

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НАНОСПУТНИКОВ СЕМЕЙСТВА SAMSAT

Д. Д. ДАВЫДОВ, А. А. СОБОЛЕВ, Е. В. УСТЮГОВ, С. В. ШАФРАН

*Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева,
(национальный исследовательский университет)
448086, Самара, Россия,
E-mail: efim163@gmail.com*

Разработана система электропитания наноспутников семейства SamSat, приведены основные количественные и качественные критерии выбора комплектующих и тактико-технических характеристик системы. Приведена статистика энергопотребления типовых бортовых систем наноспутников семейства SamSat, включающих в себя компьютер с различными режимами функционирования, приемопередатчик, навигационный приемник с системой управления движением и фотокамеру. Представлены результаты типового расчета энергопотребления наноспутника с учетом работы всех обеспечивающих и служебных бортовых систем. Приводится краткая характеристика имеющихся на рынке готовых элементов системы электропитания, таких как аккумуляторные батареи, панели солнечных батарей и контроллер системы электропитания. Указаны особенности системы электропитания. Рассмотрены внутренняя схема взаимодействия элементов контроллера системы электропитания друг с другом и взаимодействие элементов системы электропитания в целом.

Ключевые слова: *система электропитания наноспутников, циклограмма работы, солнечные батареи, бортовые системы наноспутников*

В настоящее время в СГАУ ведутся испытания разработанной системы электропитания (СЭП) для наноспутников семейства SamSat. В первом наноспутнике семейства SamSat (SamSat-218Д, запущенном в рамках первой пусковой кампании с космодрома „Восточный“ [1, 2]), реализована комбинированная схема, для которой СГАУ и ПАО „Сатурн“ (г. Краснодар) совместно разработали панели солнечных батарей (БС). Помимо того, в наноспутнике используется коммерческий контроллер СЭП с блоком преобразователей и аккумуляторными батареями (АБ) NanoPower P31U, прошедший летную квалификацию [3].

Перед разработкой принципиальной схемы СЭП были рассчитаны требуемые характеристики исходя из типового состава бортовых систем. Таким образом, сформированы предварительные значения средних $I_{\text{ср}}$ и пиковых токов $I_{\text{п}}$ и мощностей $P_{\text{ср}}$ и $P_{\text{п}}$ по трем цепям питания (выходная мощность и ток преобразователей). В табл. 1 приведены типовые характеристики энергопотребления обеспечивающих и служебных бортовых систем наноспутника SamSat.

Для оценки максимальной „просадки“ АБ необходимо составить типовую циклограмму работы бортовых систем, отражающую характер их работы. На этапе ввода в эксплуатацию выполняются проверка и настройка всех бортовых систем, демпфирование начальных угловых скоростей наноспутника, переориентация наноспутника. Циклограмма работы на начальном этапе орбитального полета приведена на рис. 1 (энергопотребление системы управления движением, СУД, зависит от текущих параметров динамики движения наноспутника; 1 — бортовая цифровая вычислительная машина, 2 — передача приемопередающего устройства, 3 — S-band, 4 — СЭП, 5 — навигация, 6 — СУД, 7 — прием приемопередающего устройства, 8 — камера, 9 — суммарное энергопотребление).

Таблица 1

Типовое энергопотребление бортовых систем наноспутника семейства SamSat

Бортовая система	Ток (А), потребляемый по цепям питания					
	3,3 В		5 В		14,4 В	
	I_{cp}	$I_{п}$	I_{cp}	$I_{п}$	I_{cp}	$I_{п}$
Бортовой компьютер (в режиме Standby)	0,1	0,4	—	—	—	—
Бортовой компьютер (в режиме работы системы ориентации)	0,2	1,1	—	—	—	—
Приемопередатчик (приемная часть)	—	—	—	—	0,05	0,12
Приемопередатчик (передающая часть)	—	—	—	—	0,1	0,25
Навигационный приемник	—	—	0,35	0,8	—	—
СУД	0,05	0,1	0,2	0,7	—	—
Оптико-электронные средства	0,1	0,3	—	—	—	—
Передатчик (S или X-band)	—	—	—	—	0,05	0,25
Собственное потребление СЭП	0,05	0,09	—	—	—	—
Суммарный ток	0,4	1,59	0,55	1,5	0,2	0,62

* Суммарная мощность $P_{cp} = 1,32$ и $P_{п} = 5,247$ Вт для цепи питания 3,3 В; $P_{cp} = 1,815$ и $P_{п} = 4,95$ Вт — для 5 В; $P_{cp} = 0,06$ и $P_{п} = 2,046$ Вт — для 14,4 В.

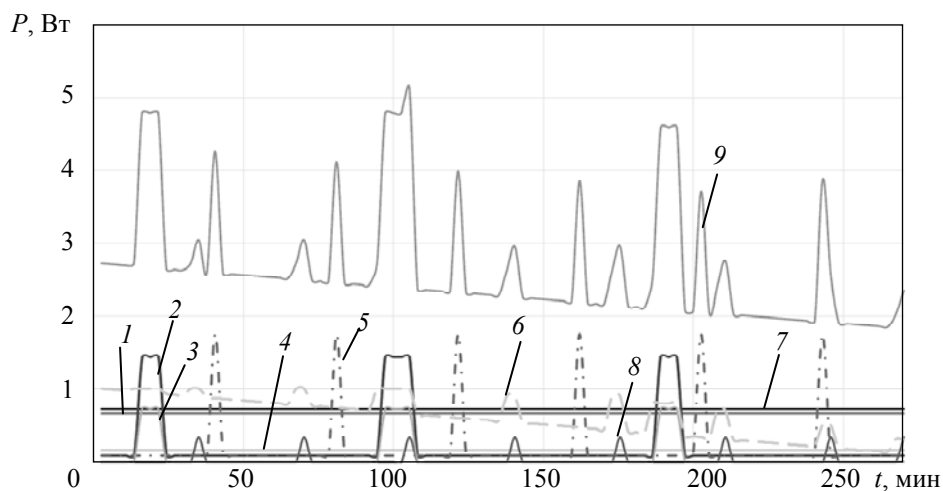


Рис. 1

Исходя из выполненного анализа сформированы требования к АБ, с учетом емкости, токов заряда и разряда, количества циклов перезарядки, температурных характеристик и БС.

Необходимость разработки новой СЭП обусловлена растущими требованиями к надежности новых наноспутников семейства SamSat, а также задачами в области импортозамещения. Ключевыми недостатками имеющихся на рынке СЭП являются отсутствие резервирования в основных каналах питания и закрытость программного кода, не позволяющая вносить необходимые изменения непосредственно в код контроллера СЭП [4]. Также к недостаткам можно отнести отсутствие контроля заряда аккумуляторных батарей, что приводит к сокращению срока их эксплуатации.

На основании требований к наноспутникам стандарта CubeSat, опыта работы с коммерческой СЭП, анализа структуры бортовых систем наноспутника SamSat-QB50 и выполненного энергетического расчета было разработано техническое задание на разработку и изготовление СЭП, выбраны электронные компоненты и переработаны панели БС.

Основные изменения в конструкции БС связаны с обеспечением возможности крепления их панели на любую из боковых граней наноспутника, что сократило номенклатуру БС и снизило их общую стоимость. Изменился подход к формированию бортовой кабельной сети (БКС) в части подключения БС к контроллеру СЭП. Обновленная архитектура позволяет последовательно или параллельно соединять БС между собой и подключать наиболее удобно

расположенную БС к контроллеру СЭП. Это изменение позволило существенно сократить сложность и размер БКС. Панель БС состоит из двух последовательно соединенных трехкаскадных арсенид-галлиевых солнечных элементов производства ПАО „Сатурн“ с КПД не менее 28 %, закрепленных на металлической пластине толщиной 1 мм, и подложки, которая представляет собой печатную плату со встроенной магнитной катушкой или без нее, температурным датчиком и датчиком освещенности. Модульная конструкция панелей солнечных батарей, а также унифицированные крепежные отверстия позволяют устанавливать панели солнечных батарей различной конфигурации на любую боковую грань наноспутника [5].

БС вырабатывают энергию на освещенной части витка, при уровне облученности, соответствующем солнечной постоянной (в условиях АМ0) и ориентации нормали к БС на Солнце с погрешностью $\pm 5^\circ$ без учета затенения БС:

- в начале эксплуатации на орбите не менее 2300 мВт;
- в конце первого года эксплуатации на орбите не менее 2000 мВт.

Согласно техническому заданию, панели БС должны иметь напряжение в конце срока активного существования (САС) не менее 3,65 В из условия обеспечения максимальной мощности. Вероятность безотказной работы БС составляет не менее 0,995 при САС один год, общий технический ресурс БС не менее 9000 ч (включая время проведения испытаний изделия на предприятии-изготовителе наноспутника, на техническом комплексе и регламентных работ).

Характеристики использованных в разработке БС приведены ниже.

Фотоэлектрический преобразователь

Напряжение, В	4,71—4,76
Ток, мА	490—508
Мощность, мВт	2270—2330
КПД, %	29,8—30,2

Датчик температуры

Диапазон измерений, $^\circ\text{C}$	от -55 до $+150$
Разрешение, $^\circ\text{C}$	0,0625—1,5
Напряжение питания, В.....	3,3
Ток, мкА	260—490

Магнитная катушка

Площадь, м^2	1,55
Сопротивление, Ом	39,5—40
Ток, А.....	1,2
Дипольный момент, Ам^2	0,034—0,43

В разработанной СЭП используются АБ Panasonic серии 18650В [6]. В сравнении с аккумуляторными батареями, применяемыми в СЭП семейства NanoPower производства GomSpace [7], выбранные АБ обладают более высокими значением тока разряда, верхним пределом температуры хранения и емкостью.

Кроме того, защищенные аккумуляторы Panasonic NCR 18650В содержат плату контроля внешнего/внутреннего напряжения. Литий-ионные аккумуляторы крайне чувствительны к превышению напряжения при заряде и глубокому разряду, поэтому в СЭП используются защищенные аккумуляторные батареи, в корпус которых встроена плата контроля внешнего/внутреннего напряжения, предохраняющая аккумулятор от превышения напряжения заряда (перезаряда) и от глубокого разряда, при котором напряжение на аккумуляторе упадет ниже 2,75 В, что может привести к выходу из строя аккумулятора.

Характеристики выбранных аккумуляторов в сравнении с коммерческим аналогом приведены в табл. 2.

Разработанная СЭП, в отличие от коммерческих аналогов, для преобразования энергии солнечных панелей использует преобразователь на интегральных микросхемах, а не на дискретных элементах [8, 9].

Используемые в СЭП микросхемы имеют:

- высокую эффективность преобразования, до 96 %;
- высокую выходную мощность, вплоть до 30 Вт в режиме пиковой нагрузки, что позволяет, без значительных изменений, использовать СЭП на наноспутниках формата 6U;
- встроенную систему отслеживания точки максимальной мощности.

Таблица 2

Сравнение аккумуляторных батарей

Параметр	GomSpaceLi-I 18650	Panasonic NCR 18650B
Напряжение, В	3,0—4,2	2,5—4,2
Ток заряда, мА	1000—2500	900—3100
Ток разряда, мА	1000—3750	2900—6800
Температура заряда, С°	от -5 до +45	от 0 до 45
Температура разряда, С°	от -20 до +60	от -20 до +60
Температура хранения, С°	от -20 до +20	от -20 до +50
Количество циклов (потеря мощности 20 %)	350	500
Емкость, мАч	2600	3070

Для получения большой максимальной выходной мощности и высокой эффективности выбрана интегральная микросхема SPV1020, автоматически отслеживающая точку максимальной мощности БС [10].

Ограничения, накладываемые стандартом CubeSat, позволили разместить на печатной плате три отдельных канала подключения БС с отдельными преобразователями для каждого канала.

Для хранения энергии используется блок последовательно включенных литий-ионных аккумуляторов.

Микросхемы преобразования напряжения выбираются исходя из требований:

- высокой эффективности преобразования;
- высокой надежности;
- величины выходного тока не менее 3 А.

Для получения напряжений 3,3 и 5 В используются микросхемы LM22679-ADJ и LM22679-5.0, обеспечивающие эффективность преобразования до 85 % и выходной ток до 3 А [11].

Контроллер СЭП осуществляет измерение токов и напряжений в СЭП, в том числе токов и напряжений солнечных панелей и преобразователей, управление преобразователями и системой зарядки аккумуляторов. Данная информация собирается в единый пакет телеметрии СЭП [12].

Подача напряжения 3,3 и 5 В, прямой доступ систем наноспутника к аккумуляторной батарее и связь с бортовыми системами по интерфейсу I2C осуществляются через стандартную шину PC104.

Напряжение питания поступает по четырем отдельным каналам, три из которых управляются с помощью микросхемы MIC2043, позволяющей, помимо непосредственного управления каналом, защищать преобразователь от перегрузки и отключать канал при превышении током в канале порога в 1 А. Первый управляемый канал каждого из напряжений по умолчанию включается при запуске, остальные — по командам с бортового компьютера.

Отдельно выведены контакты отделения и контакты механизма зачекочки, позволяющие отключить питание наноспутника до момента запуска и отделения от носителя. Топология печатной платы разработана с учетом опыта похожих разработок [13].

Внешний вид СЭП наноспутника семейства SamSat приведен на рис. 2, структурная схема — на рис. 3.

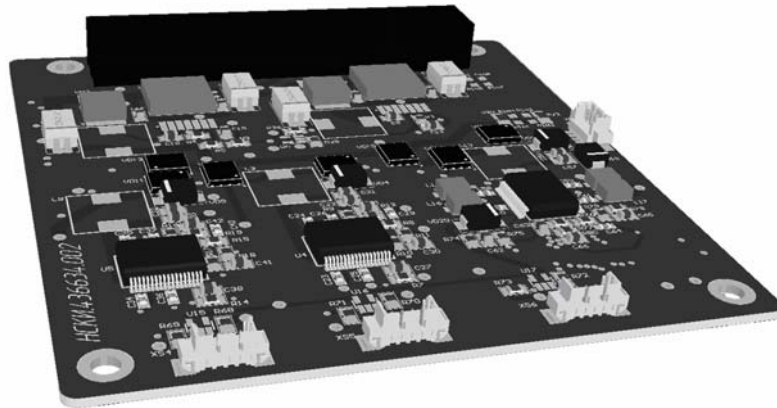


Рис. 2

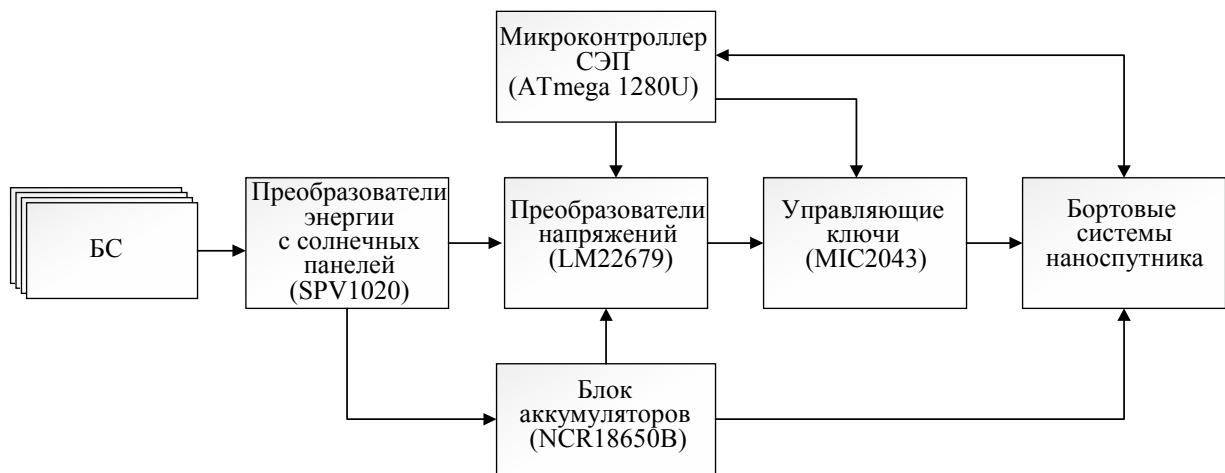


Рис. 3

Разработанная СЭП удовлетворяет требованиям созданных и перспективных наноспутников семейства SamSat, а также позволяет отказаться от использования уступающих по качеству импортных аналогов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, в рамках проектной части госзадания (проект № 9.1421.2014/К).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kirillin A., Belokonov I., Timbai I., Kramlikh A., Melnik M., Ustiugov E., Egorov A., Shafran S. SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration // *Procedia Engineering*. 3rd IAA-RACTs Conf. on Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites, SPEXP 2014. 2015. Vol. 104. P. 97—106.
2. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I., Ustiugov E., Nikitin A., Shafran S. SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters // *Procedia Engineering*. 3rd IAA-RACTs Conf. on Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites, SPEXP 2014. 2015. Vol. 104. P. 139—146.
3. NanoPowerP31u [Электронный ресурс]: <<http://gomspace.com/documents/gs-ds-nanopower-p31u-9.0.pdf>>.
4. Gonzalez-Llorente J., Rodriguez-Duarte D., Sanchez-Sanjuan S., Rambal-Vecino A. Improving the efficiency of 3U CubeSat EPS by selecting operating conditions for power converters // *IEEE Aerospace Conf.* June 5, 2015. Art. no. 7119122.

5. Pajusalu M., Lillmaa H., Ilbis E., Raabe R., Polevskis J., Lätt S., Noorma M. Comparison of simple-to-produce custom solar panel simulator approaches for developing nanosatellite power systems // Proc. of the Intern. Astronautical Congress, IAC. 2013. P. 6759—6762.
6. Lithium Ion Panasonic NCR18650B [Электронный ресурс]: <<http://industrial.panasonic.com/lecs/www-data/pdf2/ACA4000/ACA4000CE417.pdf>>.
7. NanoPower Battery Datasheet [Электронный ресурс]: <<http://gomspace.com/documents/gs-ds-batteries.pdf>>.
8. Pajusalu M., Ilbis E., Lives T., Lillmaa H., Veske M., Kalde J., Rantsus R., Pelakauskas M., Leitu A., Allik V., Envall J., Noorma M., Lätt S. Analysis of the electrical power system for ESTCube-1 // Proc. of the Intern. Astronautical Congress. IAC. 2013. P. 6794—6798.
9. Velayudhan S., Kumar H. M. R., Seshachalam S. A., Naik M. G., Ghosh S., Ranjith H. G. Design of Electronic power system for STUDSAT 2 // Proc. of the Intern. Astronautical Congress. IAC. 2013. P. 6785—6793.
10. SPV1020 Interleaved DC-DC [Электронный ресурс]: <http://www.st.com/web/en/catalog/sense_power/FM142/CL1810/SC1517/PF25076>.
11. LM22679 Step-Down (Buck) Converter [Электронный ресурс]: <<http://www.ti.com/product/lm22679>>.
12. Yusuf A., Prabowo G. S. Bench model design of the electrical power system for Iinusat-1 NanoSatellite // Proc. COMNETSAT 2012. IEEE Intern. Conf. on Communication, Networks and Satellite. 2012. P. 182—186.
13. Shekoofa O., Karbasian S. Design criteria for electrical power subsystem's topology selection // RAST 2013. Proc. of 6th Intern. Conf. on Recent Advances in Space Technologies. 2013. P. 559—564.

Сведения об авторах

- | | |
|--------------------------------------|--|
| <i>Денис Дмитриевич Давыдов</i> | — аспирант; СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований;
E-mail: davydovdenis.ssau@gmail.com |
| <i>Арсений Александрович Соболев</i> | — магистрант; СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований;
E-mail: teomant@bk.ru |
| <i>Ефим Владимирович Устюгов</i> | — СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований; ассистент;
E-mail: efim163@gmail.com |
| <i>Степан Вячеславович Шафран</i> | — магистрант; СГАУ, институт электроники и приборостроения;
E-mail: mailbox-kddk@mail.ru |

Рекомендована межвузовской
кафедрой космических исследований

Поступила в редакцию
14.11.2015 г.

Ссылка для цитирования: Давыдов Д. Д., Соболев А. А., Устюгов Е. В., Шафран С. В. Проектирование системы электропитания наноспутников семейства SamSat // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 459—465.

ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM DESIGN FOR SAMSAT NANOSATELLITE

D. D. Davydov, A. A. Sobolev, E. V. Ustyugov, S. V. Shafran

*Samara State Aerospace University, 448086, Samara, Russia,
E-mail: efim163@gmail.com*

A system of power supply for nanosatellite of the SamSat family is developed, the basic quantitative and qualitative criteria for the system components selection and its tactical and technical characteristics are presented. Statistics of power consumption of typical onboard systems of SamSat nanosatellites including an onboard computer with various operation modes, transceiver, navigation receiver with motion control system, and camera is analyzed. Results of model calculations of energy consumption by the nanosatellite with the account for the work of all providing the service onboard systems are demonstrated. Characteristic of available commercially manufactured power system elements such as battery, solar panel and the system controller are reviewed briefly. The internal scheme of interaction of elements of power supply system controller with each other is discussed, and interaction between elements of the power supply system as a whole is considered.

Keywords: nanosatellite, system of a satellite power supply, solar panel, on-board nanosatellite systems

Data on authors

- Denis D. Davydov** — Post-Graduate Student; SSAU, Department of Space Exploration;
E-mail: davydovdenis.ssau@gmail.com
- Arseniy A Sobolev** — Undergraduate Student; SSAU, Department of Space Exploration;
E-mail: teomant@bk.ru
- Efim V. Ustyugov** — SSAU, Department of Space Exploration; Assistant;
E-mail: efim163@gmail.com
- Stepan V. Shafran** — Undergraduate Student; SSAU, Electronics and Instrumentation Engineering
Institute; E-mail: mailbox-kddk@mail.ru

For citation: *Davydov D. D., Sobolev A. A., Ustyugov E. V., Shafran S. V.* Electrical power subsystem design for SamSat nanosatellite // *Izv. vuzov. Priborostroenie*. 2016. Vol. 59, N 6. P. 459—465 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-459-465