

СТРУКТУРНОЕ ПОСТРОЕНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ МОЛДАВСКОГО СТУДЕНЧЕСКОГО МИКРОСПУТНИКА

Ион Бостан¹, Валерий Блинов², Валерий Блажа¹, Михаил Владов¹, Дмитрий Добров², Валерий Канцер³, Николай Секриеру¹, Даниил Украинцев²

¹Технический университет Молдовы (UTM), Кишинэу, Молдова

ibostan@adm.utm.md

²«Comelpro» SRL, Кишинэу, Молдова

office@comelpro.com

³Институт инженерной электроники и промышленных технологий

Академии наук Молдовы, Кишинэу, Молдова

kantser@lises.asm.md

Abstract — В докладе приведено описание структурного построения и конструкции молдавского студенческого микроспутника (МСС)

Index Terms — микроспутник, система управления, система электроснабжения, бортовая система телеметрического контроля, бортовой вычислительный комплекс, многоспектральный сканер, терминал ГлобалСтар.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время во многих технических университетах мира в рамках студенческих конструкторских бюро проводятся разработки по созданию микроспутников, а некоторые университеты успешно запустили спутники на орбиту и с их помощью успешно решают учебные и научные задачи.

В данной работе описано построение, основные характеристики и работа составных систем молдавского студенческого микроспутника (МСС). [1]

I. НАЗНАЧЕНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ МСС

Молдавский студенческий спутник (МСС) предназначен для дистанционного зондирования и мониторинга состояния участков суши и водной поверхности (ДЗЗ), в первую очередь Республики Молдова.

Проект выполняется в Государственном техническом университете Молдовы (UTM) с дополнительной целью:

- создания научно-образовательных программ по проектированию, изготовлению и эксплуатации МСС с использованием полученной телеметрической и научной информации;
- создания интерактивных базисных мультимедийных курсов, лабораторных работ и специальных практикумов.

Предполагается, что проектируемый МССС будет иметь массу не более 50 кг. По существующей классификации МСС попадает в класс микроспутников [2].

МСС должен быть выведен на околоземную солнечно-синхронную орбиту высотой 600-700 км, период обращения 90-100 мин., наклонение - 92-98°. Коррекция орбиты после выведения не предусматривается.

Срок активного существования на орбите не менее 3-х лет.

II. ОПИСАНИЕ ПЛАТФОРМЫ МСС

Платформа МСС имеет в своем составе системы, обеспечивающие функционирование самого микроспутника и полезной нагрузки в условиях космического полета в течение 3-х лет. Подсистемы в составе платформы микроспутника обеспечивают электропитание, температурный режим, сбор телеметрической информации с обеспечивающих систем и элементов полезной нагрузки, управление полетом и элементами полезной нагрузки, радиообмен с системой управления, передачу целевой информации от полезной нагрузки на Землю.

МСС (смотри ПРИЛОЖЕНИЕ А) содержит:

- систему управления (СУ);
- систему электроснабжения (СЭС);
- полезную нагрузку, в т.ч. многоспектральный сканер, передатчик и антенно-фидерные устройства информационной радиолинии;
- бортовую аппаратуру командно-телеметрической радиолинии (БА КТРЛ);
- терминал и антенну ГлобалСтар;
- систему обеспечения теплового режима.

1. Система управления (СУ)

Осуществляет следующие задачи управления:

- полетом МСС;
- ориентацией и стабилизацией МСС;
- связью с наземным пунктом управления;
- режимами работы полезной нагрузки;
- системой электроснабжения;
- работой БА КТРЛ.

СУ характеризуется:

- Устойчивостью к сбоям распределенной системы, т.е. должна работать в случае единичного аппаратного сбоя без последствий для ее функциональных возможностей. В случае возникновения второго аппаратного сбоя ПСУ должна иметь возможность выполнять как минимум наиболее критичные для миссии операции.
- Интерфейсы всех систем СУ задублированы. Единичный аппаратный сбой в информационном интерфейсе системы не должен привести к сбою в управлении этой системой от СУ.
- Памятью большой емкости, способной хранить бортовое ПО, специальные данные, а также данные телеметрии на период, пока МСС находится вне зоны видимости наземных станций управления аппаратом; в любой момент времени не более 0.01% объема данных, хранящихся в памяти, могут быть безвозвратно испорчены.
- Компактностью и минимальным энергопотреблением.
- Вероятностью безотказной работы не менее 0.99 в течение трех лет активного существования МСС на синхронно солнечной орбите высотой (600–700)км.
- Возможностью программного переконфигурирования в полете.
- Компоненты ПСУ должны выдержать суммарную дозу радиации до 10 Крад в течение одного года эксплуатации.
- Компоненты ПСУ должны быть устойчивы к воздействию высокоэнергичных космических частиц с энергией до 50 МэВ, либо иметь в своем составе контуры обнаружения единичных сбоев, вызванных такими частицами.

Состав СУ

В состав СУ входит бортовой компьютер и информационные интерфейсы к нему, терминал ГлобалСтар с антенной, датчики и исполнительные устройства ориентации и навигации.

Главные элементы бортового компьютера:

- центральный процессор;
- память;
- сторожевой таймер;
- АЦП и ЦАП;
- каналы ввода и вывода;
- шина данных;
- таймер реального времени.

Сторожевой таймер

Главная особенность контроль работоспособности и перезагрузка бортового компьютера в случае возникновения проблем с программным обеспечением (ПО).

Значение таймера инкрементируется с определенной частотой, и когда значение в нем достигает определен-

ного значения, процессор перегружается.

Сторожевой таймер должен быть сброшен до того момента, когда его счетчик достигнет этого критического значения. Это, в свою очередь, требует корректной работы бортового ПО. Перезагрузка произойдет в том случае, если бортовой алгоритм по какой-либо причине зависнет.

Сторожевой таймер может быть как встроенным в процессор, так и являться внешним по отношению к нему устройством.

Память

В системе предполагается использовать три типа памяти: ROM, Flash, RAM.

Для возобновления работы компьютера после перезагрузки служит т.н. загрузчик, который инициализирует процессор и передает управление операционной системе. Этот загрузчик прошивается в память ПЗУ, которая не должна быть подвержена воздействию единичных битовых сбоев. Такой особенностью обладают некоторые типы ROM – памяти (Read Only Memory).

Flash-память используется для хранения операционной системы (ОС) и бортового ПО. Она энергонезависима, но может быть перезаписана. Хранение ОС и кодов бортового ПО на флэш-памяти дает возможность переписывать модули по командам с Земли.

Оперативная память (RAM) используется как временная память для хранения данных, работы всех бортовых программ и т.п.

Для идентификации ошибок типа бит-флипов в Flash и RAM, может использоваться специальный контур определения и коррекции ошибок EDAC (Error detection & correction circuitry), устанавливаемый между этими блоками памяти и процессором.

Для управления командной радиолнией связи с землей бортовой компьютер должен быть связан с подсистемой радиосвязи. Радиоканал отправляет и принимает данные последовательно по интерфейсу RS232 или RS485.

Компьютер должен иметь ряд интерфейсов ввода/вывода аналоговой информации (АЦП/ЦАП) и цифровых данных. АЦП могут также быть встроены или расположены на одной плате с процессором, а также располагаться на специальных платах.

Магнитные катушки СОС, используемые в МСС, могут потребовать наличия широтно-импульсного модулятора (ШИМ). ШИМ-контроллер может располагаться на плате с процессором, или устанавливаться отдельно.

В зависимости от выбранного процессора необходим **таймер реального времени**. Возможно использовать встроенный в процессор таймер, если таковой имеется. Таймер необходим для планирования выполнения команд на борту МСС.

МСС требует наличия отладочного интерфейса. Цель его установки – отладка бортового ПО и аппаратной конфигурации, загрузка нового ПО во флэш-память. Интерфейс контролирует жизненно важные аппаратные сигналы, а также имеет интерфейс связи с флэш-памятью.

Средства ориентации и стабилизации представлены устройствами:

- магнитометр – 1 шт;
- датчик Солнца - 2 шт;
- GPS приемник терминала ГлобалСтар – 1 шт;
- активные элементы: 3 двигателя-маховика, 3 электромагнитные катушки для гашения остаточного момента.

Принцип действия - 3-х координатная, активная маховичная.

Основные характеристики ориентации и стабилизации МСС:

- точность ориентации ПЗС- приемника много-спектрального сканера перпендикулярно вектору бега изображения не хуже $0,1^\circ$;
- точность ориентации направления визирования в надир - $0,1^\circ$;
- точность стабилизации по всем трем осям- не хуже $0,01^\circ/\text{сек}$;
- максимальная погрешность стабилизации в орбитальной системе координат (по всем направлениям) - $0,002...0,004^\circ/\text{сек}$;
- возможность получения данных об ориентации МСС в любой момент времени.

2. Система электроснабжения (СЭС)

СЭС предназначена для выработки, хранения, регулирования и распределения электроэнергии во всех фазах работы микроспутника на орбите.

Параметры СЭС:

- диапазон генерируемых напряжений – (10.0-12.6)В;
- генерируемая мощность СЭП: пиковая - 115Вт, средневитковая-30 Вт;
- пиковая мощность, предоставляемая полезной нагрузке - 80Вт;
- источники электроэнергии- фотоприемники 3-х каскадные на основе GaInP/AlGaAs/GaAs гетероструктур и литий ионная батарея аккумуляторов (Li-Ion).

3. Полезная нагрузка.

В состав полезной нагрузки входят:

- многоспектральный сканер - 1 шт;
- радиопередатчик с АФУ – 2 шт.

Многоспектральный сканер предназначен для преобразования изображения подстилающей поверхности в последовательный цифровой информационный поток. Разрешение: 25 м, спектральных каналов - четыре. В состав многоспектрального сканера входят 2 объектива - видимого и инфракрасного диапазона волн и электронный блок с холодным резервом.

Рабочая частота излучения передатчика - 8192 МГц (X- диапазон).

3.1 Технические характеристики.

1. Многоспектральный сканер:

- Диапазон рабочих орбит - 500, 600, 700 км;
- Скорость подспутниковой точки - 7054, 6903, 6757 м/с;

- Полоса захвата (высота 700 км) - 220 км;
- Фокусное расстояние объектива - $f=200$ мм;
- Относительное отверстие, не хуже - $F=f/d = 5.6$;
- Проекция пикселя на Землю (высота 700 км) - 25 м;
- Число элементов разложения в полосе захвата (фотоприемник. KLI-8811) -8800;
- Спектральный диапазон - 450...950 нм;
- Количество спектральных каналов- 4;
- Спектральные диапазоны каналов. [B: 450...520], [G: 540...590], [R: 630...680], [NIR: 750...950] нм;
- Рабочие углы Солнца (SNR. 30) - $15^\circ...90^\circ$;
- Максимальное радиационное разрешение- 0.3%;
- Разрядность цифрового сигнала - 12 Бит;
- Интерфейс вывода целевой информации - LVDS, стандарта ANSI/TIA/EIA-644;
- Максимальная скорость выходного потока - 64 Мбит/сек;
- Коэффициент сжатия цифрового потока - $1.0 < k < 1.2$, сжатие без потерь;
- Интерфейс управления режимами работы - RS 485;
- Потребляемая мощность - не более 7 Вт;
- Габариты, мм -160(Z)x130x(100x2);
- Масса, кг - $2 \times 1.6=3.2$.

3.2. Передатчик.

- Рабочая частота, МГц - 8192;
- Относительная нестабильность частоты сигнала в диапазоне температур, не более - $\pm 2 \times 10^{-6}$;
- Точность установки частоты, кГц - ± 10 ;
- Абсолютная нестабильность частоты, кГц - ± 12 ;
- Вид модуляции – QPSK;
- Скорость передачи информации, не менее - 64 Мб/с;
- Подавление гармоник на выходе передатчика, не менее - 30 дБ;
- Информационный цифровой вход - симметричная пара 120 Ом (LVDS);
- Потребляемая мощность - 60 Вт;
- Излучаемая мощность - 8 (+39) Вт (dBm);
- Коэффициент усиления антенны - 7...12 дБ;
- Коэффициент стоячей волны антенны, не более - 1:1.5;
- Поляризация круговая – правая;
- Коэффициент эллиптичности в направлении главного максимума ДН, не менее - 0.8;
- Габариты, мм - 250x130x20;
- Масса - 2.0 кг (0.2кг антенна).

3.3 Режимы работы.

Основной режим работы предусматривает съемку выбранной территории на освещенной поверхности Земли в течение 30...150 сек. Отклонение МСС по углу крена в диапазоне $\pm 35^\circ$ позволяет увеличить полосу

возможного обзора и обеспечить наблюдение выбранной территории. ПЗС линейка многоспектрального сканера обеспечивает съемку земной поверхности с разрешением 25 м в полосе захвата 220 км с высоты 700 км.

Оперативное обновление информации ДЗЗ для выбранной территории с характерным размером 200 на 1000 км. Характерные времена обновления 24 часа.

Управление режимами работы осуществляется по шине RS 485 и позволяет управлять:

- строчной частотой ПЗС, регулируемой под текущую высоту орбиты МСС;
- временем экспозиции ПЗС - для адаптации к фоно-целевой обстановке.

Режимов работы передатчика два: «включено» и «выключено», переключение внешним питанием. Включение, выключение и переключение режимов работы комплекта осуществляет ПСУ.

3.4 Режимы съемки:

1. Съемка выбранной территории размером 200х1000 км на освещенной стороне Земли, одновременное запоминание информации ДЗЗ, последующий сброс накопленной информации на наземный пункт приема (НППЦИ).

2. Одновременная съемка и передача полученного изображения в режиме прямого вещания.

4. Командно-телеметрическая радиолиния (КТРЛ)

Содержит:

- Передатчик бортовой системы управления МСС - 2257,5 МГц, S-диапазон.
- Приемник бортовой системы управления МСС - 400 МГц, L-диапазон.
- Бортовые АФУ L- и S- диапазонов.

5. Система обеспечения теплового режима (СОТР)

Пассивная, с тепловыми трубами и радиаторами. С использованием экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). СОТР обеспечивает температуру посадочных мест аппаратуры от минус 40 до 70 °С.

6. Конструкция и компоновка

Корпус аппарата негерметичный, его форма для простоты компоновки и снижения стоимости изготовления и сборки близка к платформе Российского микроспутника проекта «Колибри», Fig.1 и Fig.2 Силовая конструкция обеспечивает удобство компоновки, прочность и жесткость, и оптимальные тепловые режимы посадочных мест приборов.

Солнечные батареи (СБ) крепятся на боковых поверхностях и в рабочем положении раскрываются под углом 90 градусов к ним. СБ каркасного типа. Общая площадь СБ около 1 м².

В качестве материала силовой конструкции МСС выбраны материалы, применяющиеся в ракетно-космической технике. сплав АМг-6 (силовая конструкция), АМг-2н (сотовый наполнитель силовых панелей) и Д19 - обшивка сотовых панелей, сплав 30ХГСА, уг-

лепластики.

С наружной стороны приборы и конструкция закрыты экрановакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) из многослойной лавсановой металлизированной пленки, которая наклеивается на корпус МСС.

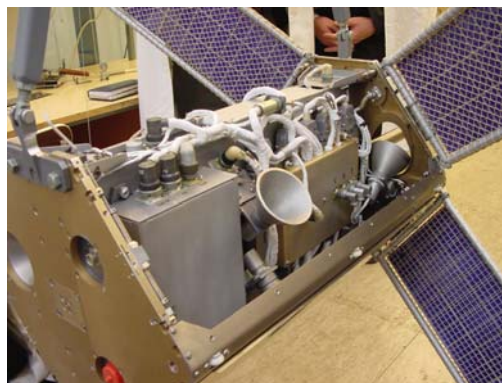


Fig.1 Фото макета конструкции микроспутника «Колибри».

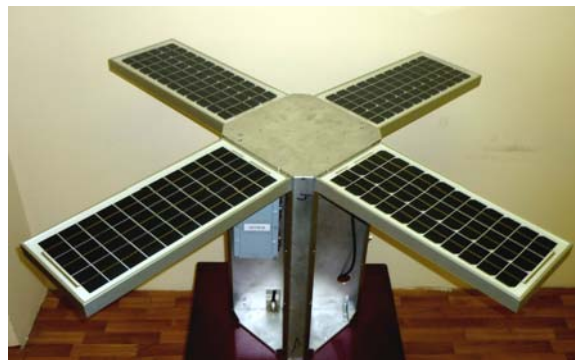


Fig.2 Фото макета конструкции МСС.

7. Устройства крепления и отделения.

При стыковке с ракетой-носителем (РН) КА устанавливаются на промежуточную платформу под небольшим углом к продольной оси РН, которая крепится под кронштейнами рамы полезной нагрузки. МСС размещен в свободном объеме головного обтекателя ракетносителя (РН) и снабжен собственной пиротехнической системой отделения, поставляемой вместе с МСС. При его отделении от РН часть конструкции, расположенная выше плоскости отделения, остается на РН. Команда на отделение поступает от РН. Электрическим интерфейсом между МСС и РН являются два кабеля: один между системой отделения и системой управления РН, второй между датчиками контроля отделения и системой телеметрии РН.

8. Режимы полета МСС.

1. Успокоение после выведения на орбиту.
2. Трехосная ориентация на освещенном участке орбиты с ориентацией СБ СЭС на Солнце при углах Солнца над местным горизонтом меньше 15° и при других углах, если отсутствует работа согласно п.3 и п.4.

3. Ориентацию оси визирования сканера в выбранный район наблюдения на освещенной стороне Земли при углах Солнца на горизонтом 15...90°.

4. Ориентацию оси визирования микроспутника в направлении наземной станции приема информации полезной нагрузки.

5. Сброс остаточного кинетического момента и невозмущенное поддержание ориентации на теневом участке орбиты.

6. Восстановление ориентации МСС в нештатных ситуациях.

9. Временная диаграмма орбитального витка.

После убеждения в штатной работе всей аппаратуры МСС программно производится закладка на борт реального времени и начальных условий баллистического обеспечения и ПСУ переводится в режим штатной эксплуатации.

При выходе из тени Земли МСС включает двигатели-маховики СОС и переходит в режим солнечной ориентации, одновременно контролируя угол возвышения Солнца над местным горизонтом в орбитальной системе координат.

При превышении этого угла 15° МСС готов перейти в режим съемки и сохранения информации ДЗЗ. Разворот в направлении наблюдаемого района или наземной станции и успокоение производится за 15 минут до съемки или начала работы передатчика сканера. Включение передатчика возможно и на теневой стороне Земли.

После уменьшения угла Солнца над местным горизонтом ниже 15° происходит опять перевод МСС в солнечную ориентацию, и он накапливает энергию до входа в тень при отсутствии в циклограмме работы режима передачи информации ДЗЗ.

После входа в тень МСС выключает двигатели-маховики, которые останавливаются в режиме самоторможения и при помощи электромагнитов гасят накопившийся кинетический момент.

На следующем витке режимы работы повторяются.

10. Модели запуска МСС.

Одним из существенных компонентов цены проекта МСС является стоимость запуска. На сегодняшний день самыми рентабельными средствами запуска малых космических аппаратов (КА) являются российские конверсионные ракеты, которые сняты с боевого дежурства и должны быть уничтожены, в т.ч. методом отстрела в ходе запуска полезной нагрузки в космос. Количество таких ракет в России уже исчисляется сотнями (МБР РС-18 - РН "Стрела" и "Рокот", МБР РС-19 - РН "Днепр" и др.) и увеличилось в результате ратификации договора СНВ-2. Стоимость запуска находится в пределах (8-14) млн. долл. Поэтому выведение на орбиту предполагается осуществить в качестве попутной полезной нагрузки на одном из следующих ракет-носителей (РН): «Стрела», «Днепр», «Рокот», «Союз», «Циклон», «Космос-3М».

При запуске МСС ракетами-носителями "Союз" ЦСКБ-Прогресс, г. Самара, Россия МСС устанавливает-

ся на носитель в переходной отсек (ПО) сборочно-защитного блока с помощью адаптера, в состав которого входит система отделения МКА. Крепление МКА к адаптеру осуществляется с помощью четырех замков-толкателей системы отделения. Микроспутник выводится на опорную орбиту в качестве попутной полезной нагрузки совместно с КА "Прогресс", а на рабочую орбиту выведение может быть осуществлено с помощью разгонного модуля-прототипа реактивной системы управления ФГУП "НИИМаш", Россия. Масса разгонного модуля-6,5 кг, из них масса топлива-2,5к. Запуски коммерческих полезных нагрузок осуществляются с космодрома "Байконур". Космодром "Байконур" в настоящее время имеет все необходимые объекты, оборудование и инфраструктуру для обеспечения подготовки и запуска самого широкого спектра коммерческих полезных нагрузок ракетой-носителем "Союз". Продвижением услуг ракет-носителей "Союз" на международном космическом рынке занимается акционерное общество "Старсем", Россия.

Многие западные разработчики малых КА, в том числе SSTL, компании США, Германии и Франции, уже пользуются этим преимуществом. Американские конверсионные ракеты не способны конкурировать с Российскими ракетами по ценам. Они получают заказы только в результате жестких протекционистских мер администрации США - по существующему законодательству, все правительственные спутники должны запускаться только американскими ракетами.

III. ПРИЛОЖЕНИЯ

1. ПРИЛОЖЕНИЕ А. Структурная схема микроспутника

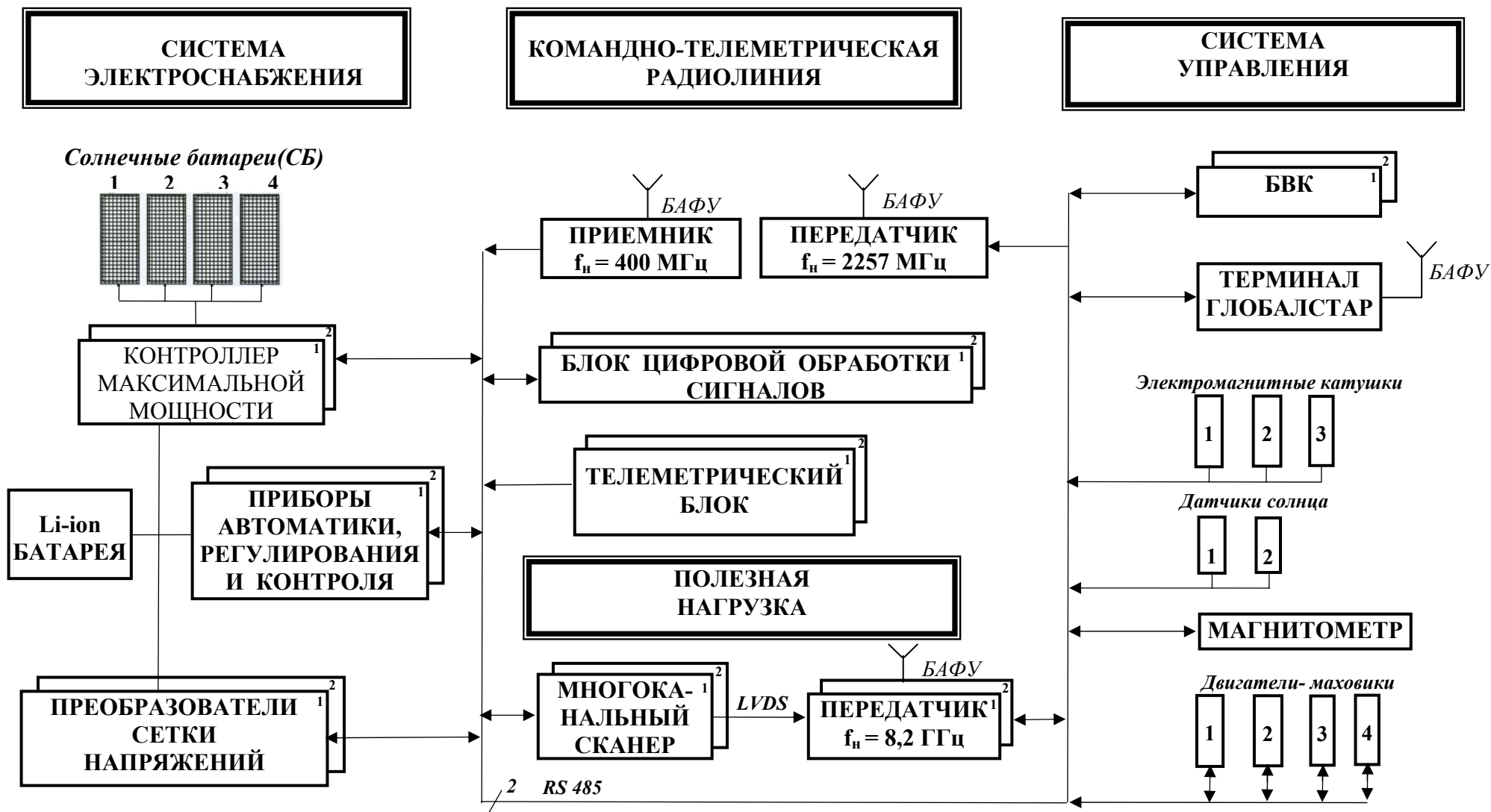
ССЫЛКИ

[1] Молдавский студенческий микроспутник – Тактико-техническое задание. UTM, 2009.

[2] Ion Bostan, Mihail Vladov, Valeriu Dulgheru, Igor Mardare, et al "Moldavian Microsatellite"- Aerospace project launched at the Technical University of Moldova. – UNIVERSITAT SIEGEN Institut fur Digitale Kommunikationssysteme Wissenschaftliches Kommunikations-und Sicherheitskolloquium, 2009. p.161-170.

[3] Олег Гобчанский Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов. «СТА»-2001, № 4. стр. 28-34

[4] Гобчанский О.П., Попов В.Д., Николаев Ю.М. Повышение радиационной стойкости промышленных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры. «СТА».2001, № 4.



Структурная схема микроспутника