

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА МОДУЛЯ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT

Е. А. Болтов, Н. А. Елисов, А. А. Кумарин,
И. А. Ломака✉, С. В. Шафран

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева,
г. Самара, Российская Федерация

Одной из наиболее критичных систем наноспутника является система энергопитания, а аккумуляторные батареи, входящие в ее состав, подвержены существенному температурному влиянию. Поэтому для повышения эффективности системы энергопитания и повышения срока службы аккумуляторов требуется использовать систему обеспечения теплового режима. В работе предложен подход к проектированию системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника. Подход состоит из двух этапов. На первом этапе проводится серия термовакuumных испытаний системы. В рамках испытаний оцениваются термодинамические свойства элементов системы энергопитания (удельная теплоемкость и теплопроводность). Оценка происходит по результатам обработки выборок измерений температуры отдельных элементов системы. Параметром согласования полученного решения является значение степени черноты компонентов. На втором этапе оценивается охлаждение блока аккумуляторных батарей при полете наноспутника на теневом участке орбиты. При оценке учитываются термодинамические параметры компонентов системы, полученные экспериментально. Таким образом, была проведена оценка «сверху» излучаемой мощности системы энергопитания. На основе экспериментальных и расчетных данных была проведена оценка достаточности выбранной мощности нагревателя блока аккумуляторных батарей. В статье приводится экспериментальная обработка предложенного подхода, используемые математические модели и эквивалентные схемы расчета модуля аккумуляторных батарей.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, тепловая модель, система обеспечения теплового режима, бортовая система.

Введение

В настоящее время космические аппараты нанокласса получают все более широкое распространение при решении научно-технических задач. Это выражается как увеличением их количества запуска [1], так и расширением спектра решаемых задач. Среди задач, решаемых наноспутниками (НС), можно отметить дистанционное зондирование Земли [2; 3], исследование околоземного пространства [4; 5], инспекция космического мусора [6] и др.

Наиболее популярным форматом НС является формат CubeSat 3U [1]. Однако, данный формат накладывает ряд ограничений на пространство

для размещения полезной нагрузки и энергетику аппарата. В процессе эксплуатации НС его бортовые системы работают в диапазоне температур от -30 до $+50$ °C [7].

Наиболее критичной бортовой системой НС является система энергопитания (СЭП), так как ее отказ приводит к полному отказу НС. Обычно СЭП состоит из контроллера электропитания, аккумуляторной батареи (АКБ) и совокупности солнечных батарей. При создании СЭП НС наибольшую популярность приобрели литий-ионные батареи. Данное обстоятельство связано с их серийным производством, наличии готовых схемотехнических решений и их низкой стоимости. К термочувствительным параметрам АКБ относятся: емкость, внутреннее сопротивление и параметры режима заряда и разряда. Наибольшее влияние на данные параметры оказывают отрицательные значения

✉ igorlomaka63@gmail.com

температуры, которые возникают при движении на теновом участке орбиты. В свою очередь производители не рекомендуют заряжать АКБ при отрицательных температурах [8].

В связи с этим возникает задача обеспечения требуемого режима эксплуатации АКБ в процессе полета НС, т. е. температура АКБ должна находиться в области положительных значений. Однако, в большинстве случаев производители АКБ не указывают их теплофизические свойства. Поэтому решение поставленной задачи осуществляется в два этапа. На первом этапе составляется математическая модель, описывающая процесс теплопередачи между компонентами системы обеспечения теплового режима (СОТР) и излучения в окружающее пространство. На основе данной математической модели оценивается теплоемкость АКБ.

На втором этапе проводится оценка тепловых потерь модуля АКБ НС при его полете на теновом участке орбиты.

1. Описание системы обеспечения теплового режима

Трехмерная модель блока АКБ представлена на рис. 1. Система СОТР размещена непосредственно на печатной плате 1 и интегрирована в конструкцию блока АКБ с совмещением несколь-

ких функций в одном элементе. В состав СОТР входят: SMD резисторы размерностью 1206 в количестве 18 штук, объединенные в шесть групп по три резистора, включенные последовательно. При этом все шесть групп включены параллельно и могут управляться независимо друг от друга. Сопротивление каждого из резисторов равно 4,7 Ом. Дополнительно включена возможность шиммирования каждой из групп по соответствующему алгоритму на базе показаний двух датчиков температуры 3, размещенных на печатной плате 1.

В ложементе 4 выфрезерованы соответствующие поднутрения под каждую из шести групп резисторов и соответствующие места под датчики температуры. Данное решение обусловлено тем, что конструкция ложемента обеспечивает минимальные габариты, а наличие мест под резисторы и датчики температуры обеспечивают круговой охват резисторов и датчиков для обеспечения оптимальной теплопередачи через прокладку из материала с высоким коэффициентом теплопроводности 5. Непосредственно в ложемент 4 устанавливаются аккумуляторные батареи 6 формата 18650, которые прижимаются верхним ложементом 7. Весь пакет стягивается винтами M2-M2,5, обеспечивая пакетную сборку и надежный контакт всех элементов между собой. Ложемент и крышка выполнены из алюминиевого сплава, что позволяет обеспечить оптимальную теплопроводность при включении группы резисторов 1 для нагрева батарей 6.

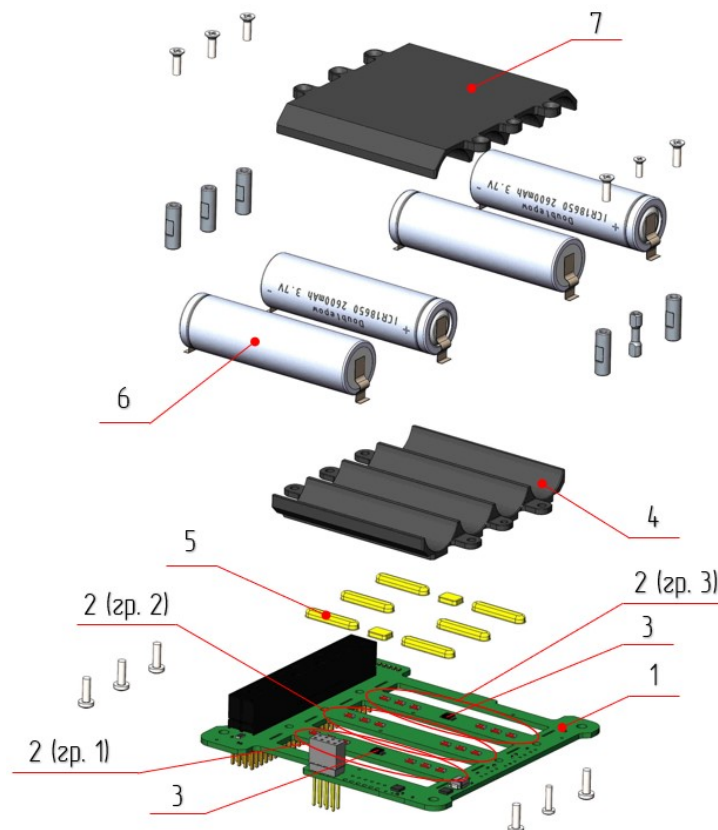


Рис. 1. Трехмерная модель СОТР

2. Математическая модель и постановка задачи

Термодинамические свойства (удельная теплоемкость c_p и теплопроводность λ) электронных компонентов СОТР не приводятся производителями или известны с существенными погрешностями, в связи с чем оценка лучистого теплообмена СОТР с космическим пространством может иметь существенные погрешности. Поэтому оценка термодинамических свойств батарей 5 проводится в два этапа: проведение эксперимента в термовакуумной камере (ТВК) и математическое моделирование процесса теплообмена СОТР в ТВК.

Фотография опытного образца СОТР в ТВК приведена на рис. 2. В качестве измеряемых величин были выбраны температуры верхнего и нижнего ложементов. К верхнему ложементу датчик температуры прижимается струбциной. Температура нижнего ложемента измеряется датчиками 3 (рис. 1).

Термовакуумные испытания проводились в четыре этапа:

1. Дегазация АКБ и стабилизация давления и температуры ТВК;
2. Запуск нагревателей СОТР;
3. Нагрев модуля АКБ;
4. Отключение нагревателей СОТР при достижении температуры верхнего ложемента порядка 50 °С.



Рис. 2. Опытный образец СОТР в ТВК

Так как система находится при низком давлении, то основными процессами теплообмена будут процессы теплопроводности (закон Фурье) между компонентами СОТР и излучение (закон Стефана-Больцмана). При составлении математической модели процесса теплообмена СОТР составлялась эквивалентная схема (рис. 3). Эквивалентная схема представляет собой систему из соприкасающихся параллелепипедов. Кроме этого, вводится допущение, что излучение происходит только от нижнего и верхнего ложементов ввиду малой степени черноты остальных компонентов системы.

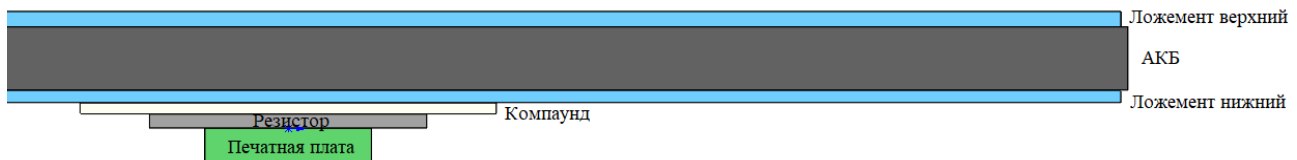


Рис. 3. Эквивалентная схема СОТР

Обобщенная математическая модель, описывающая процессы теплообмена между элементами СОТР и окружающей средой, имеет вид:

$$m_j c_{pj} \frac{dT_j}{dt} = \lambda_j \frac{S_j}{\delta_j} (T_i - T_j) + \lambda_j \frac{S_j}{\delta_j} (T_k - T_j) - \varepsilon_j \sigma S_{ij} (T_j^4 - T_\infty^4), \quad (1)$$

где m_j – масса элемента j ; c_{pj} – удельная теплоемкость элемента j ; T_{ijk} – температура элементов i , j и k соответственно; λ – коэффициент теплопроводности элемента j ; S_j – площадь контакта элемента j ; δ_j – толщина элемента j ; ε_j – степень черноты элемента j ; σ – постоянная Стефана-Больцмана; S_{ij} – площадь излучения элемента j .

При моделировании использовались термодинамические и массо-геометрические параметры СОТР из табл. 1 и табл. 2 соответственно. Стоит отметить, что степень черноты ε зависит от состава сплава, покрытия, толщины покрытия, температуры и других факторов. В связи с этим, степень черноты для ложементов задается в виде оцениваемого параметра в диапазоне от 0 до 1.

Нагрев АКБ происходит при подаче мощности 6,7 Вт на группы резисторов. Для определения термодинамических свойств печатной платы, резистора АКБ и степени черноты верхнего и нижнего ложементов по экспериментальным данным используется метод дифференциальной эволюции [9; 10]. Параметром согласования полученного решения является значение степени черноты ложементов, находящееся в диапазоне 0,8...0,9.

После определения термодинамических свойств АКБ и степени черноты ложементов проводится оценка охлаждения блока АКБ при полете НС на теновом участке орбиты. Как и в случае определения удельной теплоемкости АКБ модель СОТР была приведена к эквивалентной схеме – параллелепипеду. Оценка охлаждения модуля АКБ проводится без учета нагрева от Земли. Математическая модель излучения СОТР АКБ описывается законом Стефана-Больцмана:

$$c \frac{dT}{dt} = \varepsilon \sigma S_r T^4, \quad (2)$$

аналитическое решение которого имеет вид:

$$T(t) = \sqrt[3]{\frac{1}{3 \left(K + \frac{\varepsilon \sigma S_r t}{c} \right)}}, \quad (3)$$

здесь c – теплоемкость; K – постоянная интегрирования, определяемая из начального условия:

$$K = \frac{1}{3T_0^3},$$

где T_0 – начальная температура.

Таблица 1

Теплофизические параметры СОТР

Элемент	Удельная теплоемкость c_p , Дж/(кг·К)	Теплопроводность λ , Вт/мК	Степень черноты ε
Печатная плата	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Резистор	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Компаунд	650	10,7	0
Ложемент нижний	922	130	Оценивается экспериментально
АКБ	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Ложемент верхний	922	130	Оценивается экспериментально

Таблица 2

Параметры СОТР

Элемент	Масса m , г	Толщина δ , мм	Площадь контакта S , мм ²	Площадь излучения S_r , мм ²
Печатная плата	20	2,5	144	0
Резистор	0,0108	1	432	0
Компаунд	10	0,5	864	0
Ложемент нижний	34,4	0,9	14702	12740
АКБ	200	18	14702	0
Ложемент верхний	43	1,1	14702	12740

3. Результаты

Согласно предлагаемому подходу, первым этапом проведения термовакуумных испытаний является стабилизация давления и температуры в ТВК. Начальными условиями при проведении испытаний являются: температура $T_0 = 20$ °С и давление $p_0 = 765$ мм рт. ст. Как видно из рис. 4, ТВК вышла в стабильный режим за 6 часов после

включения. Также на рис. 4 показано время включения и выключения СОТР.

При включении СОТР верхний ложемент нагрелся до температуры 50 °С за 455 с (рис. 5). При нагревании блока АКБ также незначительно увеличивается давление в ТВК с 2,6 до 3,4 мм рт. ст (рис. 5). Достижение максимального значения давления соответствует достижению температуры верхнего ложементов 50 °С.

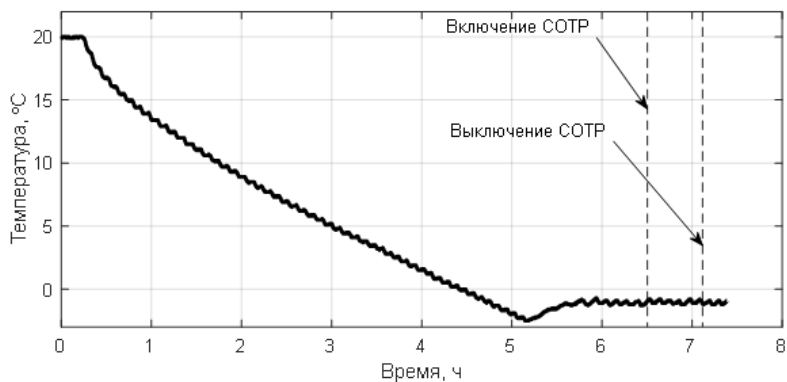
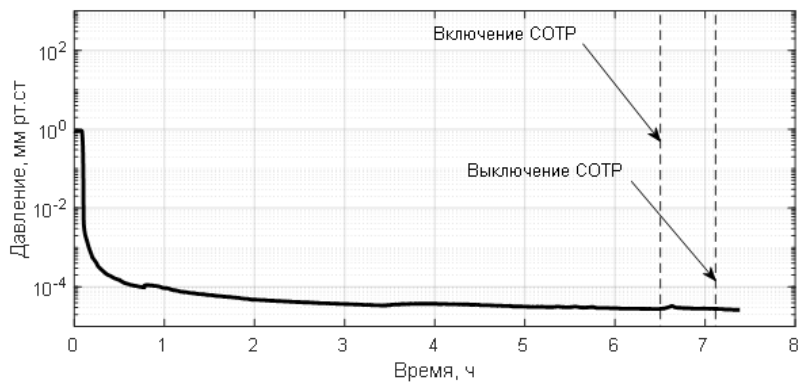


Рис. 4. Параметры ТВК в течение эксперимента

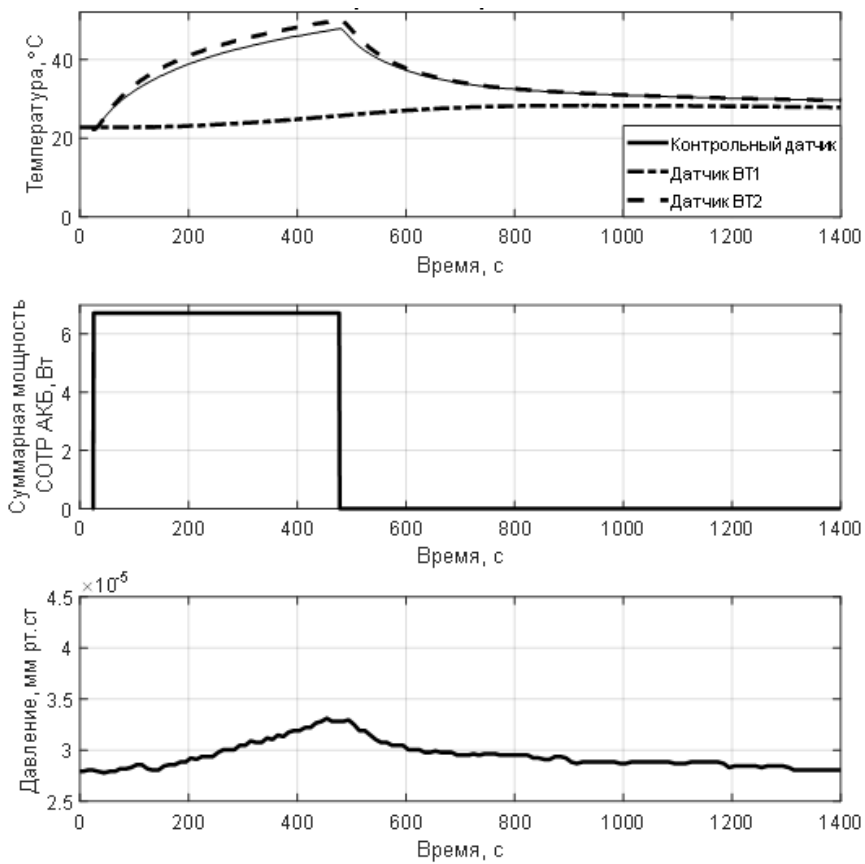


Рис. 5. Параметры системы при включении СОТР (ВТ1 и ВТ2 – датчики с платы АКБ, контрольный датчик – датчик, прижатый к верхнему ложементу)

С помощью метода дифференциальной эволюции были оценены теплофизические свойства печатной платы, резистора и блока АКБ таким образом, что решение уравнения (1) хорошо согласуется с экспериментом (рис. 6). Среднее квадратичное отклонение модели от экспери-

ментальных данных не превышает $0,5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Было получено значение степени черноты ϵ , равное $0,82$, и которое находится в приемлемом диапазоне. При оцененных теплофизических свойствах теплоемкость блока АКБ составила $c = 360\text{ Дж/К}$.

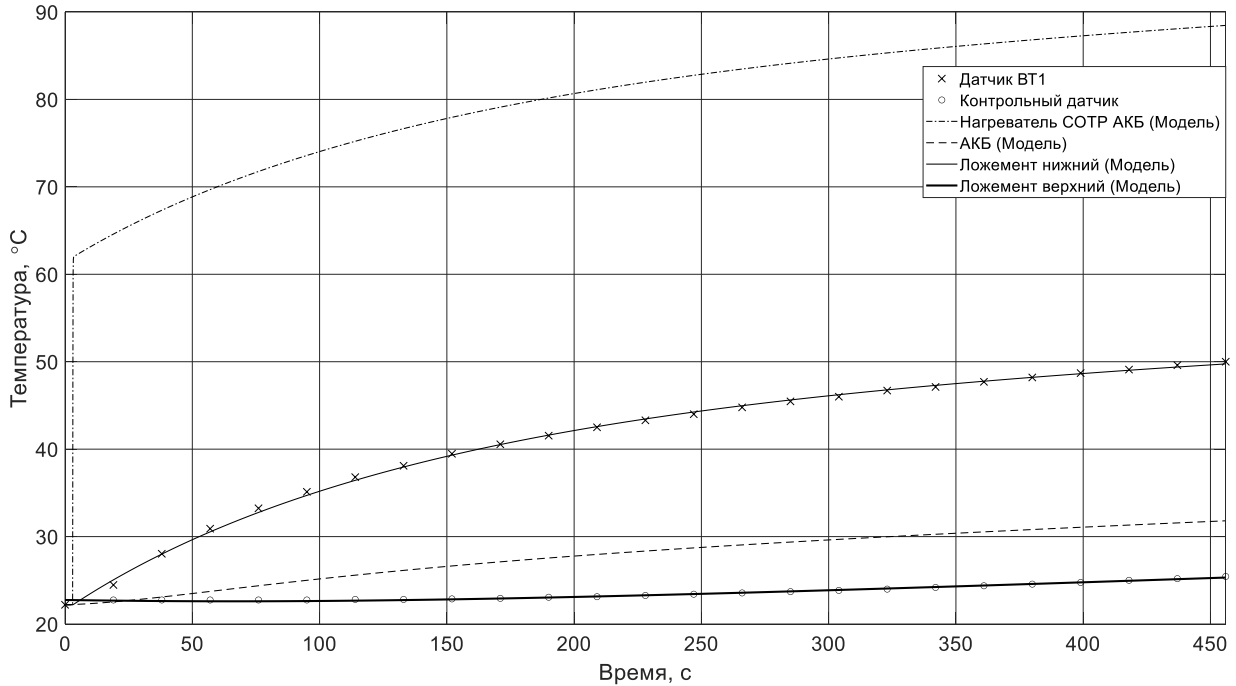


Рис. 6. Зависимость температуры компонентов СОТР от времени

Зная теплоемкость блока АКБ, можно провести оценку минимальной потребной мощности, необходимой для поддержания температуры блока АКБ в области положительных температур (рис. 7). Исходя из аналитического

решения уравнения (2) определено, что минимально необходимая мощность группы резисторов должна быть порядка $6,5\text{ Вт}$ для поддержания блока АКБ в требуемом температурном режиме.

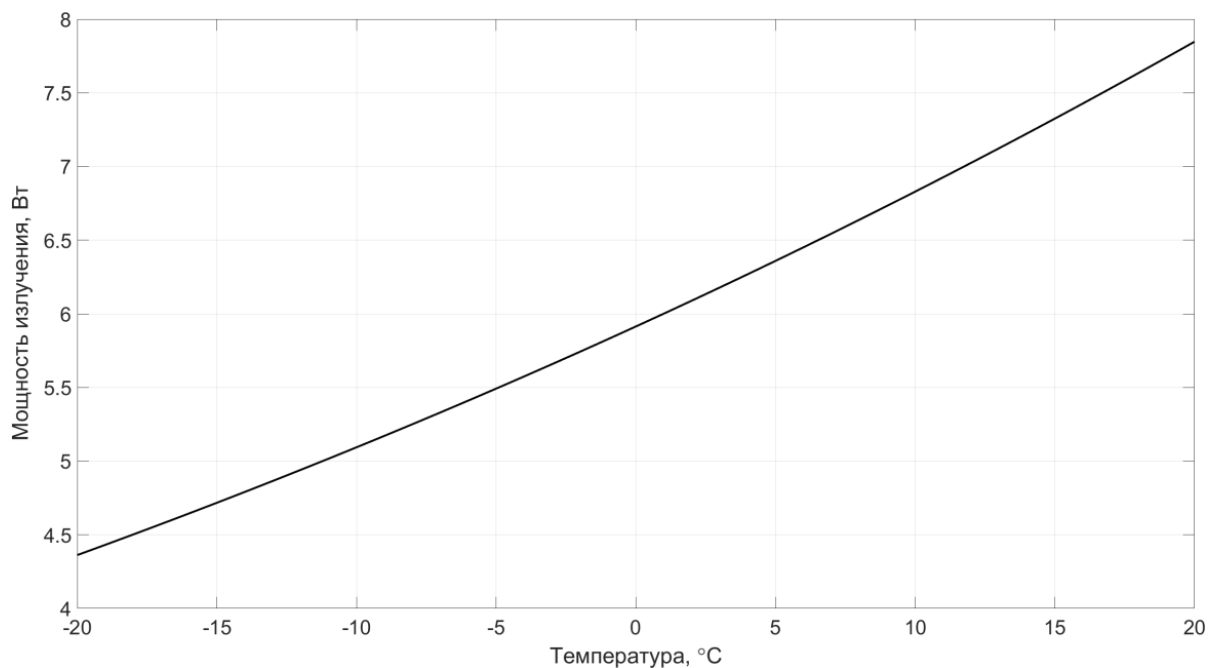


Рис. 7. Зависимость излучения СОТР от температуры

Заключение

На основе проведенного исследования сделаны следующие выводы:

- предложен подход по выбору мощности нагревателя СОТР АКБ НС;
- разработана программа и методика термовакуумных испытаний по определению реальной теплоемкости узла АКБ;
- разработана математическая модель СОТР АКБ;
- проведены термовакуумные испытания, верифицирующие разработанную математическую модель (отклонения не превышают 0,5 °С);

- в ходе обработки экспериментальных данных установлена теплоемкость узла АКБ, которая равна 360 Дж/К;

- анализ излучательной способности блока АКБ показал, что потребная мощность нагревателей СОТР должна быть не менее 6,5 Вт.

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 0777-2020-0018).

Список литературы

- [1] Villela T., Costa C. A., Brandão A. M., Bueno F. T., Leonardi R. Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. vol. 2019. pp. 1–13.
- [2] Santilli G., Vendittozzi C., Cappelletti C., Battistini S., Gessini P. CubeSat constellations for disaster management in remote areas // Acta Astronautica. 2018. vol. 145. pp. 11–17.
- [3] Mughal M. R., Praks J., Vainio R., Janhunen P., Envall J., Näsilä A., Oleynik P., Niemelä P., Nyman S., Slavinskis A., Gieseler J., Jovanovic N., Riwanto B., Toivanen P., Leppinen H., Tikka T., Punkkinen A., Punkkinen R., Hedman H.-P., Lill J.-O., Slotte J. M. K. Aalto-1, multi-payload CubeSat: In-orbit results and lessons learned // Acta Astronautica. 2021. vol. 187. pp. 557–568.
- [4] Chernyshov A. A., Chugunin D. V., Mogilevsky M. M., Petrukovich A. A. Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecrafts // Acta Astronautica. 2020. vol. 167. pp. 455–459.
- [5] Korepanov V. Possibility to detect earthquake precursors using cubesats // Acta Astronautica. 2016. vol. 128. pp. 203–209.
- [6] Pirat C., Richard-Noca R., Paccolat C., Belloni F., Wiesendanger R., Courtney D., Walker R., Gass V. Mission design and GNC for In-Orbit Demonstration of Active Debris Removal technologies with CubeSats // Acta Astronautica. 2017. vol. 130. pp. 114–127.
- [7] Rossi S., Ivanov A., Richards M., Gass V. The swisscube's technologies results after four years of flight // Proceedings of the International Astronautical Congress. 2013. vol. 2018.
- [8] Kompella M., Kaarthik R. S., Priyadarshnam H. Parallel operation of battery chargers in small satellite electrical power systems // IEEE 16th India Council International Conference (INDICON). 2019. pp. 1–4.
- [9] Ahmad M. F., Matisa N. A., Lim W. H., Ang K. M. Differential evolution: A recent review based on state-of-the-art works // Alexandria Engineering Journal. 2022. vol. 61. pp. 3831–3872.
- [10] Civicioglu P., Besdok E. Bezier Search Differential Evolution Algorithm for numerical function optimization: A comparative study with CRMLSP, MVO, WA, SHADE and LSHADE // Expert Systems with Applications. 2021. vol. 165.

DESIGN OF A CUBESAT THERMAL CONTROL SYSTEM FOR BATTERY MODULE

**E. A. Boltov, N. A. Elisov, A. A. Kumarin,
I. A. Lomaka, S. V. Shafran**
Samara National Research University,
Samara, Russian Federation

One of the most critical nanosatellite sub-systems is the energy power system. Batteries included in it are subject to a significant temperature effect. Therefore, in order to increase the effi-

ciency of the energy power system and increase the service life of the batteries, it is necessary to use a thermal control system. The paper proposes an approach to designing a system for ensuring the thermal regime of a nanosatellite battery module. The approach consists of two stages. At the first stage, a series of thermal vacuum tests of the system is carried out. As part of the tests, the thermodynamic properties of the elements of the energy supply system (specific heat capacity and thermal conductivity) are evaluated. The evaluation is based on the results of processing samples of temperature measurements of individual elements of the system. The criterion for matching the obtained solution is the value of the emissivity of the components. At the second stage, the cooling of the battery pack during the flight of the nanosatellite in the shadow part of the orbit is estimated. The evaluation takes into account the experimental values of the thermodynamic values of the components of the system. Thus, an estimate was made «from above» of the radiated power of the energy power system. On the basis of experimental and calculated data, the adequacy of the selected power of the battery block heater was assessed. The article provides an experimental development of the proposed approach, the mathematical models used and equivalent schemes for heat simulation of the battery module.

Keywords: nanosatellite, CubeSat, thermal model, control system, on-board system.

References

- [1] Villela T., Costa C. A., Brandão A. M., Bueno F. T., Leonardi R. Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview // International Journal of Aerospace Engineering, 2019, vol. 2019, pp. 1–13.
- [2] Santilli G., Vendittozzi C., Cappelletti C., Battistini S., Gessini P. CubeSat constellations for disaster management in remote areas // Acta Astronautica, 2018, vol. 145, pp. 11–17.
- [3] Mughal M. R., Praks J., Vainio R., Janhunnen P., Envall J., Näsilä A., Oleynik P., Niemelä P., Nyman S., Slavinskis A., Gieseler J., Jovanovic N., Riwanto B., Toivanen P., Leppinen H., Tikka T., Punkkinen A., Punkkinen R., Hedman H.-P., Lill J.-O., Slotte J. M. K. Aalto-1, multi-payload CubeSat: In-orbit results and lessons learned // Acta Astronautica, 2021, vol. 187, pp. 557–568.
- [4] Chernyshov A. A., Chugunin D. V., Mogilevsky M. M., Petrukovich A. A. Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecrafts // Acta Astronautica, 2020, vol. 167, pp. 455–459.
- [5] Korepanov V. Possibility to detect earthquake precursors using cubesats // Acta Astronautica, 2016, vol. 128, pp. 203–209.
- [6] Pirat C., Richard-Noca R., Paccolat C., Belloni F., Wiesendanger R., Courtney D., Walker R., Gass V. Mission design and GNC for In-Orbit Demonstration of Active Debris Removal technologies with CubeSats // Acta Astronautica, 2017, vol. 130, pp. 114–127.
- [7] Rossi S., Ivanov A., Richards M., Gass V. The swisscube's technologies results after four years of flight // Proceedings of the International Astronautical Congress, 2013, vol. 2018.
- [8] Kompella M., Kaarthik R. S., Priyadarshnam H. Parallel operation of battery chargers in small satellite electrical power systems // IEEE 16th India Council International Conference (INDICON), 2019, pp. 1–4.
- [9] Ahmad M. F., Matisa N. A., Lim W. H., Ang K. M. Differential evolution: A recent review based on state-of-the-art works // Alexandria Engineering Journal, 2022, vol. 61, pp. 3831–3872.
- [10] Civicioglu P., Besdok E. Bezier Search Differential Evolution Algorithm for numerical function optimization: A comparative study with CRMLSP, MVO, WA, SHADE and LSHADE // Expert Systems with Applications, 2021, vol. 165.

Сведения об авторах

Болтов Елисей Александрович – младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2008 году. Область научных интересов: конструирование, проведение испытаний.

ORCID: 0000-0003-4245-1056

Елисов Николай Алексеевич – кандидат технических наук, младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2016 году. Область научных интересов: теплообмен, газодинамика, управление движением.

ORCID: 0000-0002-4094-794X

Кумарин Алексей Андреевич – инженер-электроник 1 категории Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2019 году. Область научных интересов: программирование, электроника.

ORCID: 0000-0002-2128-6525

Ломака Игорь Андреевич – кандидат технических наук, младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева, старший преподаватель. Окончил Самарский университет в 2016 году. Область научных интересов: управление движением, навигация, решение обратных задач.

ORCID: 0000-0002-5284-8287

Шафран Степан Вячеславович – младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2014 году. Область научных интересов: программирование, электроника.

ORCID: 0000-0002-5250-6244