

ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ НАНОСПУТНИКА ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИИ НА РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ ЭЛЕМЕНТАХ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

С. В. Белов✉, А. В. Бельков,

А. П. Жуков, М. С. Павлов, С. В. Пономарев

Национальный исследовательский Томский государственный университет
г. Томск, Российская Федерация

Цель работы – оценка тепловых режимов работы радиоэлектронных компонент наноспутника в условиях орбитального полета. В статье представлены результаты численного исследования теплового состояния наноспутника CubeSat с форм-фактором 1U при его движении по низкой околоземной орбите высотой 300 км в дни осеннего равноденствия и зимнего солнцестояния. Тепловая численная модель наноспутника учитывает тепловые потоки от Солнца и от поверхности Земли, атмосферный нагрев не учитывается. Кроме того, принимается во внимание нестационарность тепловыделения на радиоэлектронных компонентах полезной нагрузки наноспутника, а также переизлучение энергии внутри его корпуса. Геометрический и конструктивный облик наноспутника, теплофизические свойства материалов и оптические свойства свободных поверхностей, режимы работы полезной нагрузки определены на основе данных, полученных из литературных источников. Результаты численного моделирования показывают, что температура радиоэлектронных компонент зависит от мощности собственного тепловыделения, теплового излучения соседних плат, орбитального движения наноспутника по околоземной орбите, его положения на орбите Земли. Динамика температуры радиоэлектронных компонент определяется действующим на них режимом тепловыделения. Хотя в условиях поставленной задачи температуры большинства радиоэлектронных компонент находятся в допустимых эксплуатационных пределах, действие коротких импульсных тепловых нагрузок большой мощности может приводить к перегреву компонент полезной нагрузки.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, тепловой поток, тепловыделение, движение по орбите, численное моделирование.

Введение

Наноспутники являются быстро развивающимся классом космических аппаратов (КА), возможности которых позволяют использовать их для научных, мониторинговых, образовательных целей. По современной классификации [1] (таблица 1) к наноспутникам относятся КА с массой от 1 до 10 кг.

В настоящее время разработка наноспутников основывается на наиболее распространенном стандарте CubeSat [2]. Данный стандарт предлагает блочную концепцию КА с базовым типоразмером 100×100×100 мм и массой до 2 кг (форм-

Таблица 1

Классификация спутников по массе, кг

Большие	Средние	Мини	Микро	Нано	Пико
1000<	500-	100-	10-	1-	<1

фактор 1U). В соответствии со стандартом CubeSat на основе типоразмера 1U могут формироваться КА до 12U и массой до 24 кг (таблица 2). Как видно из таблицы 2, к наноспутникам относятся КА с форм-факторами от 1 до 3U.

Особенностями наноспутников являются относительно небольшие затраты на проектирование, производство и выведение на орбиту. Корпуса таких КА негерметичны, а в полезной нагрузке используются самые доступные радиоэлектронные

✉ belovsv@niipmm.tsu.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

Таблица 2
Форм-факторы и массы КА по стандарту CubeSat

Форм-фактор	1U	1.5U	2U	3U	6U	12U
Масса, кг	2,0	3,0	4,0	6,0	12,0	24,0

комплектующие, не сертифицированные для условий космического полета [3]. Работоспособность таких комплектующих сохраняется в температурном диапазоне от -40 до 85 °С, аккумуляторной батареи от -20 до 60 °С [4]–[7].

Одной из основных задач, возникающих при разработке наноспутника, является обеспечение температурного режима полезной нагрузки [7–12]. Если для КА с форм-фактором 1U доступны пассивные методы терморегулирования [6], то для КА с форм-фактором $\geq 2U$ допустимы более эффективные методы, например использование тепловых труб [12].

В условиях орбитального полета КА подвергается тепловому нагреву со стороны внешних источников излучения, а на радиоэлектронных элементах полезной нагрузки происходит выделение тепловой энергии при значительном уровне мощности. Под воздействием этих факторов в элементах конструкции КА формируется нестационарное, неоднородное поле температуры.

Цель настоящей работы – оценка теплового режима радиоэлектронных компонент наноспутника с форм-фактором 1U при его движении по заданной орбите и при известных режимах работы полезной нагрузки. Следует отметить, что данная работа является развитием [13] в направлении более точного описания внутренних тепловых источников. В [13] радиоэлектронные компоненты явно не рассматривались, тепловыделение на электронных платах полагалось одинаковым, постоянным, равным усредненной величине, и распределялось равномерно по объему плат. В настоящей работе тепловыделение сосредоточено в объемах радио-

электронных компонент, которые размещены на платах и имеют с ними тепловой контакт.

1. Постановка задачи

Рассматривается наноспутник CubeSat с форм-фактором 1U (рисунок 1). Конструкция КА включает: рельсы 1, которые вместе с соединительными элементами 2 образуют силовой каркас; платы 4–8, связанные с корпусом элементами крепления 3; стенки корпуса 9, закрепленные на силовом каркасе. На стенках 9 располагаются панели солнечных батарей. Начало системы координат, связанной с КА, находится в геометрическом центре корпуса.

Функционально платы 4–8 включают: приемник-передатчик, бортовой компьютер, систему навигации; аккумуляторную батарею и систему управления электропитанием (СУЭ); систему управления движением (СУД). Расстояние между платами составляет около 15 мм.

Электронные компоненты полезной нагрузки представляются параллелепипедами, которые контактируют своими гранями с платами (рисунок 1), тепловое сопротивление между компонентами и платами считается пренебрежимо малым. При этом другие связи, например паяные соединения, не рассматриваются. Тепловая мощность, выделяющаяся на радиоэлектронной плате, равномерно распределяется по объему соответствующих параллелепипедов. Платы 4–8 и стенки корпуса 9 не имеют теплового контакта с рельсами 1. Остальные элементы конструкции КА соединены между собой плотно, так что в местах соединения не вносится дополнительного теплового сопротивления.

КА движется вокруг Земли по круговой орбите, имеющей высоту 300 км. Орбита КА лежит в плоскости орбиты Земли. Ось Y системы координат, связанной с КА, направлена к центру Земли, ось X совпадает с направлением движения

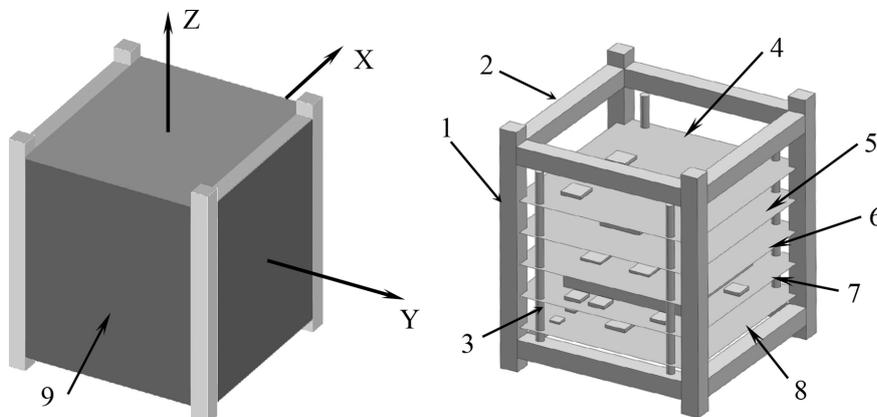


Рисунок 1. Схема КА CubeSat (форм-фактор 1U): 1 – рельс; 2 – соединительный элемент каркаса; 3 – элемент крепления плат; 4 – приемник-передатчик; 5 – бортовой компьютер; 6 – система навигации; 7 – аккумуляторная батарея и СУЭ; 8 – СУД; 9 – стенка корпуса

КА. Рассматриваются дни осеннего равноденствия и зимнего солнцестояния, которые различаются величиной солнечной постоянной.

Тепловое состояние КА определяется поглощенным излучением от внешних источников и тепловыделением от внутренних источников. Полагается, что КА в момент времени $t=0$ оказывается на орбите с однородным распределением температуры T_0 , т.е. влияние на тепловое состояние КА процесса его выведения на орбиту не рассматривается.

Обозначим через r радиус-вектор точки с координатами (x, y, z) , а также $x=x_1, y=x_2, z=x_3$. Тогда температурное поле в КА в момент времени t описывается уравнением

$$c\rho T_{,t} = k \cdot T_{,ii} + q_V \quad (1)$$

с начальными условиями

$$T(t=0, r) = T_0, (r), r \in V \quad (2)$$

и граничными условиями

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

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

где V – объем, занимаемый КА; $T=T(t, r)$ – температура материала КА; S_{out}, S_{in} – внешние и внутренние поверхности, ограничивающие V ; n – вектор нормали к поверхности; $c=c(r), \rho=\rho(r)$ и $k=k(r)$ – удельная теплоемкость, плотность и теплопроводность сплошной среды; $q_V=q_V(r)$ – плотность внутренних тепловых источников; $q_{rad(out)}$ и $q_{rad(in)}$ – результирующие плотности потоков излучения на поверхности S_{out} и S_{in} , которые представляют собой разности между поглощенными и излученными ими потоками энергии; i – индекс компоненты $x_i, i=1,2,3$.

Величина $q_{rad(out)}$ из (3) равна

$$q_{rad(out)} = q_{sun} + q_{alb} + q_{earth} + q_{aer} - q_{sat} \quad (5)$$

q_{sun} – падающий на КА поток излучения от Солнца, $q_{sun} = \alpha_{out} Q_{sun} (\bar{n} \cdot \bar{n}_{sun}) \varphi$, где Q_{sun} – солнечная постоянная, 1357 Вт/м² (осеннее равноденствие) и 1411 Вт/м² (зимнее солнцестояние); \bar{n} – вектор нормали к внешней поверхности корпуса КА; α_{out} – коэффициент поглощения внешней поверхности корпуса КА; \bar{n}_{sun} – вектор, направленный на Солнце; φ – параметр затенения (затенение $\varphi=0$, нет затенения $\varphi=1$).

q_{alb} – излучение, отраженное от Земли, $q_{alb} = \alpha_{out} Q_{sun} \Phi_{sat-earth} b$, где $\Phi_{sat-earth}$ – фактор видимости [14]; b – коэффициент альбедо, $b = 0.3$.

q_{earth} – поток теплового излучения от Земли, $q_{earth} = \alpha_{out} Q_{earth} \Phi_{sat-earth}$, где Q_{earth} – плотность инфракрасного излучения Земли, 237 Вт/м².

q_{aer} – поток, обусловленный аэродинамическим нагревом. На орбитах с высотами ≥ 300 км величиной q_{aer} можно пренебречь [7].

q_{sat} – собственное излучение КА, $q_{sat} = \sigma_0 (\epsilon_{out} T^4 - \alpha_{out} T_\infty^4)$, где T_∞ – температура от-

крытого космоса, 2.7°K, ϵ_{out} – коэффициент излучения внешней поверхности корпуса КА.

Полный расчет величины $q_{rad(in)}$ из (4) с учетом многократных отражений и поглощений излучения на внутренней поверхности S_{in} является сложной задачей. Поэтому используется упрощенный подход, приведенный в [14], в котором реальные поверхности условно считаются диффузно-серыми. В этом случае коэффициенты излучения ϵ и поглощения α полагаются равными.

2. Геометрические, теплофизические и конечно-элементные параметры

Конечно-элементная модель имеет следующие геометрические параметры: рельсы 1 (рисунок 1) и соединительные элементы 2 имеют сечение 8,5×8,5 мм, рельсы имеют длину 113,5 мм; толщина стенок корпуса 9 составляет 1,27 мм, на их внешних поверхностях находится фотоэлектрический слой толщиной 80 мкм; толщина плат равна 1,6 мм.

На рисунке 2 показано расположение радиоэлектронных компонент на платах.

Размеры радиоэлектронных компонент: 5×5×1 мм, 8×8×1,5 мм, 10×7×1,5 мм, 10×10×1 мм, 10×10×1,5 мм, 15×15×2 мм, 20×20×2 мм. Размеры аккумуляторной батареи 60×60×9 мм.

Физические, термические и оптические свойства материалов, необходимые для решения задачи (1)–(4), приведены в таблице 3. Все характеристики (кроме корпусов электронных компонент) взяты из [13]. В качестве свойства корпусов электронных компонент использовались свойства полимерного компаунда для производства корпусов транзисторов [15], а оптические свойства поверхностей соответствуют свойствам черной эпоксидной краски [16].

Плотность внутренних тепловых источников q_V из (1) определялась по зависимостям мощности нестационарного тепловыделения на платах радиоэлектронных систем КА из [17], графики которых показаны на рисунке 3. На этих графиках единица времени равна времени одного оборота КА вокруг Земли. Для круговой орбиты с высотой 300 км время одного оборота вокруг Земли составляет 5.422·10³ с. Ввиду того, что в [17] были представлены зависимости, ограниченные временным интервалом 0 об. $\leq t \leq 3$ об., они были экстраполированы на 3 об. $< t \leq 8$ об. Данный интервал времени, как показали расчёты, достаточен для получения температурного поля конструкции, которое не зависит от числа оборотов, совершенных КА.

Задача (1)–(4) решается численно, методом конечных элементов. Для этого использовался конечно-элементный программный пакет

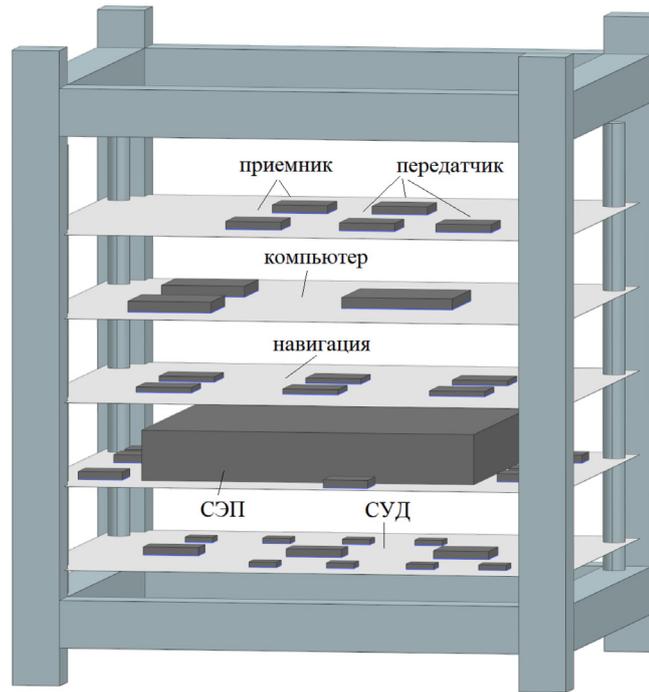


Рисунок 2. Расположение радиоэлектронных компонент на платах

Таблица 3

Теплофизические свойства материалов и поверхностей

Элемент конструкции	k , Вт/(м·К)	c , Дж/(кг·К)	r	ϵ	α
Силовой каркас	140,0	948	2810	0,4	0,4
Солнечная батарея	45,5	327	6250	0,85	0,91
Электронная плата	0,64	975	2120	0,22	0,85
Батарея	23,0	1110	2247	0,7	0,85
Электронные компоненты	0,8	2000	1500	0,9	0,85

SIEMENS-NX, в котором реализованы процедура решения уравнения теплопроводности и метод вычисления $q_{rad(out)}$ и $q_{rad(in)}$. Конечного-элементная модель содержала 20000 элементов.

3. Результаты

На рисунке 4 представлены результаты численного моделирования динамики температуры электронных компонент полезной нагрузки наноспутника: передатчика, приемника, аккумуляторной батареи, компьютера, навигационной системы, СУД. Рассматривались случаи без тепловыделения и с тепловыделением на полезной нагрузке для осеннего равноденствия и для зимнего солнцестояния.

Результаты показывают, что увеличение солнечной постоянной при переходе от осеннего равноденствия к зимнему солнцестоянию увеличивает температуру радиоэлектронных компонент в пределах 12,5–13,5 °С. Орбитальное движение приводит к осцилляциям температуры с перио-

дом, равным одному орбитальному обороту. Это особенно заметно в случае отсутствия тепловыделения. При этом величина осцилляций зависит от положения платы в общем пакете плат. Так, для осеннего равноденствия величина осцилляций составила: передатчик и приемник – 13,7 °С, компьютер – 10,8 °С, навигационная система – 8,5 °С, аккумуляторная батарея – 5,8 °С, СУД – 11,2 °С. Наибольшие осцилляции наблюдаются на крайних платах, на внутренних платах осцилляции меньше, что объясняется их экранировкой от стенок корпуса.

При внутреннем тепловыделении температуры радиоэлектронных компонент значительно увеличиваются. Величина температурного прироста определяется средней мощностью тепловыделения. Наиболее интенсивно температура увеличивается на первом обороте вокруг Земли. Последующая температурная динамика определяется режимом работы платы, влиянием соседних плат, орбитальным движением КА. Почти во всех случаях, кроме платы с навигационной системой

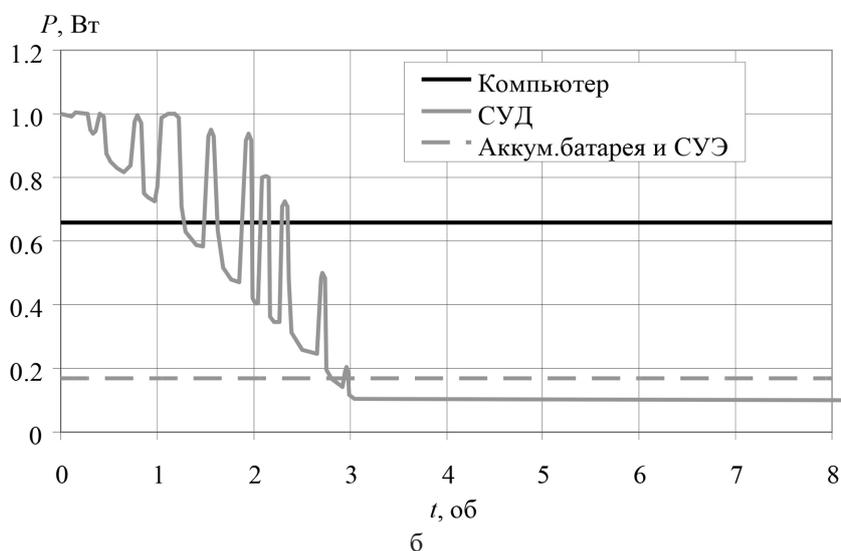
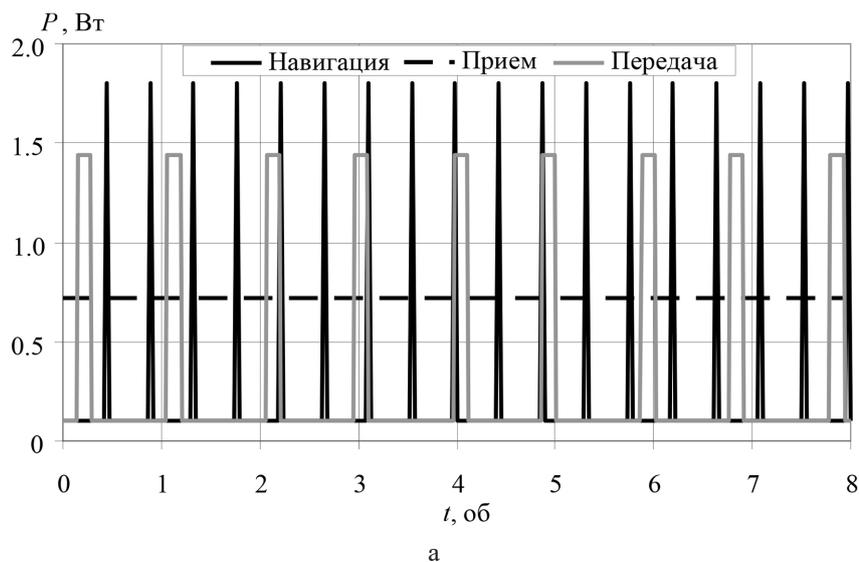


Рисунок 3. Тепловые мощности радиоэлектронных систем КА

(рисунок 4), изменение температуры во времени приобретает периодический характер. Наиболее сложная картина наблюдается для платы с навигационной системой. Такая температурная динамика объясняется действием на плату мощных импульсов тепловыделения (рисунок 3), а также тепловым влиянием соседних плат.

Результаты расчетов показывают, что при внутреннем тепловыделении температура аккумуляторной батареи лежит в пределах от 0 до 44 °С. Температуры электронных компонент плат бортового компьютера, навигационной системы, СУД находятся в пределах 0 до 69 °С. Эти значения температур не выходят за температурные пределы, которые приведены в разделе «Введение». В то же время передатчик и приемник работают с перегревом. Температурные пики приемника при осеннем равноденствии превышают 90 °С, а температурный минимум составляет 75 °С. При зимнем солнцестоянии максимальная температура достигает 102,6 °С, а минимальная 81 °С. Для

передатчика при зимнем солнцестоянии пиковые значения температуры превышают 114 °С, а температура в минимуме 48 °С. Такие температурные скачки связаны с импульсным характером тепловыделения на передатчике, причем расположение температурных пиков во времени (рисунок 3, передатчик) совпадает с расположением пиков тепловыделения (рисунок 2). Кроме того, приемник и передатчик располагаются вблизи, на одной плате и влияют друг на друга.

Распределения температур на плате 4 (рисунок 1) с приемником-передатчиком и на плате 7 (рисунок 1) с аккумуляторной батареей и СУЭ в моменты температурного максимума и минимума показаны на рисунках 5 и 6. Рисунок 5а соответствует состоянию КА, когда последний выходит из тени. Компоненты приемника горячие, так как он постоянно работает (рисунок 3). Через пол-оборота включается передатчик и его компоненты нагреваются (рисунок 5б), при этом частично подогреваются и компоненты приемника.

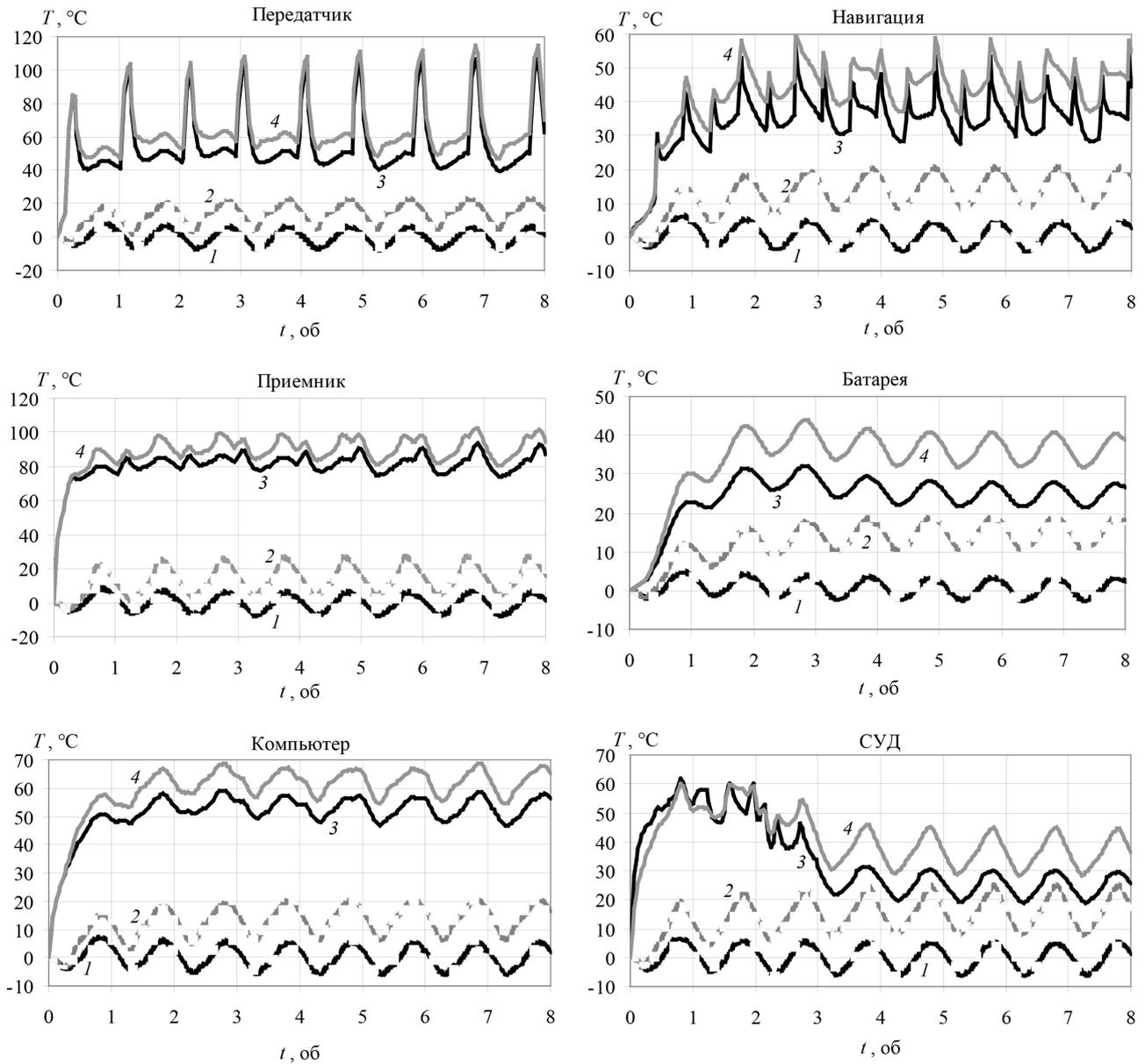


Рисунок 4. Температуры радиоэлектронных компонентов полезной нагрузки КА:

1 – осеннее равноденствие, без тепловыделения; 2 – зимнее солнцестояние, без тепловыделения;
3 – осеннее равноденствие, с тепловыделением; 4 – зимнее солнцестояние, с тепловыделением

Температурное пятно на рисунке ба обусловлено тем, что КА вышел из тени (батарея еще холодная) и направлен своим ребром (нижнее правое на рисунке ба) в сторону Солнца. Через пол-оборота освещается грань корпуса КА, которая на рисунке 5б расположена сверху, батарея разогрета, так как в течение этого времени КА освещался Солнцем.

Заключение

Проведенное исследование показало, что температура радиоэлектронных компонентов полезной нагрузки наноспутника CubeSat с форм-фактором 1U определяется следующими факторами: мощ-

ностью собственного тепловыделения; тепловым влиянием соседних плат; собственным движением по околоземной орбите, положением на земной орбите. В основном температурная динамика радиоэлектронных компонентов зависит от действующего режима тепловыделения. Во всех расчетных случаях температуры радиоэлектронных компонентов бортового компьютера, системы навигации, аккумуляторной батареи и СУЭ и СУД находятся в допустимых эксплуатационных пределах. Под действием импульсных тепловых нагрузок большой мощности компоненты системы приемник-передатчик испытывают кратковременный перегрев.

По сравнению с работой [13] получено существенно более детальное описание теплового со-

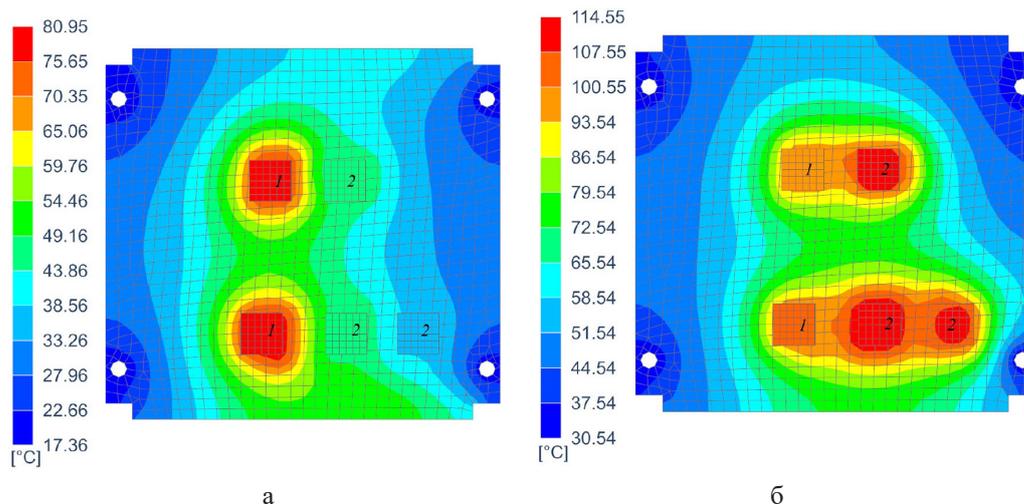


Рисунок 5. Распределение температур на плате 4, день зимнего солнцестояния, элементы: 1 – приемник, 2 – передатчик; а – $t=7,25$ об., б – $t=7,91$ об.

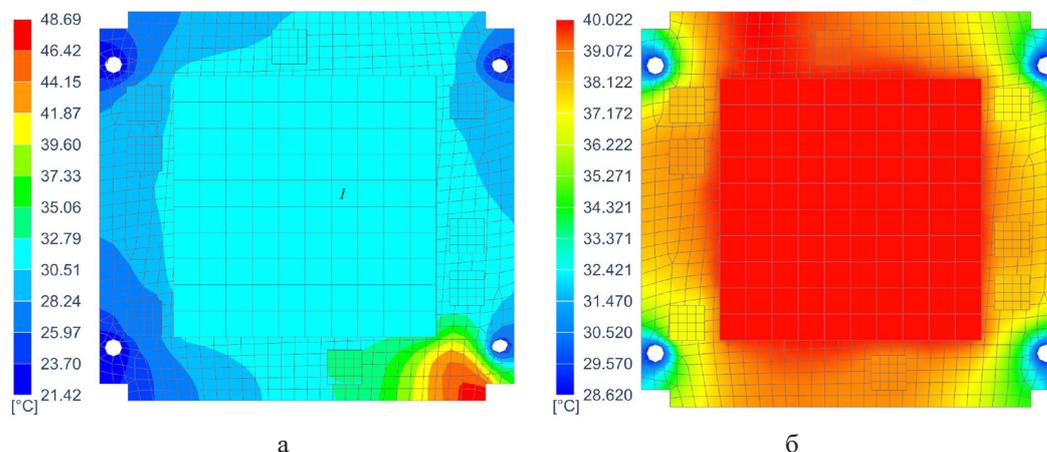


Рисунок 6. Распределение температур на плате 7, день зимнего солнцестояния: 1 – батарея; а – $t=7,31$ об., б – $t=7,91$ об.

стояния наноспутника CubeSat с форм-фактором 1U. Решение подобных задач требует точного знания: конструкции корпуса КА; теплофизических свойств материалов и поверхностей; внутренней материальной структуры радиоэлектронных компонент и способа их крепления к платам.

Благодарность

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2020–0036).

Список литературы

- [1] Гансвинд И. Малые космические аппараты в дистанционном зондировании Земли // Исследование Земли из космоса. 2019. № 5. С. 82–88. doi: 10.31857/S 0205-96142019582-88
- [2] Спецификация проекта CubeSat, версия 14.1. Программа CubeSat, Калифорнийский политехнический институт [Электронный ресурс]. URL: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf (дата обращения: 19.12.2023).
- [3] Абламейко С. В., Саечников В., Спиридонов А. Малые космические аппараты: Минск: БГУ. 2012. 159 с.
- [4] Наноспутниковая платформа CubeSat «OrbiCraft-Pro» [Электронный ресурс]. 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: 19.12.2023).
- [5] Ратинам А. Проектирование и разработка UWE-4: интеграция электродвигательных установок, структурный анализ и анализ орбитального нагрева: диссертация на степень магистра наук. Лиссабон, 2019. DOI: 10.13140/RG.2.2.34427.72485.

- [6] Рейес Л. А. и др. Тепловое моделирование наноспутника CIIASat: инструмент выбора теплозащитного покрытия // Прикладная теплотехника. 2020. Т. 166. С. 114651. DOI: 10.1016 /j.applthermaleng. 2019.114651
- [7] Яковлев О. Я., Малыгин Д. В. Внешнее тепловое моделирование спутниковой платформы «Синергия» // Космические аппараты и технологии. 2019. № 3 (29). С. 155–163. doi 10.26732/2618-7957-2019-3-155-163
- [8] Соболев Д. Д., Симаков С. П. Исследование теплового состояния наноспутника SamSat-M // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики-2020. С. 136–137. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-2-85-96
- [9] Фомин Д. и др. Трёхмерные неоднородные тепловые поля электронной платы полезной нагрузки «Фотон-Амур 2.0», разработанной для наноспутников // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. № 2. С. 74–82. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-74-82
- [10] Болтов Е. А. и др. Проектирование системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника формата CubeSat // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 1 (39). С. 29–37. DOI: 10.26732/j.st.2022.1.04
- [11] Корпино С. и др. Тепловой расчет и анализ наноспутника на низкой околоземной орбите // Acta Astronautica. 2015. Т. 115. С. 247–261. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.05.012
- [12] Юй В., Денисов О. В., Денисова Л. В. Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 23–35. DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35
- [13] Белов С. В. и др. 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
- [14] Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. М.: Атомиздат. 1979. 216 с.
- [15] Кузнецов Г. В., Белозерцев А. Численное моделирование температурных полей силовых транзисторов с учетом разрывов коэффициентов переноса // Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. 2005. Т. 308. № 1. С. 150–154.
- [16] Инженерный справочник. Таблицы DPVA.XYZ [Электронный ресурс]. URL: <https://dpva.xyz/Guide/GuidePhysics/GuidePhysicsHeatAnd Temperature/EmmisionCoefficients/EmmisionCoefficientsTable01/> (дата обращения: 19.12.2023).
- [17] Давыдов Д. и др. Проектирование системы электропитания наноспутников семейства SamSat // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2016. Т. 59. № 6. С. 459–465. DOI: 0.17586/0021-3454-2016-59-6-459-465

NANOSATELLITE THERMAL STATE UNDER NONSTATIONARY HEAT GENERATION FROM PAYLOAD RADIO-ELECTRONIC ELEMENTS

**S. V. Belov, A. V. Belkov,
A. P. Zhukov, M. S. Pavlov, S. V. Ponomarev**
*Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics
of Tomsk State University
Tomsk, The Russian Federation*

The purpose of the work is to assess the thermal operating conditions of the radio-electronic components of a nanosatellite under orbital flight conditions. The following article presents the numerical research results involving the thermal state of 1U CubeSat nanosatellite in the course of its motion at low-Earth orbit (at the height of 300km) during autumnal equinox and winter solstice days. The nanosatellite numerical thermal model includes the heat rate from the Sun and Earth surface, and, at the same time, excluding atmospheric temperature rise. Moreover, nonstationary heat generation from nanosatellite payload of radio-electronic elements, as well as energy re-radiation within the nanosatellite casing itself are taken into account. The

nanosatellite geometry, structure, thermal-physical material properties and free surface optical properties as well as its payload operational mode estimations are based on reliable literature references. The numerical model results indicate the fact that the radio-electronic element temperature depends on its heat generation rate output, thermal radiation of adjacent circuit boards, low-Earth orbital nanosatellite motion and its orbital position. Radio-electronic element temperature dynamics is determined by the acting heat generation regimes. Although, under conditions of the formulated problem, the temperature of most radio-electronic elements is within the acceptable operation limits, nevertheless, rapid high-level thermal load impact could result in excessive heating of the payload elements.

Keywords: nanosatellite, CubeSat, heat transfer rate, thermal radiation, orbital motion, numerical modeling.

References

- [1] Gansvind I. Small satellites in remote sensing of the Earth // News, Atmospheric and Oceanic Physics. 2020. Vol. 56. P. 1177–1181. // DOI: 10.1134/S0001433820090108
- [2] CubeSat Design Specification Rev. 14.1 The CubeSat Program, Cal Poly SLO Available at https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/01/cubesatdesignspecificationrev14_12022-02-09.pdf. (accessed: 19.12.2023).
- [3] Ablameyko S. V., Saechnikov V., Spiridonov A. Malie kosmicheskie apparati [Small spacecraft]: Minsk, BSU, 2012, 159 p.
- [4] Nanosputnikovaya platforma CubeSat «OrbiCraft-Pro» [Nanosatellite platform CubeSat «OrbiCraft-Pro»] Available at [https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20\(рус.\).pdf](https://sputnix.ru/tpl/docs/Описание%20ОрбиКрафт-Про%20(рус.).pdf) (accessed: 19.12.2023).
- [5] 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.
- [6] Reyes L. A. et al. Thermal modeling of CIIASat nanosatellite: A tool for thermal barrier coating selection // Applied Thermal Engineering, 2020, vol. 166, pp. 114651. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114651
- [7] Yakovlev O. Y., Maligin D. External thermal modeling satellite platform «Synergy» // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 29, Issue 3, pp. 155–163. DOI:10.26732/2618-7957-2019-3-155-163
- [8] Sobolev D. D., Simakov S. P. Thermal analysis of the nanosatellite SamSat-M // Thermal Processes in Technology, pp. 85–96. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-2-85-96
- [9] Fomin D. et al. Three-dimensional inhomogeneous thermal fields of the “Photon-Amur 2.0” payload electronic board developed for nanosatellites // VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2021, vol. 20. Issue 2, pp. 74–82. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-74-82
- [10] Boltov E. A. et al. Design of a CubeSat thermal control system for battery module // Spacecrafts & Technologies, 2022, vol. 6, Issue 1, pp. 29–37. DOI: 10.26732/j.st.2022.1.04
- [11] Corpino S. et al. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit // Acta Astronautica, 2015, vol. 115, pp. 247–261. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.05.012
- [12] Wang Y., Denisov O. V., Denisova L. V. Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions // RUDN Journal of Engineering Research, 2021, vol. 22, Issue 1, pp. 23–35. DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35
- [13] Belov S. V. et al. 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, 2023, 82, pp. 66–81. DOI: 10.17223/19988621/82/6
- [14] Wong H. Heat transfer for engineers. Addison-Wesley Longman Ltd. December 1, 1977.
- [15] Kuznetsov G. V., Belozercev A. Numerical simulation of the temperature fields of power transistors taking into account the discontinuities of the transfer coefficients // News of Tomsk Polytechnic University. Georesources Engineering, 2005, vol. 308, Issue 1, pp. 150–154.
- [16] Injenerniy spravochnik. Tablitsi DPVA.XYZ [Engineering reference book. DPVA.XYZ tables]. Available at <https://dpva.xyz/Guide/GuidePhysics/GuidePhysicsHeatAndTemperature/EmmisionCoefficients/EmmisionCoefficientsTable01/> (Accessed: 19.12.2023).
- [17] Davydov D. et al. Electrical power subsystem design for SamSat nanosatellite // Izv. vuzov. Priborostroenie, 2016, vol. 59, Issue 6, pp. 459–465 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-459-465

Сведения об авторах

Белов Сергей Викторович – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 2006 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Бельков Алексей Викторович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 2006 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Жуков Андрей Петрович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Новосибирский государственный университет в 1983 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, численное моделирование.

Павлов Михаил Сергеевич – старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 2006 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, композиционные материалы.

Пономарев Сергей Васильевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 1971 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.