

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ТИПА «МИКРОСПУТНИК»

© Р. Р. Аликперов, С. В. Губин, А. В. Горовой

Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського (ХАІ)

Розглянуто методику проектування системи енергопостачання студентського мікросупутника. Проведено аналіз особливостей енергоустановки. Розглянуто питання проектування акумуляторних батарей і батарей фотовідтворюючих у складі системи енергопостачання.

ВВЕДЕНИЕ

Современное развитие космонавтики позволяет выводить на орбиту студенческие космические аппараты широкого назначения, а именно:

- для любительской радиосвязи;
- для видеонаблюдения и фотосъемки поверхности Земли, разведки природных ресурсов, дистанционного зондирования, космической метеорологии, геодезии и навигации;
- для научных исследований (исследований земной природной среды, экологического мониторинга).

Такой космический аппарат может представлять собой малоразмерный искусственный спутник Земли с малой массой (до 100 кг), созданный в сжатые сроки и с относительно небольшими затратами. Спутник с такими характеристиками классифицируется как микро- или наноспутник (до 10 кг). Эти спутники выводятся на орбиту попутным запуском, т. е. дополнительной массовой нагрузкой в резерв массы к основному спутнику, что позволяет значительно снизить затраты на вывод и эксплуатацию спутника.

Особенностью такого спутника является его универсальность, простота конструктивных форм, применение хорошо отработанных элементов и систем.

ОСОБЕННОСТИ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ

Особенностью ЭУ студенческого мікросупутника является малая мощность, схемотехническая простота, надежность, удовлетворяющая требованиям малых сроков эксплуатации (1-2 года) и возможность электропитания различной целевой аппаратуры с разнообразными номиналами питающего напряжения (радиосвязь, видеонаблюдение, магнитоспектр-

ральное исследование, фото съемка, инфракрасное сканирование).

В качестве первичного источника тока в энергосистеме наиболее рационально применение солнечных батарей. В зависимости от задач аппарата, СБ могут быть размещены на корпусе, либо установлены под определенным углом к корпусу для повышения энергоприхода, либо установлены под соответствующим углом к корпусу для снижения аэродинамического сопротивления. В качестве накопителей энергии используют Ni-Cd либо Ni-MH герметичные аккумуляторы коротких разрядных токов, что позволяет обеспечить наиболее простую структуру СЭС с повышенной энергоотдачей.

Анализ современных СЭС микро- и наноспутников показывает, что такие СЭС реализуются с секционированными панелями с дискретным регулированием методом шунтирования СБ и нестабильной центральной шиной с напряжением, определяемым степенью заряженности АБ.

При этом контроль за состоянием центральной шины осуществляется по двух- или трехуровневому принципу, т. е. с применением датчиков min, max, среднего напряжения.

Неравномерность энергоприхода на световом участке такого спутника накладывает дополнительные ограничения на структуру СЭС и ее математическую модель [3]. Рассмотрим основные вопросы проектирования СЭС таких ИСЗ.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СЭС

Энергоприход. Большая часть всего энергоприхода приходится на прямое солнечное излучение. Мощность солнечного излучения, попадающего на единицу поверхности панели БФ, определяется из

выражения

$$E = E_0 \cos \alpha, \quad (1)$$

где α — угол между внешней нормалью к поверхности панели БФ и вектором направления на Солнце.

Величина α зависит от принятой на рассматриваемом участке полета схемы перекладки панелей. Схема перекладки — это определенное положение панели относительно корпуса КА, характеризуемое допустимыми диапазонами изменения ее углов установки по каналам курса, тангажа и крена. Каждая схема перекладки соответствует определенному режиму функционирования КА, а также его расположению относительно Солнца. Различают схемы перекладок для таких режимов ИСЗ, как маневры, сбросы контейнеров, зондирование районов, передача информации потребителям, полет в тени Земли, полет на подходе к зениту Солнца и пр. [3]. Таким образом, на стадии аванпроектирования СЭС ИСЗ для заданной схемы перекладки решается задача нахождения углов установки, обеспечивающих максимальную среднеинтегральную мощность снимаемой с БФ энергии на промежутке времени, характеризующего продолжительность функционирования КА с фиксированной схемой перекладки.

Тепловой режим. Особое внимание заслуживает тепловой режим, так как от него зависит надежность работы всей системы [3, 4].

Расчет температуры БФ основан на решении уравнения теплового баланса

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = Q_1 + Q_2 - N_{уд}, \quad (2)$$

Внешними источниками тепла для панели БФ ИСЗ являются прямое излучение Солнца, собственное и отраженное солнечное излучения Земли:

$$Q_1 = \alpha_l (E_l + E_{отр\ l} + E_{соб\ l}) + \\ + \alpha_t (E_t + E_{отр\ t} + E_{соб\ t}), \quad (3)$$

где индексы «*л*» и «*т*» относятся к лицевой и тыльной поверхностям панели; α — интегральный коэффициент поглощения указанной поверхности.

К внутренним источникам (стокам) тепла могут быть отнесены: тепловые потоки от КА и его двигательной установки; переизлучение от элементов конструкции аппарата; тепловое излучение самой батареи.

$$Q_2 = -(\varepsilon_l + \varepsilon_t) \sigma T^4, \quad (4)$$

Для математического описания $N_{уд}$ пренебрежем зависимостью электроэнергетических параметров БФ от температуры. Данное предположение упрощает

процедуру численного интегрирования уравнения, существенно не снижая точность расчета, так как, во-первых, $N_{уд}$ составляет незначительную часть (10 %) от определяющего потока Q_1 , а во-вторых, четвертая степень в выражении для Q_2 нивелирует возможную погрешность определения T из-за температурной зависимости электрических параметров батареи. Итак, для $N_{уд}$ запишем выражение

$$N_{уд} = (E_l + E_{отр\ l}) \eta k_{зап}, \quad (5)$$

Здесь принимается, что отраженная радиация находится в спектральном диапазоне, совпадающем с областью чувствительности ФП.

С учетом выше приведенных соотношений (2)–(5) получим окончательный вид уравнения для расчета теплового режима БФ:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = \alpha_l (E_l + E_{отр\ l}) (1 - \eta k_{зап}) + \\ + \alpha_t (E_t + E_{отр\ t} + E_{соб\ t}) - (\varepsilon_l + \varepsilon_t) \sigma T^4.$$

Кроме того, учитывая то обстоятельство, что МС не имеет в своем составе герметичных отсеков, требуется определение его теплового режима с учетом работы в негерметичном контейнере, данное обстоятельство несколько снижает точность определения тепловых режимов и требует проведения дополнительных тепловых испытаний.

Аккумуляторная батарея. Из соответствующих расчетов проведенных по методике, изложенной в [3], можно утверждать, что максимум выходного тока СБ может превышать предельные зарядные токи АБ, что с одной стороны является дестабилизирующим фактором в энергобалансе системы, а с другой требует введения ограничения избыточной мощности СБ с соответствующим регулятором РИМ. В связи с этим в СЭС наиболее выгодно использовать АБ коротких токов разряда с возможностью длительного перезаряда.

$C_n = 2...20 \text{ А}\cdot\text{ч}; C_n$ — номинальная емкость; $D = 0.1C_n$; D — длительный ток заряда; $C = 0.5C_n$; C — средний ток заряда; $K = 0.8...0.9C_n$; K — короткий ток заряда.

Однако в связи с незначительным сроком существования спутника, возможно форсировать режимы работы АБ, используя ее предельные режимы заряда и разряда. Глубина разряда может достигать 70–80 % номинальной емкости АБ при ресурсе 1000 циклов, на что потребуются соответствующие расчеты по приведению к двум годам активного существования.

Работа АБ на предельных режимах требует введения элементов сервиса, а именно поэлементного

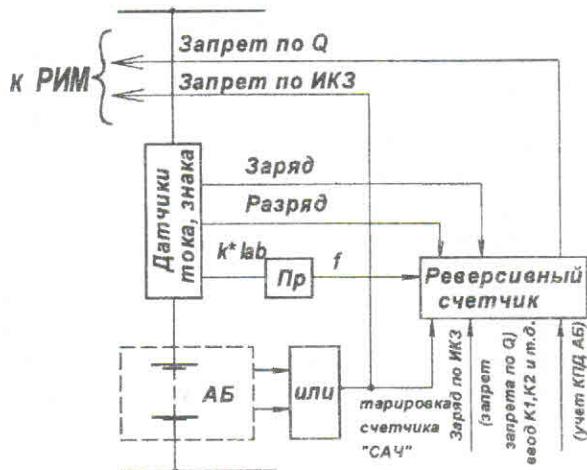


Рис. 1. Контроль режимов работы аккумуляторной батареи (окончание заряда без ИКЗ)

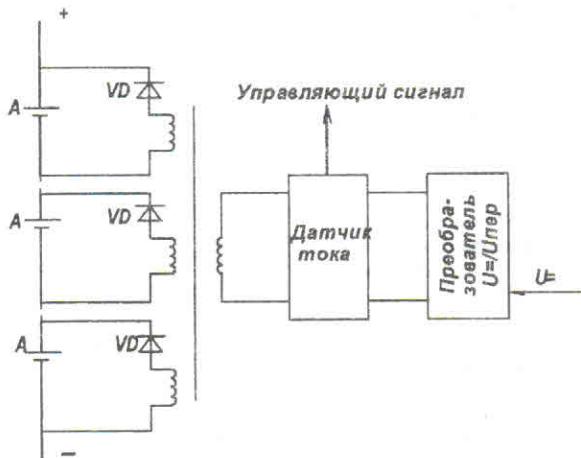


Рис. 2. Контроль режимов работы аккумуляторной батареи (окончанче заряда без переполосовки)

контроля на отдельных АК, САЧ, контроль тепловых режимов [3, 4] (рис. 1, 2).

Солнечная батарея. При проектировании СЭС особенное внимание необходимо уделить анализу внешних условий эксплуатации и активного срока существования МС. Сюда также входит детальный анализ сетки напряжения применяемой аппаратуры. Наиболее экономичным методом проектирования будет использование готовых, отработанных технических решений. А введение функции контроля ИП, шины СЭС и напряжения на формирователе сетки напряжений связано с разработкой специализированного программного обеспечения для универсального микроконтроллера СЭС.

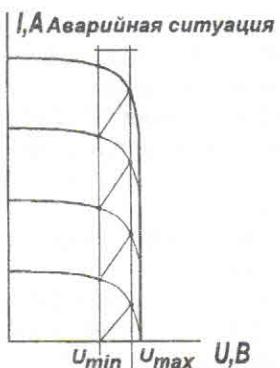


Рис. 3. Наращивание мощности СБ путем секционирования

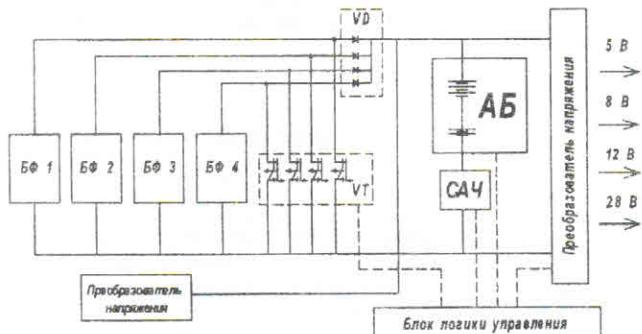


Рис. 4. Принципиальная схема СЭС с секционированными БФ и нестабильной шиной

Для примера рассмотрим спутник дистанционно- зондирования Земли.

Очевидно, наиболее выгодной базовой схемой структуры СЭС для МС будет секционированная СБ (рис. 3, 4) с нестабильной центральной шиной и напряжением, определяемым степенью зарженности АБ. Стабилизация напряжения для полезной нагрузки осуществляется от централизованного преобразователя, который формирует требуемую сетку напряжений.

В случае, если в потребление входят элементы с напряжением, отличающимся от созданной сетки (например ЭРДУ), такие элементы могут иметь собственный преобразователь при питании от центральной нестабильной шины.

выводы

Таким образом, методику проектирования СЭС студенческого МС можно свести к использованию готовых технических решений и готовых блоков,

- при этом обязательные элементы проектирования:
- Анализ графика энергопотребления и определение сетки напряжения.
 - Определение компоновки СБ и СЭС на КА.
 - Определение энергоприхода и энергетического баланса, а также расчет теплового баланса элементов СЭС.
 - Доработка ранее применявшихся СБ, согласование их с АК.
 - Доработка преобразователя сетки напряжения.
 - Доработка СПО микроконтроллера.

Предлагаемая методика позволяет провести выбор готовых отработанных решений, т. е. решить задачу разработки унифицированной СЭС.

При проектировании СЭС подразумевается использование готовых ми отработанных математических моделей различной сложности, соответствующие решаемым при этом задачам. Существенным моментом в задаче формализации этапа проектирования СЭС является выбор критерия (критериев) эффективности. Выбор критерия является неформальным актом, так как он не может быть предопределен теорией, а целиком зависит от содержания задачи. Основное свойство критерия оптимизации является более полное отражение требований задач оптимизации. Использование математических моделей можно представить схематично (рис. 5) [1, 5].

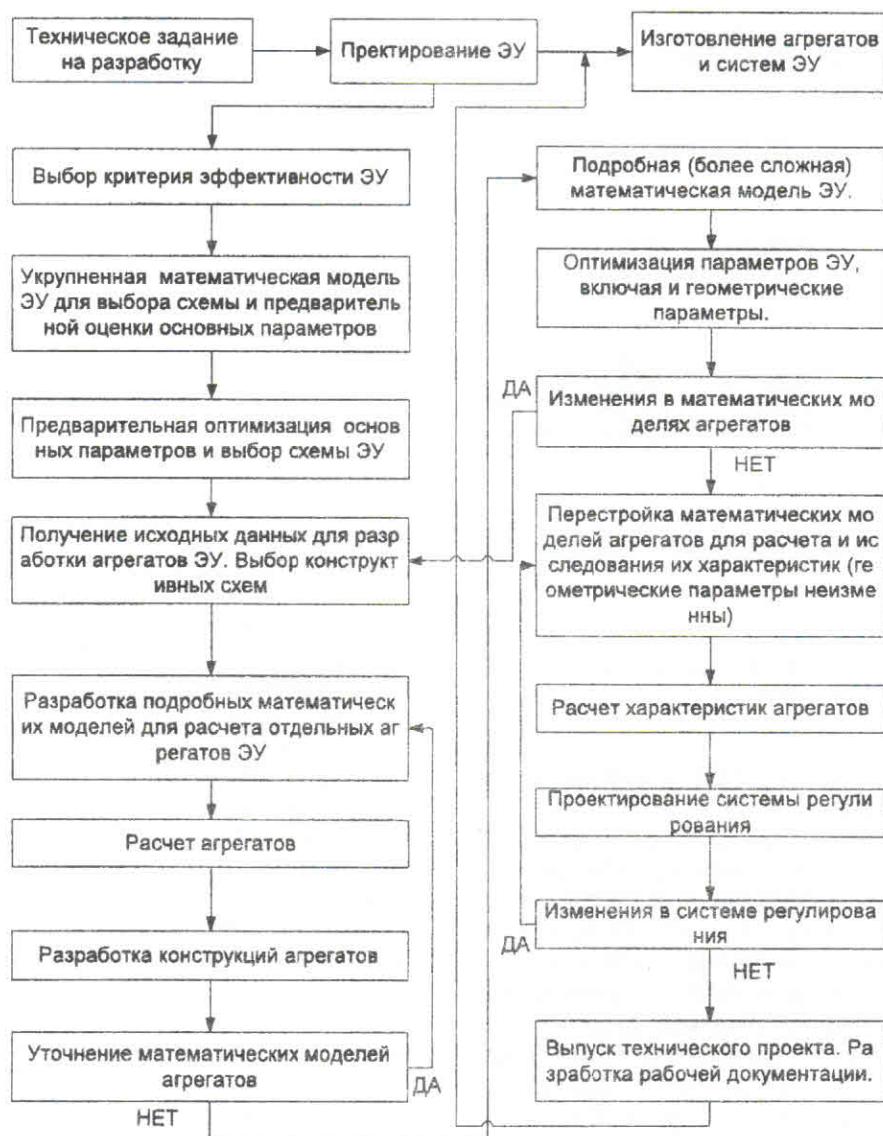


Рис. 5. Блок-схема использования математических моделей при проектировании ЭУ КЛА

Логика функционирования СЭС является исходной для программирования системы управления СЭС. Такую систему наиболее выгодно создавать на базе однокристального микроконтроллера с его подключением к регуляторам и датчикам СЭС и разработке для него СПО по требуемой логике функционирования.

Такой подход позволяет максимально снизить затраты на создание СЭС путем применения готовых и отработанных технических решений, готовых и отработанных элементов СЭС и введение индивидуальной логики функционирования СЭС путем программирования микроконтроллеров СУ. Это решение, кроме всего сказанного выше, позволяет достаточно просто объединить СЭС с центральным БЦВК и системой телеметрии.

Изложенная концепция дает только общую картину к проектированию СЭС микроспутников на основе отработанных технических решений. Частные решения той или иной СЭС очевидно будут находиться в области незначительного изменения конструкции и изменения программного обеспечения в соответствии с изменением энергоприхода и графика электропотребления для каждого конкретного проекта.

- Безручко К. В., Белан Н. В., Белов Д. Г. и др. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование. — Харьков: ХАИ, 2000.—513 с.
- Безручко К. В., Гайдуков В. Ф., Губин С. В. и др. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов. — Харьков: ХАИ, 2001.—275 с.
- Безручко К. В., Горовой А. В., Туркин И. Б. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок искусственных спутников Земли в условиях орбитального полета. — Харьков: ХАИ, 1999.—65 с.
- Белан Н. В., Безручко К. В. и др. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. — Харьков: ХАИ, 1992.—Ч. 1, 2.—192 с.
- Белан Н. В., Безручко К. В., Свириденко Н. Ф. Системы управления КЛА. — Харьков: ХАИ, 1983.—Ч. 1-3.—80 с.

THE DESIGN OF THE POWER SUPPLY SYSTEM FOR SPACECRAFT OF THE MICROSATELLITE TYPE

R. R. Alikperov, S. V. Gubin, A. V. Gorovyi

The subject of investigation is the power supply system of the microsatellite designed by students. We discuss the procedure of the design of the power supply system of the microsatellite. The analysis of the power system features was carried out. The design of storage batteries and a photovoltaic array in the structure of the power supply system is considered.

УДК 621.454.2.052

ИМИТАЦИЯ ВЫРАБОТКИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В СТЕНДОВЫХ УСЛОВИЯХ ПОСРЕДСТВОМ ВДУВА ГАЗА В РАСХОДНЫЕ МАГИСТРАЛИ ДВИГАТЕЛЯ

© Прокопенко Ю. А., Стрельченко Е. В.

Державне конструкторське бюро «Південне»

Наведено результати експериментальних досліджень в рамках робіт з підвищення енергетики РН «Зеніт-3-SL» за рахунок повного використання гарантійних запасів компонентів палива двигуном РД-8.

В настоящее время в отечественных РН реализуются различные мероприятия по повышению энергетических характеристик. Одним из способов повышения этих характеристик является полная выработка компонентов топлива из баков РН. Полная выработка компонентов сопровождается увеличением газовых включений в топливе, поскольку вместе с топливом на вход в двигатель попадает газ наддува. По мере выработки топлива из баков доля газа наддува возрастает. На рис. 3, 4 приведены графики заданной сплошности компонентов, полученные расчетным путем. Критерием сплошности принята величина

$$C = \frac{Q_k}{Q_k + Q_r},$$

где C — сплошность потока компонента; Q_k — объемный расход компонента, л/с; Q_r — объемный расход газа, л/с.

В данном случае необходимо знать и быть уверенными в возможности безаварийного выключения двигателя. Для того чтобы изучить поведение параметров двигателя и подтвердить возможность безаварийного останова в случае падения сплошности потока, был проведен ряд экспериментов, на имеющейся экспериментальной базе. Изменение