесткость конструкции.



Рис. 1. МКА в ПО

1 – шпангоут стыка КА с ПО; 2 – шпангоут стыка
головного обтекателя с ПО;
3 – МКА; 4 – адаптер отделения

Внутри панелей установлены втулки для крепления БА на панели и крепления частей МКА друг к другу. На внутренней поверхности панелей размещены приборы БА, температурные датчики и электронагреватели СОТР.

Приборы устанавливаются на термопанелях.

Приборы БА устанавливались, исходя из логики их взаимодействия, обеспечения комфортных тепловых условий, минимизации длины связывающих коммуникаций и ряда других проектно-конструкторских условий и ограничений.

На части внешней поверхности панелей корпуса нанесено терморегулирующее покрытие, обеспечивающее сброс тепла в космическое пространство. Внешние поверхности МКА, не предназначенные для сброса тепла, укрываются экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Солнечная батарея состоит из восьми панелей, расположенных в полетной конфигурации в одной плоскости и установленных неподвижно через крошечные с низкой теплопроводностью.

МКА устанавливается на носитель (переходной отсек (ПО) сборочно-защитного блока) с помощью адаптера, в состав которого входит система отделения МКА (рису-

нок 1). Крепление МКА к адаптеру осуществляется с помощью четырех замков-толкателей системы отделения.

МКА выводится на опорную орбиту в качестве попутной полезной нагрузки совместно с КА "Прогресс", а на рабочую орбиту выведение осуществляется с помощью разгонного модуля – прототипа реактивной системы управления ФГУП "НИИМац". Масса разгонного модуля – 6,5 кг, из них масса топлива – 2,5 кг.

Общий вид МКА в орбитальной конфигурации представлен на рисунке 2, общий вид разгонного модуля представлен на рисунке 3.



Рис. 2. МКА ДЗЗ



Рис. 3. Разгонный модуль МКА

Масса МКА – 43,51 кг, масса адаптера отделения – 10,6 кг, масса разгонного модуля – 6,5 кг, суммарная масса МКА – 60,61 кг.

Разработанная концепция универсальной космической платформы делает возможным создание целой серии малых ступенчатых космических аппаратов научного, прикладного, экспериментального и иного назначения. Создание подобных космических аппаратов реально при кооперации Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва и Государственного научно-производственного ракетно-космического центра "ЦСКБ – Прогресс".

Библиографический список

1. "Малоразмерный унифицированный КА высокоточного наблюдения в интересах природопользования, экологии и контроля чрезвычайных ситуаций" – ЦСКБ-Прогресс, 1999.
2. "Малые космические аппараты. Аналитический обзор." – ФГУП НИО прикладной механики имени академика М.Ф. Решетнева, 2004.
3. Фаворский О.П., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1967.