

Научная статья

УДК 536.3 + 629.783

doi: 10.17223/19988621/82/6

Тепловое состояние малого спутника при различной плотности расположения электронных плат

Сергей Викторович Белов¹, Алексей Викторович Бельков²,
Андрей Петрович Жуков³, Михаил Сергеевич Павлов⁴,
Сергей Васильевич Пономарев⁵

1, 2, 3, 4, 5 Томский государственный университет, Томск, Россия

¹ belovsv@niipmm.tsu.ru

² aleksei-belkov@niipmm.tsu.ru

³ zh@niipmm.tsu.ru

⁴ mcpavlov@niipmm.tsu.ru

⁵ psv@niipmm.tsu.ru

Аннотация. Малые космические аппараты CubeSat не имеют активных систем терморегулирования, однако для сохранения работоспособности имеющихся радиоэлектронных компонент необходимо поддерживать их температуру в определенном интервале. В данной работе рассмотрено влияние на тепловое состояние космического аппарата 1U CubeSat тепловыделения на платах радиоэлектронного оборудования при различной плотности их расположения (различном количестве плат). Учитывались поглощенное излучение от внешних источников, излучение с внешних поверхностей корпуса CubeSat, тепловыделение на платах, перенос излучения внутри корпуса.

Ключевые слова: CubeSat, космический аппарат, тепловое состояние, излучение, форм-фактор

Благодарности: Работа выполнена при поддержке Программы развития ТГУ («Приоритет-2030»).

Для цитирования: Белов С.В., Бельков А.В., Жуков А.П., Павлов М.С., Пономарев С.В. Тепловое состояние малого спутника при различной плотности расположения электронных плат // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2023. № 82. С. 66–81. doi: 10.17223/19988621/82/6

Original article

A thermal state of a small satellite at various packing density of electronic circuit boards

Belov Sergey V.¹, Bel'kov Aleksey V.², Zhukov Andrey P.³,
Pavlov Mikhail S.⁴, Ponomarev Sergey V.⁵

1, 2, 3, 4, 5 Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

¹ belovsv@niipmm.tsu.ru

² aleksei-belkov@niipmm.tsu.ru

³ zh@niipmm.tsu.ru

⁴ mcpavlov@niipmm.tsu.ru

⁵ psv@niipmm.tsu.ru

Abstract. To reduce the cost of CubeSat satellites, an industrial level of performance for radio-electronic components designed for ground operations is applied. A specific temperature range should be maintained for such electronic components to operate under space flight conditions. Since the CubeSat spacecraft does not have an active temperature regulation system, the thermal conditions are determined by the balance between inactive absorbed and radiated energy flows, including internal heat release. This paper considers the effect of heat release from circuit boards of different packing density in the electronic equipment on the 1U CubeSat thermal conditions. Both the absorbed radiation from external sources, the radiation from the CubeSat external surfaces, the inner heat release, and the re-radiation between the surfaces within the spacecraft are taken into account. The formulated problem is solved numerically. The results show the effect of circuit board packing density on the amplitudes of temperature oscillations and on the average temperatures of satellite structural elements.

Keywords: CubeSat, spacecraft, thermal conditions, radiation, form factor

Acknowledgments: This work was supported by the Tomsk State University Development Program ("Priority 2030").

For citation: Belov, S.V., Bel'kov, A.V., Zhukov, A.P., Pavlov, M.S., Ponomarev, S.V. (2023) A thermal state of a small satellite at various packing density of electronic circuit boards. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 82. pp. 66–81. doi: 10.17223/19988621/82/6

Введение

CubeSat – стандарт малых космических аппаратов (КА), разработанный в 1999 г. Калифорнийским политехническим и Стэнфордским университетами [1]. Изначально спутники CubeSat предназначались для учебных задач – обучения студентов в процессе создания реального КА и работы с ним во время космического полета. Применение данного стандарта позволило снизить стоимость проектирования, изготовления и вывода на орбиту КА. Стандарт регламентирует геометрию корпусов спутников типа CubeSat на основе базового модуля кубической формы (размеры $100 \times 100 \times 100$ мм). КА с таким корпусом должен иметь массу и стоимость не более 1.33 кг и 1 000 \$ соответственно [2]. При масштабировании базового модуля может быть получен корпус с объемом, достаточным для обеспечения требуемой функциональности КА. Радиоэлектронное содержание модуля CubeSat включает обычные промышленные компоненты, причем электроника космического исполнения не используется [3]. Так, в спутнике PhoneSat типа CubeSat в качестве бортового компьютера был использован смартфон [4]. В настоящее время уровень развития КА типа CubeSat позволяет решать задачи, связанные с передачей информации, дистанционным зондированием Земли, биологическими исследованиями, изучением космического излучения [2, 5, 6].

В основном стандарт CubeSat задает геометрические параметры корпуса КА, в котором располагаются платы с электронными компонентами. Базовый модуль

CubeSat, показанный на рис. 1, имеет объем корпуса около 1 дм³. Модуль включает рельсы 1 сечением 8.5 × 8.5 мм, которые вместе соединительными элементами 2 образуют силовой каркас. При выведении КА на орбиту рельсы скользят по направляющим пускового контейнера, из которого выталкивается КА. Длина рельсов равна 113.5 мм, они выступают за границы корпуса на 0.5–7.0 мм. Платы 4 соединены с корпусом элементами крепления 3. Стенки корпуса 5 крепятся к силовому каркасу. В свою очередь, на них размещаются панели солнечных батарей. Начало системы координат, связанной с модулем, располагается в геометрическом центре куба с осью Z, направленной параллельно рельсам.

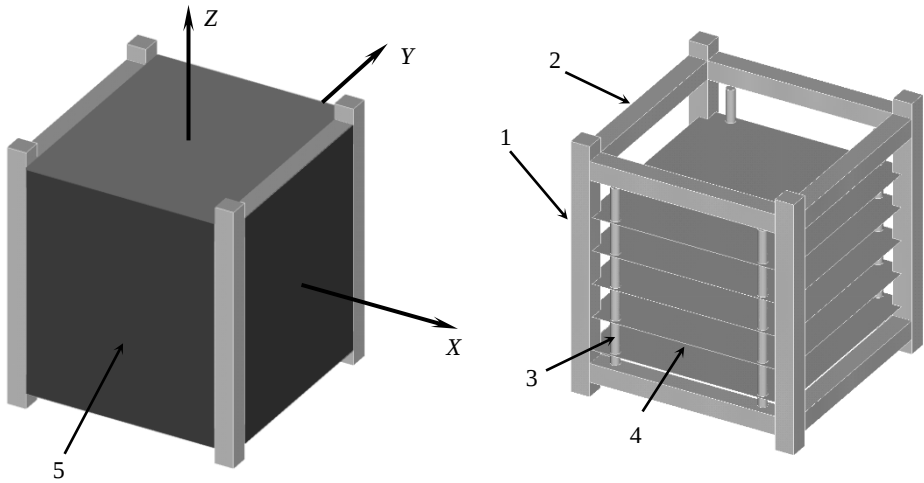


Рис. 1. Схема базового модуля CubeSat (форм-фактор 1U):

1 – рельс; 2 – соединительный элемент каркаса; 3 – элемент крепления плат;
4 – плата с электронными компонентами; 5 – стенка корпуса

Fig. 1. Design of a CubeSat core module (1U form factor): (1) rail, (2) connecting frame element, (3) bracing element for circuit boards, (4) circuit board with electronic components, and (5) frame wall

Корпусу базового модуля присвоен форм-фактор 1U. При масштабировании корпуса в 2, 3 и более раз соответственно вводятся форм-факторы 2U, 3U и т.д. С увеличением форм-фактора расширяются функциональные возможности КА, появляются разворачиваемые элементы конструкции, системы ориентации, сложные научные приборы [7–13]. Геометрические характеристики корпусов форм-факторов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Размеры модулей CubeSat

Форм-фактор	1U	2U	3U	6U	12U
Размер по X, мм	100.0	100.0	100.0	100.0	226.3
Размер по Y, мм	100.0	100.0	100.0	226.3	226.3
Размер по Z, мм (длина рельса)	135.5	227.0	340.5	366.0	366.0

Как правило, CubeSat КА выводят на низкие околоземные орбиты с расчетным сроком активного существования, не превышающим одного года. В большинстве случаев КА не имеют конструктивной защиты электронной аппаратуры от космической радиации. Однако важнейшей проблемой для таких КА является обеспечение теплового режима электронных компонент. Несмотря на некоторые различия в имеющихся данных [14–16], эксплуатационный температурный диапазон для электронных компонент определяется в пределах 233–358 К (–40.15–84.85°C), для аккумуляторных батарей 253–333 К (–20.15–59.85°C). Малые размеры корпуса спутника не позволяют размещать в нем активные системы терморегулирования. Поэтому тепловой баланс на заданном температурном уровне может поддерживаться: пассивными методами терморегулирования (подбор характеристик отражения и поглощения поверхностей корпуса КА) [16, 17]; режимом работы электронного оборудования; подогревом аккумуляторных батарей [14, 18].

Необходимо отметить, что размеры корпуса КА определяют площадь панелей солнечных батарей, размещенных на его внешних поверхностях. Они, особенно для КА с форм-фактором 1U, представляют весьма ограниченный источник электрической энергии. Чтобы увеличить доступную электрическую мощность, на КА с форм-фактором 3U и выше предлагается использовать дополнительные разворачиваемые панели солнечных батарей [7, 19, 20]. Полученная электроэнергия используется для питания радиоэлектронных устройств КА, вызывая нагрев плат, и накапливается в аккумуляторной батарее. При попадании КА в область тени электропитание аппаратуры обеспечивают аккумуляторы. Поэтому распределение температуры по элементам конструкции КА будет определяться не только падающим излучением от внешних источников, но и тепловыделением внутри корпуса КА. В соответствии со стандартом PC/104 [21] расстояние между платами устанавливается равным 15 мм (рис. 2, а), в то же время в предложениях по созданию российского аналога стандарта CubeSat [22] данный параметр уменьшен до 6 мм (рис. 2, б).

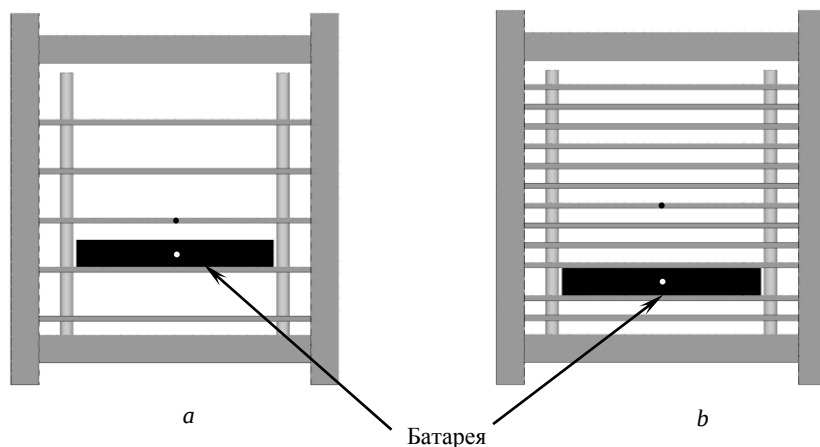


Рис. 2. Расположение плат и аккумуляторной батареи при межплатных расстояниях: 15 мм (а), 6 мм (б)

Fig. 2. Arrangement of circuit boards and accumulator battery at the following board-to-board spaces: (a) 15 and (b) 6 mm

Представляет интерес рассмотреть влияние плотности размещения плат с тепловыделяющими электронными компонентами на тепловое состояние CubeSat КА на примере корпуса с форм-фактором 1U.

Постановка задачи

Рассматривается КА (см. рис. 1), движущийся по круговой орбите в плоскости земного экватора на высоте 300 км. Ось Z системы координат КА направлена перпендикулярно плоскости экватора, ось Y направлена к центру Земли. КА занимает объем V , имеющий сложную топологию и заполненный сплошной средой. Пустоты внутри корпуса КА объему V не принадлежат. Объем V ограничен внешними (S_{out}) и внутренними (S_{in}) поверхностями: первые облучаются внешними источниками излучения; вторые взаимодействуют с излучением от внутренних источников. Тепловое состояние КА в момент времени t описывается нестационарным уравнением теплопроводности

$$c\rho T_{,t} = k\Delta T + q_v \quad (1)$$

с начальными условиями

$$T(t = 0) = T_0, (x, y, z) \in V, \quad (2)$$

и с граничными условиями

$$k \cdot T_{,n} = q_{rad(out)}, (x, y, z) \in S_{out}, \quad (3)$$

$$k \cdot T_{,n} = q_{rad(in)}, (x, y, z) \in S_{in}, \quad (4)$$

где $T = T(t, x, y, z)$ – температура материала КА в момент времени t в точке с координатами x, y, z ; $c = c(x, y, z)$, $\rho = \rho(x, y, z)$ и $k = k(x, y, z)$ – удельная теплоемкость, плотность и теплопроводность сплошной среды; $q_v = q_v(x, y, z)$ – плотность внутренних тепловых источников; $q_{rad(out)}$ и $q_{rad(in)}$ – плотности потоков излучения от внешних и внутренних источников, поглощенных свободными поверхностями. Распределения теплофизических параметров c , ρ и k в объеме V конкретизируются на этапе численного решения в соответствии с характеристиками материалов конструктивных элементов КА.

Внутренними источниками излучения являются поверхности, находящиеся внутри корпуса, в том числе и поверхности стенок корпуса, чьи нормали направлены внутрь корпуса. Правая часть выражения (4) является плотностью результирующего потока излучения к поверхности S_{in} в точке (x, y, z) . Этот поток представляет собой разность между поглощенным поверхностью потоком энергии и излученным потоком энергии.

Расчет теплообмена излучением внутри корпуса КА с учетом многократного поглощения и отражения является очень сложной задачей. Поэтому в данной работе используется широко распространенный подход [23], при котором поверхности будут условно считаться диффузно-серыми. Для таких поверхностей коэффициенты излучения ε и поглощения α полагаются равными.

Если представить S_{in} в виде совокупности I диффузно-серых поверхностей $S_i = \sum_i S_i$, образующих замкнутую область, то плотность потока излучения ψ_i , теряемого поверхностью S_j , определяется из решения системы уравнений [23]

$$\sum_{i=1}^I \left(\frac{\delta_{ji} - \Phi_{ji}}{\varepsilon_i} - \Phi_{ji} \frac{1 - \varepsilon_i}{\varepsilon_i} \right) \psi_i = \sum_{i=1}^I (\delta_{ji} - \Phi_{ji}) \sigma_0 T_i^4, \quad (5)$$

где Φ_{ij} – фактор видимости – доля полной излученной поверхностью i энергии, попадающая на поверхность j , $\Phi_{ij} = \frac{1}{S_i} \int_{S_i} \int_{S_j} \frac{\cos \beta_i \cos \beta_j}{\pi R^2} dS_i dS_j$ (рис. 3), ε_i – коэффициент излучения поверхности S_i ; σ_0 – постоянная Стефана-Больцмана; T_i – температура поверхности S_i . Тогда для точки (x_i, y_i, z_i) , которая является центром поверхности S_i , плотность потока энергии $q_{rad(in)}$ определяется как

$$q_{rad(in)}(x_i, y_i, z_i) = -\psi_i.$$

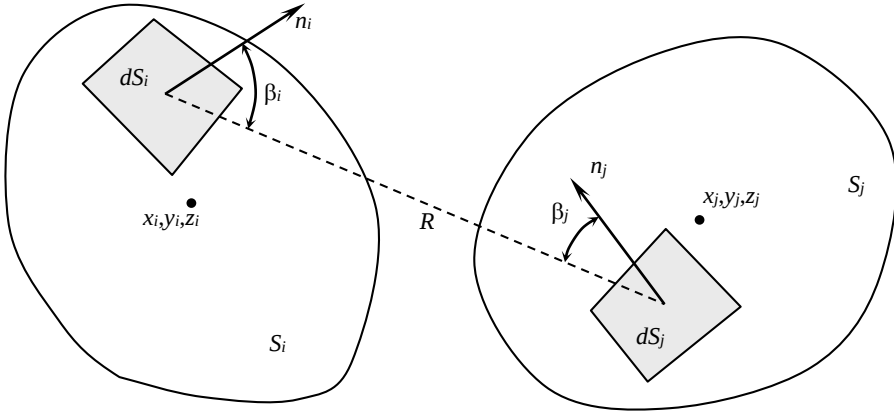


Рис. 3. Параметры для определения фактора видимости поверхностей
Fig. 3. Parameters for determining the surface view factor

Величина $q_{rad(out)}$ из правой части уравнения (3) определяется излучением Солнца (q_{sun}), отражением солнечного излучения от Земли (q_{alb}), тепловым излучением Земли (q_{earth}), собственным излучением КА (q_{sat}),

$$q_{rad(out)} = q_{sun} + q_{alb} + q_{earth} - q_{sat}. \quad (6)$$

Выражение для q_{sun} имеет вид:

$$q_{sun} = \alpha_{out} Q_{sun} (\bar{n} \cdot \bar{n}_{sun}) \varphi,$$

где Q_{sun} – Солнечная постоянная, 1 367 Вт/м²; $\bar{n}$ – вектор нормали к внешней поверхности корпуса КА; α_{out} – коэффициент поглощения внешней поверхности корпуса КА; $\bar{n}_{sun}$ – вектор, направленный к Солнцу; φ – параметр, выражающий затенение поверхности (затенение $\varphi = 0$, нет затенения $\varphi = 1$).

Для отраженного излучения

$$q_{alb} = \alpha_{out} Q_{sun} \Phi_{sat-earth} b,$$

где $\Phi_{sat-earth}$ – фактор видимости; b – коэффициент альбедо, $b = 0.3$.

Поток теплового излучения Земли

$$q_{earth} = \alpha_{out} Q_{earth} \Phi_{sat-earth},$$

где Q_{earth} – плотность инфракрасного излучения Земли, 237 Вт/м².

Собственное излучение КА представляется в виде:

$$q_{sat} = \sigma_0 (\varepsilon_{out} T^4 - \alpha_{out} T_{\infty}^4),$$

где T_{∞} – температура излучения открытого космоса, 2.7 К, ε_{out} – коэффициент излучения внешней поверхности корпуса КА.

Граничные условия дополняются следующими допущениями:

- влияние аэродинамических факторов на тепловое состояние КА не учитывается;
- платы 4 и стенки корпуса 5 не имеют теплового контакта с рельсами 1 (см. рис. 1);
- остальные части конструкции КА соединены между собой плотно, так что в местах соединения не вносится дополнительного теплового сопротивления.

Свойства материалов, тепловая мощность, параметры геометрической и конечно-элементной моделей

Задача (2)–(4) решалась численно, методом конечных элементов. Факторы видимости Φ_{ij} в выражении (5), необходимые для задания граничных условий (4), вычислялись на основе метода Монте-Карло [24], полагая, что энергия с площадки i излучается посредством некоторого количества случайно ориентированных лучей, где каждый луч переносит равное количество энергии. При этом только часть лучей на своем пути встретится с поверхностью j . Для решения поставленной задачи использовался программный пакет NX. В данном программном пакете реализованы как процедура решения уравнения теплопроводности, так и методы вычисления правых частей в выражениях (3) и (4) и факторов видимости.

В табл. 2 приведены необходимые термические свойства материалов и свободных поверхностей. Следует отметить, что литературные источники показывают значительные различия в значениях данных характеристик [24]. Поэтому в табл. 2 во многих случаях приведены усредненные величины.

Таблица 2

Термические свойства материалов и поверхностей

Часть конструкции КА	Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	Удельная теплоемкость, Дж/(кг·К)	Плотность, кг/м ³	Коэффициент излучения	Коэффициент поглощения
Корпус [25], [26]	140.0	948.0	2 810.0	0.4	0.4
Солнечная батарея [27]	45.5	327.0	6 250.0	0.85	0.91
Электронная плата [25]	0.64	975.0	2 120.0	0.22	0.85
Батарея [25]	23.0	1 110.0	2 247.0	0.7	0.85

Для построения геометрической модели КА, необходимой для создания соответствующей конечно-элементной модели, использовались вышеприведенные размеры корпуса и рельсов. Другие геометрические параметры брались из литературных источников или из измерений физических аналогов, доступных авторам данной работы. Толщина стенок корпуса 5 (см. рис. 1) – 1.27 мм, на их внешних поверхностях находится фотоэлектрический слой толщиной 80 мкм, имеющий КПД преобразования падающего излучения 30% [27]. Размеры аккумуляторной батареи (см. рис. 2) – 60 × 60 × 9 мм [25].

Тепловая мощность батареи и плат оценивалось по данным работы [28], которые усреднялись по времени одного оборота вокруг Земли и по количеству плат. В результате тепловая мощность для всех плат, расположенных с шагом 15 мм (см. рис. 2, *a*), принята одинаковой, постоянной по времени и равной 0.1562 Вт. Для плат, расположенных с шагом 6 мм (см. рис. 2, *b*), рассмотрено два случая. В первом тепловыделение отдельной платы также берется равным 0.1562 Вт. Во втором случае величина этого параметра определяется из условия равенства суммарных мощностей тепловыделения плат для обеих конструкций, показанных на рис. 3, и составляет 0.0651 Вт. Тепловыделение батареи (NiCd) – 0.75 Вт.

Количество элементов в численной модели, число лучей, необходимых для расчета факторов видимости, определялись из расчетов по определению сходимости решения задачи. Конечно-элементная модель КА, соответствующая конструкции, показанной на рис. 2, *a*, содержала 17 655 элементов. Другая модель (рис. 2, *b*) имела 24 980 элементов. С каждой грани объемного элемента, принадлежащей поверхности, исходило по 400 лучей.

Для всей модели начальная температура $T_0 = 0^\circ\text{C}$.

Результаты расчетов

Рассмотрены следующие варианты расчетов:

- внутренние тепловые источники не работают;
- тепловыделение на батарее, на платах – нет;
- тепловыделение на платах, на батарее – нет (внутреннее сопротивление батареи бесконечно мало);
- тепловыделение на батарее и на платах.

На рис. 4–6 представлены рассчитанные зависимости $T(t)$ для аккумуляторной батареи и отдельной платы, ближайшей к геометрическому центру внутреннего объема корпуса КА, причем время t измерялось в оборотах вокруг Земли. Для круговой орбиты с высотой 300 км время одного оборота вокруг Земли составляет $5.42 \cdot 10^3$ с.

Приведенная на графиках температура батареи соответствует точке геометрического центра батарейного объема, а температура платы относится к точке в ее центральной области как показано на рис. 2 *a* и *b*.

На рис. 4 и 5 приведены графики $T(t)$, которые соответствуют расположению плат с шагом 15 мм (5 плат, см. рис. 2, *a*) и с шагом 6 мм (12 плат, см. рис. 2, *b*), с тепловыделением на каждой плате по 0.1562 Вт. Рисунок 6 соответствует шагу 6 мм с тепловыделением на каждой плате по 0.0651 Вт.

Зависимости $T(t)$ имеют осциллирующий характер с периодом, равным одному обороту, из чего можно заключить, что колебания температуры связаны с орбитальным движением КА. Для данного КА переход от однородного начального распределения температуры к установившемуся динамическому процессу занимает по времени от 4 до 6 оборотов, что видно из рис. 4–6. Такое различие можно объяснить тем, что при плотном расположении плат (шаг 6 мм) в корпусе КА содержится 2.4 раза большая масса, что должно приводить к увеличению времени установления.

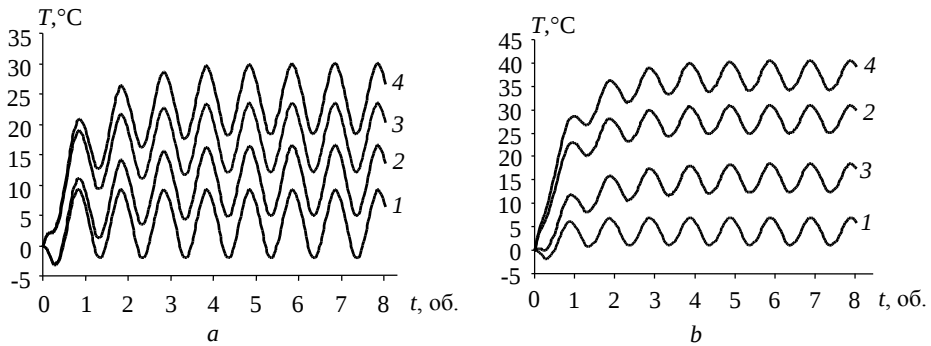


Рис. 4. Зависимости температур платы (а) и батареи (b) от времени (обороты вокруг Земли).

Шаг расположения плат 15 мм, мощность тепловыделения на плате 0.1562 Вт:

1 – бат. (–), плат. (–); 2 – бат. (+), плат. (–); 3 – бат. (–), плат. (+); 4 – бат. (+), плат. (+).

Обозначено: (–) – нет тепловыделения; (+) – есть тепловыделение

Fig. 4. Temperature of the (a) circuit board and (b) battery as a function of time (rotations around the Earth) for a circuit board location step of 15 mm and a circuit board heat emission rate of 0.1562 W: (1) battery (–), circuit board (–), (2) battery (+), circuit board (–), (3) battery (–), circuit board (+), and (4) battery (+), circuit board (+).

Notations: (–) without and (+) with heat emission

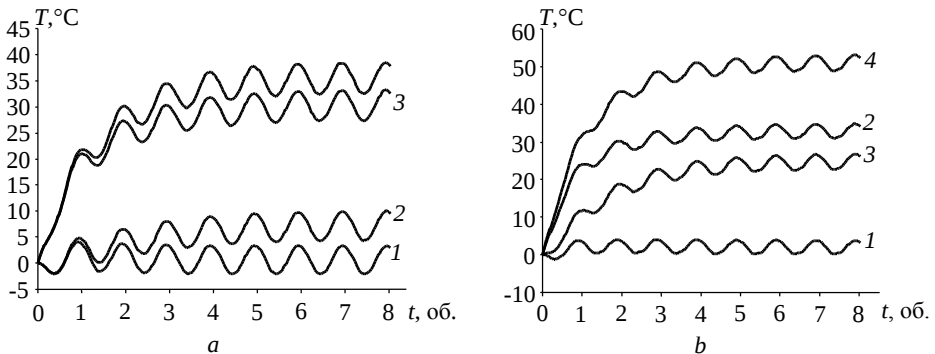


Рис. 5. Зависимости температур платы (а) и батареи (b) от времени (обороты вокруг Земли).

Шаг расположения плат 6 мм, мощность тепловыделения на плате 0.1562 Вт:

1 – бат. (–), плат. (–); 2 – бат. (+), плат. (–); 3 – бат. (–), плат. (+); 4 – бат. (+), плат. (+).

Обозначено: (–) – нет тепловыделения; (+) – есть тепловыделение

Fig. 5. Temperature of the (a) circuit board and (b) battery as a function of time (rotations around the Earth) for a circuit board location step of 6 mm and a circuit board heat emission rate of 0.1562 W: (1) battery (–), circuit board (–), (2) battery (+), circuit board (–), (3) battery (–), circuit board (+), and (4) battery (+), circuit board (+).

Notations: (–) without and (+) with heat emission

В табл. 3 приведены средние амплитуды колебаний температуры (разница между максимумом и минимумом) после периода установления для различных условий расчета, а также разницы в амплитудах колебаний между горячим случаем (на рис. 4–6 имеет индекс 4) и холодным случаем (имеет индекс 1). Резуль-

таты показывают, что на амплитуды колебаний значительное влияние оказывает плотность расположения плат, и они достаточно слабо зависят от внутреннего тепловыделения. Амплитуды уменьшаются при переходе к более плотному расположению плат. Это можно объяснить экранирующим влиянием соседних плат и уменьшением областей видимости стенок КА со стороны поверхности рассматриваемой платы, особенно в ее центральной области. Относительные изменения амплитуд колебаний, приведенные в табл. 3, составили от 3.9 до 14.4% от средних значений.

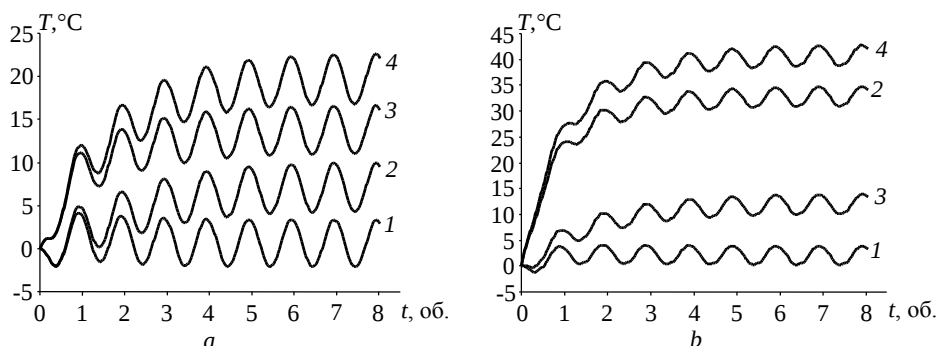


Рис. 6. Зависимости температур платы (а) и батареи (b) от времени (обороты вокруг Земли).

Шаг расположения плат 6 мм, мощность тепловыделения на плате 0.0651 Вт:

1 – бат. (–), плат. (–); 2 – бат. (+), плат. (–); 3 – бат. (–), плат. (+); 4 – бат. (+), плат. (+).

Обозначено: (–) – нет тепловыделения; (+) – есть тепловыделение

Fig. 6. Temperature of the (a) circuit board and (b) battery as a function of time (rotations around the Earth) for a circuit board location step of 6 mm and a circuit board heat emission rate of 0.0651 W: (1) battery (–), circuit board (–), (2) battery (+), circuit board (–), (3) battery (–), circuit board (+), and (4) battery (+), circuit board (+).

Notations: (–) without and (+) with heat emission

Таблица 3

Характеристики колебаний температуры при различных условиях расчета

Условия расчета, объекты наблюдения	Шаг 15 мм, 5 плат, 0.1562 Вт на плате		Шаг 6 мм, 12 плат, 0.1562 Вт на плате		Шаг 6 мм, 12 плат, 0.0651 Вт на плате	
	Плата	Батарея	Плата	Батарея	Плата	Батарея
Средняя амплитуда колебаний, °C	11.47	6.06	5.71	3.90	5.63	3.78
Разница амплитуд колебаний между горячим и холодным случаями, °C	0.45	0.45	0.52	0.56	0.35	0.35
Относительное изменение амплитуды, %	3.9	7.4	9.1	14.4	6.2	9.3

При редком расположении плат (шаг 15 мм, 5 плат) общая тепловая мощность плат составила 0.78 Вт, что сравнимо с тепловой мощностью батареи. Как видно

из представленных на рис. 4 зависимостей $T(t)$, работающие источники тепловыделения оказывают определяющее влияние на средние температуры платы и аккумуляторной батареи. При этом наиболее значимым является собственное тепловыделение элемента конструкции. Средняя температура батареи при неработающих источниках тепла составила 4.1°C , при тепловыделении только батареей ее температура составила 28.1°C , а при тепловыделении только на платах температура батареи почти в два раза меньше – 15.5°C . Схожая картина имеет место и в других расчетных случаях как для батареи, так и для платы.

Наибольший нагрев рассматриваемых компонент КА наблюдается в случае плотного расположения плат (шаг 6 мм, 12 плат) с тепловыделением на каждой плате 0.1562 Вт. Тогда совокупность плат представляет источник тепла мощностью около 1.9 Вт, что в 2.5 раза превышает тепловую мощность аккумуляторной батареи. При работе всех источников тепла средняя температура батареи увеличилась 1.36 раза по сравнению с предыдущим случаем и достигла 51°C , средняя температура рассматриваемой платы возросла в 1.44 раза и составила около 36°C (см. рис. 5).

Увеличение суммарной тепловой мощности плат, связанной с увеличением их числа в корпусе КА, может быть не обеспечено мощностью источников электрической энергии, которыми располагает CubeSat КА. Поэтому был рассмотрен случай, когда платы располагаются в корпусе КА более плотно и в большем количестве (см. рис. 2, *b*, шаг 6 мм, 12 плат), и на всех платах выделяется по 0.0651 Вт. Тогда их суммарная тепловая мощность равна мощности плат исходного варианта КА (см. рис. 2, *a*, шаг 15 мм, 5 плат). В результате средняя температура в наблюдаемой точке выделенной платы (нагреваются только платы; см. рис. 6, *a*, 3) равна 13.9 и 19.8°C (нагреваются платы и батарея; см. рис. 6, *a*, 4). Средняя температура платы в исходном варианте КА в аналогичных условиях составила 18.1°C (см. рис. 4, *a*, 3) и 24.5°C (см. рис. 4, *a*, 4). Наблюдаемое в данном случае снижение температуры платы связано с меньшей мощностью тепловыделения на самой плате, несмотря на сохранение общей тепловой мощности плат.

Сравнение средних температур батареи в аналогичных условиях показывает, что если тепловыделение происходит только на батарее, то ее температура составляет 32.9°C (см. рис. 6, *b*, 3) и 28.1°C (см. рис. 4, *b*, 3). При работе всех источников тепла средняя температура батареи равна 40.8°C (см. рис. 6, *b*, 4) и 37.5°C (см. рис. 4, *b*, 4). По сравнению с исходным вариантом расположения плат температура батареи повысилась соответственно на 4.8 и 3.3°C . Такое повышение температуры объясняется тем, что плата над аккумуляторной батареей расположена с малым зазором (см. рис. 2, *b*), около 1 мм. В этом случае потеря тепла батареей происходит не за счет излучения в пространство, как в исходном варианте (см. рис. 2, *a*), а излучением через малый зазор между платой и батареей, теплопроводностью через толщу платы и излучением с поверхности платы.

Заключение

Численно исследовано влияние плотности расположения радиоэлектронных плат полезной нагрузки на нестационарное тепловое состояние КА 1U CubeSat при его движении по орбите. В корпусе КА платы расположены параллельно.

Мощности тепловыделения на платах и аккумуляторной батарее полагались постоянными во времени. Рассмотрено два варианта расположения плат: редкое, с шагом 15 мм, и плотное, с шагом 6 мм, причем увеличение плотности расположения сопровождалось увеличением количества плат с 5 до 12. Приведены расчетные температуры батареи, а также платы, которая расположена вблизи геометрического центра корпуса. Показано, что температуры батареи и платы осциллируют. Осцилляции обусловлены орбитальным движением КА, а их амплитуды уменьшаются при увеличении плотности расположения плат. Увеличение плотности расположения плат при сохранении мощности тепловыделения каждой платы приводит к пропорциональному росту суммарной мощности тепловыделения в корпусе КА. В результате этого увеличиваются средние температуры батареи и рассматриваемой платы. При сохранении суммарной мощности на исходном уровне средние температуры снижаются. В целом во всех расчетных случаях температуры батареи и платы не превысили эксплуатационных пределов.

Список источников

1. CubeSat Design Specification Review 14.1. The CubeSat Program. Cal Poly SLO, 2022. 34 p. URL: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf (accessed: 07.09. 2022)
2. Saeed N., Elzanaty A., Almorad H., Dahrouj H., Al-Naffouri T.Y., Alouini M-S. CubeSat Communications: Recent Advances and Future Challenges // IEEE Communications Surveys & Tutorials. 2020. V. 22 (3). P. 1839–1862. doi: 10.1109/COMST.2020.2990499
3. Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты в дистанционном зондировании Земли // Исследования Земли из космоса. 2019. № 5. С. 82–88. doi: 10.23670/IRJ.2018.78.12.053
4. Вахрушев Н.В., Пьянков И.Н., Рязанов М.Н. Обзор форм-фактора спутников CubeSat // Студенческая наука XXI века. 2016. № 3(10). С. 100–106.
5. Padgen M.R., Chinn T.N., Friedericks C.R., Lera M.P., Chin M., Parra M.P., Piccini M.E., Ricco A.J., Spremo S.M. The EcAMSat fluidic system to study antibiotic resistance in low Earth orbit: Development and lessons learned from space flight // Acta Astronautica. 2020. V. 173. P. 449–459. doi: 10.1016/j.actaastro.2020.02.031
6. Kovar P., Sommer M., Matthiae D., Reitz G. Measurement of cosmic radiation in LEO by 1U CubeSat // Radiation Measurements. 2020. V. 139. Art. 106471. doi: 10.1016/j.radmeas.2020.106471
7. Olatunji J.R., Acheson C., Szmigiel M., Wimbush S.C., Long N.J. Orbital and thermal modelling of a 3U CubeSat equipped with a high-temperature superconducting coil // Acta Astronautica. 2022. V. 190. P. 413–429. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.10.027
8. Ikeya K., Sakamoto H., Nakanishi H., Furuya H., Tomura T., Ide R., Iijima R., Iwasaki Y., Ohno K., Omoto K., Furuya E., Hayashi T., Kato M., Koide S., Kurosaki M., Nakatsuka Y., Okuyama S., Kashiya R., Nakamura J., Nio W., Tsunemitsu T., Yamazaki Y., Taga K., Hohmann B., Amamoto T., Chubachi T., Tamura S., Okada H., Watanabe A., Kawabata N., Hori T., Ito H., Kuratomi T., Shimoda Y., Hidaka N., Watanabe K., Torisaka A., Yamazaki M. Significance of 3U CubeSat OrigamiSat-1 for space demonstration of multifunctional deployable membrane // Acta Astronautica. 2020. V. 173. P. 363–377. doi: 10.1016/j.actaastro.2020.04.016
9. Marzioli P., Gugliermetti L., Santoni F., Delfini A., Piergentili F. Nardi L., Metelli G., Benvenuto E., Massa S., Bennici E. CultCube: Experiments in autonomous in-orbit cultivation onboard a 12-units CubeSat platform // Life Sciences in Space Research. 2020. V. 25. P. 42–52. doi: 10.1016/j.lssr.2020.02.005

10. Akyildiz I.F., Jornet J.M., Nie S. A new CubeSat design with reconfigurable multi-band radios for dynamic spectrum satellite communication networks // *Ad Hoc Networks*. 2019. V. 86. P. 166–178. doi: 10.1016/j.adhoc.2018.12.004
11. Liu J., Zhao P., Wu C., Chen K., Ren W., Liu L., Tang Y., Ji C., Sang X. SIASAIL-I solar sail: From system design to on-orbit demonstration mission // *Acta Astronautica*. 2022. V. 192. P. 133–142. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.11.034
12. Hakima H., Bazzocchi M.C.F. Cubesat with dual robotic manipulators for debris mitigation and remediation // *Advances in the Astronautical Sciences 5th IAA Conference on University Satellite Missions and Cubesat Workshop*, Rome, Italy, 28 January – 31 January 2020. V. 173. P. 149–162.
13. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Баринова Е.В. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // *Гироскопия и навигация*. 2020. Т. 28, № 1 (108). С. 81–100. doi: 10.17285/0869-7035.0025
14. Наноспутниковая платформа CubeSat “OrbiCraft-Pro”. М., 2019. URL: [https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20\(рус.\).pdf](https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20(рус.).pdf) (дата обращения: 07.09.2022).
15. Rathinam A. Design and Development of UWE-4: Integration of Electric Propulsion Units, Structural Analysis and Orbital Heating Analysis : Thesis for Master of Science Degree. Lisboa, 2019. doi: 10.13140/RG.2.2.34427.72485
16. Reyesa L.A., Cabriales-Gómez R., Chávez C.E., Bermúdez-Reyes B., López-Botello O., Zambrano-Robledo P. Thermal modeling of CIIASat nanosatellite: A tool for thermal barrier coating selection // *Applied Thermal Engineering*. 2020. V. 166. Art. 114651. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114651
17. Cervone A., Toppo F., Speretta S., Menicucci A., Turan E., Di Lizia P., Massari M., Franzese V., Giordano C., Merisio G., Labate D., Pilato G., Costa E., Bertels E., Thorvaldsen A., Kukharenska A., Vennkens J., Walker R. LUMIO: A CubeSat for observing and characterizing micro-meteoroid impacts on the lunar far side // *Acta Astronautica*. 2022. V. 195. P. 309–317. doi: 10.1016/j.actaastro.2022.03.032
18. Guedes M.B.V. Cubesat Structural and Thermal Analysis Methodology ISTsat-1 Design : Thesis ... Master of Science Degree in Aerospace Engineering. Lisboa, 2019.
19. Santoni F., Piergentili F., Donati S., Perelli M., Negri A., Marino M. An innovative deployable solar panel system for cubesats // *Acta Astronautica*. 2014. V. 95 (1). P. 210–217. doi: 10.1016/j.actaastro.2013.11.011
20. Akyildiz I.F., Jornet J.M., Nie S. A new CubeSat design with reconfigurable multi-band radios for dynamic spectrum satellite communication networks // *Ad Hoc Networks*. 2003. V. 86. P. 166–178. doi: 10.1016/j.adhoc.2018.12.004
21. PC/104 Pluse Specification v. 2.0. 2003. 28 p. URL: <https://resources.winsystems.com/specs/PC104PlusSpec.pdf> (accessed: 07.09.2022).
22. Чмырев В.М., Нестеров Б.Ф. Возможности и компетенции по созданию российской группировки наноспутников стандарта CubeSat // АО «Технологии ГЕОСКАН». 2018 URL: http://spaceresearch.ssau.ru/sites/all/themes/venture_theme/Concor/7.pdf (дата обращения: 07.09.2022).
23. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров : справочник : пер с англ. М. : Атомиздат, 1979. 216 с.
24. Hajji A.R., Mirhosseini M., Saboonchi A., Moosavi A. Different Methods for Calculating a View Factor in Radiative Applications: Strip to In-Pane Parallel Semi-Cylinder // *Journal of Engineering Thermophysics*. 2015. V. 24 (2). P. 169–180. doi: 10.1134/s1810232815020071
25. Morsch F.E., Seman L.O., Nicolau V. Simulation of a CubeSat with internal heat transfer using finite volume method // *Applied Thermal Engineering*. 2021. V. 193. Art. 117039. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2021.117039
26. Morsch F.E., Nicolau V., Paiva K., Possamai T. A comprehensive attitude formulation with spin for numerical model of irradiance for CubeSats and Picosats // *Applied Thermal Engineering*. 2019. V. 168. Art. 114859. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114859

27. Aboobakar S.F.C. Dynamic and Thermal Models for ECOSat-III : Thesis ... Master of Science Degree in Aerospace Engineering. Lisboa, 2016.
28. Corpino S., Caldera M., Nichele F., Masoero M., Viola N. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low Earth orbit // *Acta Astronautica*. 2015. V. 115. P. 247–261. doi: 10.1016/J.ACTAASTRO.2015.05.012

References

1. CubeSat Design Specification Review 14.1. The CubeSat Program. Cal Poly SLO, 2022. Access mode: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf
2. Saeed N., Elzanaty A., Almorad H., Dahrouj H., Al-Naffouri T.Y., Alouini M.-S. (2020) CubeSat communications: recent advances and future challenges. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*. 22(3). pp. 1839–1862. doi: 10.1109/COMST.2020.2990499
3. Gansvind I.N. (2020) Small satellites in remote sensing of the Earth. *Izvestiya, Atmospheric and Ocean Physics*. 56(9). pp. 1177–1181. doi: 10.23670/IRJ.2018.78.12.053
4. Vakhrushev N.V., P'yankov I.N., Ryazanov M.N. (2016) Obzor form-faktora sputnikov CubeSat [CubeSat satellites form-factor overview]. *Studencheskaya nauka XXI veka*. 3(10). pp. 100–106.
5. Padgen M.R., Chinn T.N., Friedericks C.R., Lera M.P., Chin M., Parra M.P., Piccini M.E., Ricco A.J., Spremo S.M. (2020) The EcAMSat fluidic system to study antibiotic resistance in low Earth orbit: development and lessons learned from space flight. *Acta Astronautica*. 173. pp. 449–459. doi: 10.1016/j.actaastro.2020.02.031
6. Kovar P., Sommer M., Matthiae D., Reitz G. (2020) Measurement of cosmic radiation in LEO by 1U CubeSat. *Radiation Measurements*. 139. Article 106471. doi: 10.1016/j.radmeas.2020.106471
7. Olatunji J.R., Acheson C., Szmigiel M., Wimbush S.C., Long N.J. (2022) Orbital and thermal modelling of a 3U CubeSat equipped with a high-temperature superconducting coil. *Acta Astronautica*. 190. pp. 413–429. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.10.027
8. Ikeya K., Sakamoto H., Nakanishi H., Furuya H., Tomura T., Ide R., Iijima R., Iwasaki Y., Ohno K., Omoto K., Furuya E., Hayashi T., Kato M., Koide S., Kurosaki M., Nakatsuka Y., Okuyama S., Kashiya R., Nakamura J., Nio W., Tsunemitsu T., Yamazaki Y., Taga K., Hohmann B., Amamoto T., Chubachi T., Tamura S., Okada H., Watanabe A., Kawabata N., Hori T., Ito H., Kuratomi T., Shimoda Y., Hidaka N., Watanabe K., Torisaka A., Yamazaki M. (2020) Significance of 3U CubeSat OrigamiSat-1 for space demonstration of multifunctional deployable membrane. *Acta Astronautica*. 173. pp. 363–377. doi: 10.1016/j.actaastro.2020.04.016
9. Marzioli P., Gugliermetti L., Santoni F., Delfini A., Piergentili F. Nardi L., Metelli G., Benvenuto E., Massa S., Bennici E. (2020) CultCube: Experiments in autonomous in-orbit cultivation on-board a 12-units CubeSat platform. *Life Sciences in Space Research*. 25. pp. 42–52. doi: 10.1016/j.lssr.2020.02.005
10. Akyildiz I.F., Jornet J.M., Nie S. (2019) A new CubeSat design with reconfigurable multi-band radios for dynamic spectrum satellite communication networks. *Ad Hoc Networks*. 86. pp. 166–178. doi: 10.1016/j.adhoc.2018.12.004
11. Liu J., Zhao P., Wu C., Chen K., Ren W., Liu L., Tang Y., Ji C., Sang X. (2022) SIASAIL-I solar sail: from system design to on-orbit demonstration mission. *Acta Astronautica*. 192. pp. 133–142. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.11.034
12. Hakima H., Bazzocchi M.C.F. (2020) Cubesat with dual robotic manipulators for debris mitigation and remediation. *Advances in the Astronautical Sciences 5th IAA Conference on University Satellite Missions and CubeSat Workshop, Rome, Italy*. 173. pp. 149–162.

13. Belokonov I.V., Timbai I.A., Barinova E.V. (2020). Design parameters selection for CubeSat nanosatellite with a passive stabilization system. *Gyroscopy and Navigation*. 11(2). pp. 149–161. doi: 10.1134/52075108720020029
14. *Nanosputnikovaya platforma CubeSat* (2019) [CubeSat nanosatellite platform] “OrbiCraftPro”, Moscow. Access mode: [https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20\(рус.\).pdf](https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20(рус.).pdf)
15. Rathinam A. (2019) *Design and Development of UWE-4: Integration of Electric Propulsion Units, Structural Analysis and Orbital Heating Analysis*. Thesis, Lisboa. doi: 10.13140/RG.2.2.34427.72485
16. Reyesa L.A., Cabriales-Gómez R., Chávez C.E., Bermúdez-Reyes B., López-Botello O., Zambrano-Robledo P. (2020) Thermal modeling of CIIASat nanosatellite: a tool for thermal barrier coating selection. *Applied Thermal Engineering*. 166. Article 114651. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114651
17. Cervone A., Topputo F., Speretta S., Menicucci A., Turan E., Di Lizia P., Massari M., Franzese V., Giordano C., Merisio G., Labate D., Pilato G., Costa E., Bertels E., Thorvaldsen A., Kukharenska A., Vennekens J., Walker R. (2022) LUMIO: A CubeSat for observing and characterizing micro-meteoroid impacts on the lunar far side. *Acta Astronautica*. 195. pp. 309–317. doi: 10.1016/j.actaastro.2022.03.032
18. Guedes M.B.V. (2019) *Cubesat Structural and Thermal Analysis Methodology ISTsat-1 Design*. Thesis, Lisboa.
19. Santoni F., Piergentili F., Donati S., Perelli M., Negri A., Marino M. (2014) An innovative deployable solar panel system for CubeSats. *Acta Astronautica*. 95(1). pp. 210–217. doi: 10.1016/j.actaastro.2013.11.011
20. Akyildiz I.F., Jornet J.M., Nie S. (2003) A new CubeSat design with reconfigurable multi-band radios for dynamic spectrum satellite communication networks. *Ad Hoc Networks*. 86. pp. 166–178. doi: 10.1016/j.adhoc.2018.12.004
21. PC/104 Pluse Specification v. 2.0. (2003) Access mode: <https://resources.winsystems.com/specs/PC104PlusSpec.pdf>
22. Chmirev V.M., Nesterov B.F. (2018) *Vozmozhnosti i kompetentsii po sozdaniyu rossiyskoy gruppировки nanosputnikov standarta CubeSat* [Capabilities and competences for the creation of Russian nanosatellites grouping by CubeSat standard]. AO “Tekhnologiya GEOSKAN”. Access mode: http://spaceresearch.ssau.ru/sites/all/themes/venture_theme/Concor/7.pdf
23. Wong H.Y. (1977) *Handbook of Essential Formulae and Data on Heat Transfer for Engineers*. London–New York: Longman.
24. Hajji A.R., Mirhosseini M., Saboonchi A., Moosavi A. (2015) Different methods for calculating a view factor in radiative applications: strip to in–pane parallel semi–cylinder. *Journal of Engineering Thermophysics*. 24(2). pp. 169–180. doi: 10.1134/s1810232815020071
25. Morsch F.E., Seman L.O., Nicolau V.D. (2021) Simulation of a CubeSat with internal heat transfer using finite volume method. *Applied Thermal Engineering*. 193. Article 117039. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2021.117039
26. Morsch F.E., Nicolau V., Paiva K., Possamai T. (2020) A comprehensive attitude formulation with spin for numerical model of irradiance for CubeSats and Picosats. *Applied Thermal Engineering*. 168. Article 114859. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114859
27. Aboobakar S.F.C. (2016) *Dynamic and Thermal Models for ECOSat-III*. Thesis, Lisboa.
28. Corpino S., Caldera M., Nichele F., Masoero M., Viola N. (2015) Thermal design and analysis of a nanosatellite in low Earth orbit. *Acta Astronautica*. 115. pp. 247–261. doi: 10.1016/J.ACTAASTRO.2015.05.012

Сведения об авторах:

Белов Сергей Викторович – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: belovsv@niipmm.tsu.ru

Бельков Алексей Викторович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: aleksei-belkov@niipmm.tsu.ru

Жуков Андрей Петрович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: zh@niipmm.tsu.ru

Павлов Михаил Сергеевич – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: mcpavlov@niipmm.tsu.ru

Пономарев Сергей Васильевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

Information about the authors:

Belov Sergey V. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: belovsv@niipmm.tsu.ru

Bel'kov Aleksey V. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: aleksei-belkov@niipmm.tsu.ru

Zhukov Andrey P. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: zh@niipmm.tsu.ru

Pavlov Mikhail S. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: mcpavlov@niipmm.tsu.ru

Ponomarev Sergey V. (Doctor of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

Статья поступила в редакцию 09.11.2022; принята к публикации 31.03.2023

The article was submitted 09.11.2022; accepted for publication 31.03.2023