

УДК 629.78

Исследование теплового состояния внешнего блока аккумуляторов перспективного наноспутника

Д.Д. Соболев, С.П. Симаков

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева,
Самара, 443086, Россия
e-mail: dim02sobolev15@gmail.com, simba1393@gmail.com

Поступила в редакцию 3.12.2018

После доработки 7.05.2019

Принята к публикации 9.05.2019

Выполнена оценка теплового состояния элементов конструкции внешнего блока аккумуляторов перспективного наноспутника для различных вариантов покрытия корпуса (полированный алюминий, эмаль белого цвета, эмаль черного цвета). Оценка проводилась по математической модели, описывающей орбитальные параметры наноспутника относительно вектора направления на Солнце. При помощи данной модели получены величины тепловых потоков, приходящихся на каждый элемент блока аккумуляторов в рамках рассматриваемого интервала времени. Получены зависимости температуры аккумуляторов от времени для трех различных вариантов покрытий. Проведен анализ результатов моделирования.

Ключевые слова: наноспутник, термический анализ, аккумулятор, математическая модель.

Введение

В настоящее время наноспутники стандарта CubeSat полностью завоевали рынок научно-образовательных космических аппаратов и активно осваивают область практического и научного применения, которую раньше занимали более крупные космические аппараты. Но при этом одной из наиболее актуальных проблем является отсутствие достаточной энергообеспеченности для выполнения сложных и ресурсоемких задач. Решением может стать использование дополнительного модуля – внешнего блока аккумуляторов. При этом важным аспектом является тепловое состояние элементов конструкции данного блока, а в особенности самих аккумуляторов.

Определение теплового состояния элементов конструкции отмечено в работе [1], в которой выполнена оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного наноспутника дистанционного зондирования Земли. Оценка проводилась по математической модели, созданной специально для проектирования

энергоустановок молодежных космических аппаратов. Модель реализована в доступных приложениях MathCAD и Excel и апробирована на известных параметрах космических аппаратов. С помощью модели проведены численные эксперименты по определению динамики освещенности и температуры солнечных батарей планируемого молодежного наноспутника с различными геометрическими формами и ориентацией на Землю.

В работе [2] описывается термический анализ миссии TRIO-CINEMA. В рамках определения равновесных температур элементов конструкции наноспутника была создана конечно-элементная тепловая модель CubeSat. Исходя из анализа результатов, авторами был выбран пассивный термический контроль элементов конструкции наноспутника. Для получения более высоких равновесных температур элементов полезной нагрузки было принято решение использовать черную эмаль в качестве покрытия.

Авторы работы [3] проводят термический анализ миссии наноспутника, разработанного в

Политехническом университете г. Турина. Работа делится на несколько этапов. На первом этапе определяются основные параметры миссии и фиксируются начальные условия на поверхности корпуса наноспутника, а также его бортовых систем. В дальнейшем подробно описывается метод решения, а также используемая математическая модель. В заключении приводится подробный анализ результатов, по завершении которого авторы делают вывод о том, что пассивная система терморегуляции полностью справляется с тепловыми нагрузками, возникающими на всем протяжении миссии наноспутника. Тем не менее в ряде случаев рекомендуется использовать подогрев аккумуляторов.

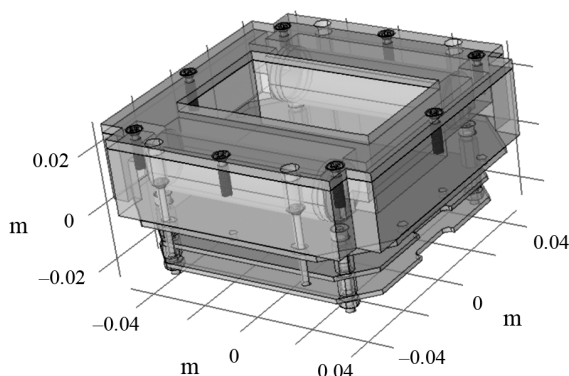


Рис. 1. Объект исследования

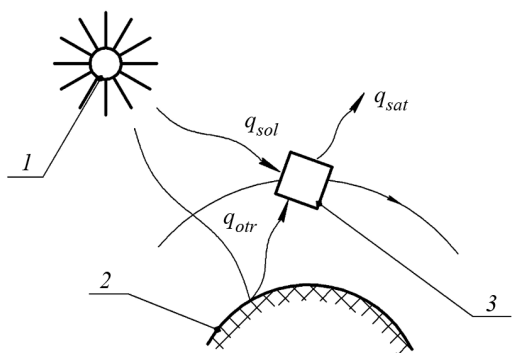


Рис. 2. Тепловые нагрузки: 1 – Солнце, 2 – планета, 3 – наноспутник

Таблица 1. Исходные данные

Наименование	Величина
Радиус перигея r_p , км	412
Радиус апогея r_a , км	417
Наклонение орбиты i_0 , град.	51.63
Долгота восходящего узла Ω_0 , град.	325.31
Аргумент перигея ω_0 , град.	248.64

В целях развития исследований проведем анализ теплового состояния элементов питания, входящих во внешний блок аккумуляторов перспективного наноспутника, в рамках их функционирования в условиях орбитального полета.

Используемые системы координат

Для описания орбитального движения наноспутника и задания его ориентации в пространстве будут использоваться следующие системы координат (СК) [4].

1. Абсолютная геоцентрическая система координат (АСК) $OXYZ$ с началом в центре масс Земли. Ось OX направлена в точку весеннего равноденствия. Ось OZ вдоль оси вращения Земли в сторону Северного полюса. Ось OY дополняет систему координат до правой.

2. Орбитальная геоцентрическая система координат (ОСК) $O_1X_1Y_1Z_1$ с началом в центре масс наноспутника, движущегося по орбите. Ось O_1X_1 направлена по вектору скорости. Ось O_1Y_1 направлена вдоль радиус-вектора наноспутника и совпадает с ним по направлению. Ось O_1Z_1 направлена по бинормали к траектории орбиты и дополняет систему координат до правой.

3. Связанная система координат наноспутника (ССК) $O_2X_2Y_2Z_2$ с началом в центре масс наноспутника. Ось O_2X_2 направлена вдоль продольной оси наноспутника. Ось O_2Y_2 располагается в плоскости симметрии, совпадающей с плоскостью траектории, и направлена вверх. Ось O_2Z_2 дополняет систему координат до правой.

Исходные данные исследования

Объект исследования представляет собой параллелепипед, выполненный из алюминиевого сплава, внутри которого находятся два аккумулятора, размещенные в ложементках.

Габариты конструкции представлены на рис. 1.

В качестве исходных данных выступают описывающие элементы орбиты (радиус перигея r_p , радиус апогея r_a , наклонение орбиты i , долгота восходящего узла Ω , аргумент перигея ω). Запуск наноспутника с внешним блоком аккумуляторов планируется с МКС, исходные данные для дальнейших расчетов представлены в табл. 1.

Основными внешними тепловыми потоками, действующими на наноспутник с внешним блоком аккумуляторов, являются (рис. 2) [5]:

– солнечный тепловой поток с номинальным значением $q_{sol} = 1369 \text{ Вт/м}^2$;

– отраженный от Земли солнечный тепловой поток с номинальным значением $q_{otr} = 435 \text{ Вт/м}^2$.

Изменение тепловых потоков в течение одного витка

В рамках работы необходимо вычислить как положение наноспутника на орбите в каждый расчетный момент времени, так и результирующие тепловые нагрузки, приложенные к элементам конструкции.

Исходные данные преобразуются в начальные значения координат в АСК (x_0, y_0, z_0) и проекций скоростей (V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}) по следующим формулам [6]:

$$\begin{aligned} e &= \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}; \quad p = r_a(1 - e); \quad r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta}; \\ V_r &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin \vartheta; \quad V_n = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta); \\ x_0 &= r(\cos u_0 \cdot \cos \Omega_0 - \sin u_0 \cdot \sin \Omega_0 \cdot \cos i_0); \\ y_0 &= r(\cos u_0 \cdot \sin \Omega_0 + \sin u_0 \cdot \cos \Omega_0 \cdot \cos i_0); \\ z_0 &= r \cdot \sin u_0 \cdot \sin i_0; \\ V_{x0} &= V_r(\cos u_0 \cdot \cos \Omega_0 - \sin u_0 \cdot \sin \Omega_0 \cdot \cos i_0) - \\ &\quad - V_n(\sin u_0 \cdot \cos \Omega_0 + \cos u_0 \cdot \sin \Omega_0 \cdot \cos i_0); \\ V_{y0} &= V_r(\cos u_0 \cdot \sin \Omega_0 + \sin u_0 \cdot \cos \Omega_0 \cdot \cos i_0) - \\ &\quad - V_n(\sin u_0 \cdot \sin \Omega_0 - \cos u_0 \cdot \cos \Omega_0 \cdot \cos i_0); \\ V_{z0} &= V_r \cdot \sin u_0 \cdot \sin i_0 + V_n \cdot \cos u_0 \cdot \sin i_0. \end{aligned} \quad (1)$$

Для определенности примем, что параметры орбиты наноспутника задаются на момент t_0 пересечения наноспутником плоскости экватора в восходящем узле орбиты. Поскольку при этом $u = 0$, то соотношения (1) упрощаются и параметры движения $x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}$ можно найти по соотношениям:

$$\begin{aligned} x_0 &= r \cdot \cos \Omega_0; \\ y_0 &= r \cdot \sin \Omega_0; \\ z_0 &= 0; \\ V_{x0} &= V_r \cdot \cos \Omega_0 - V_n \cdot \sin \Omega_0 \cdot \cos i_0 + \omega_e y_0; \\ V_{y0} &= V_r \cdot \sin \Omega_0 - V_n \cdot \cos \Omega_0 \cdot \cos i_0 - \omega_e x_0; \\ V_{z0} &= V_n \cdot \sin i_0. \end{aligned}$$

Уравнения движения центра масс в АСК [6]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V_x, \quad \dot{y} = V_y, \quad \dot{z} = V_z, \\ \dot{V}_x &= -\frac{\mu}{r^3}x + \left[\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^2\left(5\frac{z^2}{r^2}-1\right) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{5}{8}C_{40}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^4\left(3 + \left(63\frac{z^2}{r^2}-42\right)\frac{z^2}{r^2}\right) \right] \frac{x}{r}, \\ \dot{V}_y &= -\frac{\mu}{r^3}y + \left[\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^2\left(5\frac{z^2}{r^2}-1\right) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{5}{8}C_{40}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^4\left(3 + \left(63\frac{z^2}{r^2}-42\right)\frac{z^2}{r^2}\right) \right] \frac{y}{r}, \\ \dot{V}_z &= -\frac{\mu}{r^3}z + \left[\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^2\left(5\frac{z^2}{r^2}-3\right) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{5}{8}C_{40}\frac{1}{2}\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{R_{eq}}{r}\right)^4\left(30 + \left(63\frac{z^2}{r^2}-70\right)\frac{z^2}{r^2}\right) \right] \frac{z}{r}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\vec{r}(x, y, z)$ и $\vec{V}(V_x, V_y, V_z)$ – радиус-вектор и вектор скорости центра масс наноспутника в проекциях на оси АСК; $V_{1x} = V_x - \omega_e y$, $V_{1y} = V_y + \omega_e x$, $V_{1z} = V_z$, $V_1^2 = V_{1x}^2 + V_{1y}^2 + V_{1z}^2$ – проекции и квадрат модуля вектора скорости относительно вращающейся атмосферы; $C_{20} = -1082.6274 \cdot 10^{-6}$, $C_{40} = -2.371 \cdot 10^{-8}$ – коэффициенты разложения потенциала притяжения Земли; $R_{eq} = 6378.136$ – экваториальный радиус Земли, км; $\omega_e = 7,292115 \cdot 10^{-5}$ – угловая скорость вращения Земли, 1/с.

Прогнозируя движение наноспутника по орбите, можно получить значения $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, $V_x(t)$, $V_y(t)$, $V_z(t)$ в каждый расчетный момент времени.

Используя соотношения [7]

$$\begin{aligned} \sin u(t) &= \frac{z(t)}{r_+ \cdot \sin i}, \\ \cos u(t) &= \frac{x(t) \cdot \cos \Omega + y(t) \cdot \sin \Omega}{r_+}, \end{aligned} \quad (3)$$

можно найти $u(t)$ в каждый расчетный момент времени t .

Следует учесть, что под r_+ здесь понимается усредненный радиус орбиты:

$$r_+ = \frac{r_a + r_p}{2}. \quad (4)$$

Количество тепла, приходящегося на элемент конструкции, можно определить как произведение солнечной постоянной на коэффициент освещенности:

$$E = E_0 \cdot K_{osv}. \quad (5)$$

Для элементов конструкции коэффициент освещенности будет изменяться в течение витка по гармоническому закону. Его можно найти следующим образом [8]:

$$K_{osv} = \Gamma \cdot \cos \alpha, \quad (6)$$

где $\Gamma = 1$, если наноспутник находится на освещенном участке орбиты; $\Gamma = 0$, если наноспутник находится в тени; α – угол между внешней нормалью к поверхности элемента и вектором направления на Солнце, рад.

Величина α при этом зависит от принятой схемы установки и определенного положения относительно корпуса наноспутника.

Косинус угла α , выраженный через компоненты n и S в ОСК, будет равен [9]:

$$\cos \alpha = nx_1 Sx_1 + ny_1 Sy_1 + nz_1 Sz_1, \quad (7)$$

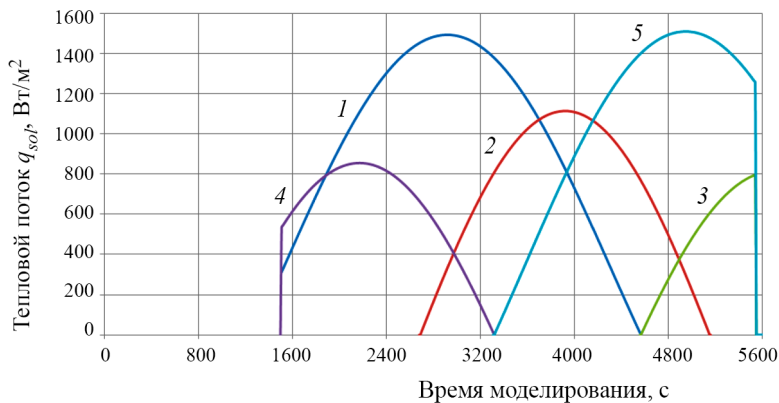


Рис. 3. Зависимость солнечного теплового потока от времени: 1 – панель A; 2 – панель B; 3 – панель C; 4 – панель D; 5 – панель E

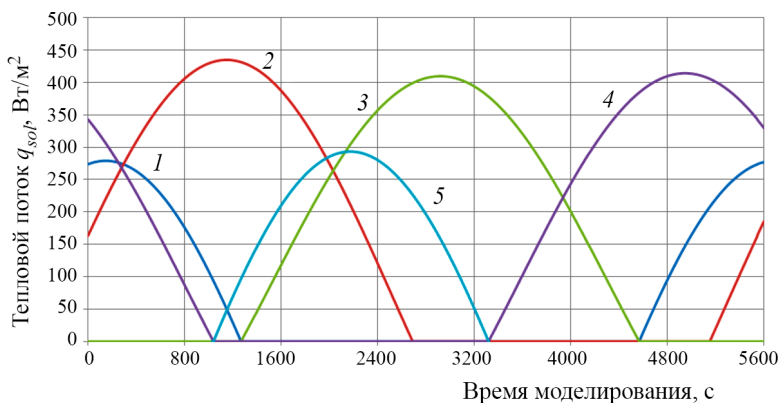


Рис. 4. Зависимость отраженного теплового потока от времени: 1 – панель A; 2 – панель B; 3 – панель C; 4 – панель D; 5 – панель E

где составляющие вектора направления на Солнце можно найти из следующих соотношений [9]:

$$Sx_1 = \cos \theta \cos \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \sin \Omega,$$

$$Sy_1 = \cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \varepsilon \cos \Omega, \quad (8)$$

$$Sz_1 = \sin \theta \sin \varepsilon.$$

Зададимся координатами нормали к поверхности элемента в ССК – (nx_2, ny_2, nz_2) .

Переход от связанной системы координат к геоцентрической орбитальной системе координат осуществляется с помощью матрицы поворота [4]:

$$M = m_{ij} \quad (i, j = \overline{1,3}),$$

$$m_{11} = \cos \Omega \cdot \cos u - \sin \Omega \cdot \sin u \cdot \cos i,$$

$$m_{12} = \sin \Omega \cdot \cos u + \cos \Omega \cdot \sin u \cdot \cos i,$$

$$m_{13} = \sin u \cdot \sin i, \quad (9)$$

$$m_{21} = -\cos \Omega \cdot \sin u - \sin \Omega \cdot \cos u \cdot \cos i,$$

$$m_{22} = -\sin \Omega \cdot \sin u + \cos \Omega \cdot \cos u \cdot \cos i,$$

$$m_{23} = \cos u \cdot \sin i,$$

$$m_{31} = \sin \Omega \cdot \sin i,$$

$$m_{32} = -\cos \Omega \cdot \sin i,$$

$$m_{33} = \cos i.$$

Тогда

$$\begin{pmatrix} nx_1 \\ ny_1 \\ nz_1 \end{pmatrix} = M(u) \begin{pmatrix} nx_2 \\ ny_2 \\ nz_2 \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Матрица поворота здесь задается как функция от аргумента широты спутника, соответственно и координаты нормалей к элементам в геоцентрической орбитальной системе координат будут выражены как функции от аргумента широты спутника.

В итоге получим зависимость освещенности выбранного элемента от аргумента широты спутника $u(t)$ и можем построить график изменения $q_i(t)$ (рис. 3, 4).

Моделирование теплового состояния

Определим теперь тепловое состояние блока аккумуляторов в сборе. Расчетная конструкция представлена на рис. 5.

При рассмотрении теплового состояния элементов не рассматриваются конструктивные особенности – каждый элемент рассматривается как однородное тело с равномерным распределением масс [10, 11].

Система уравнений, описывающая тепловое состояние компонентов для рассматриваемой конструкции, примет вид:

$$\begin{aligned}
 & m_{kr} C_{kr} \frac{dT_{kr}}{d\tau} + \sum_{j=1}^n \sigma_{kr,j} (T_{kr} - T_j) + \varepsilon F_{kr} \delta T_{kr}^4 = P_{\Sigma kr}, \\
 & m_l C_l \frac{dT_l}{d\tau} + \sum_{j=1}^n \sigma_{l,j} (T_l - T_j) + \varepsilon F_l \delta T_l^4 = P_{\Sigma l}, \\
 & m_{ac1} C_{ac1} \frac{dT_{ac1}}{d\tau} + \sum_{j=1}^n \sigma_{ac1,j} (T_{ac1} - T_j) + \varepsilon F_{ac1} \delta T_{ac1}^4 = P_{\Sigma ac1}, \\
 & m_{ac2} C_{ac2} \frac{dT_{ac2}}{d\tau} + \sum_{j=1}^n \sigma_{ac2,j} (T_{ac2} - T_j) + \varepsilon F_{ac2} \delta T_{ac2}^4 = P_{\Sigma ac2},
 \end{aligned} \quad (11)$$

где m_{kr} – масса крышки блока аккумуляторов, кг; m_l – масса ложементов блока аккумуляторов, кг; m_{ac} – масса одного аккумулятора, кг; C_{kr} – удельная теплоемкость крышки блока аккумуляторов, Дж/(кг К); C_l – удельная теплоемкость ложементов блока аккумуляторов, Дж/(кг К); C_{ac} – удельная теплоемкость одного аккумулятора, Дж/(кг К); T_{kr} – температура крышки блока аккумуляторов, К; T_l – температура ложементов блока аккумуляторов, К; T_{ac} – температура одного аккумулятора, К; $j = 1 \dots n$ – количество элементов конструкции; $\sigma_{i,j}$ – тепловая проводимость от i элемента конструкции к j , Вт/К; $P_{\Sigma j}$ – тепловая мощность от внешних источников тепла для j элемента конструкции, Вт.

Тепловая мощность для каждого элемента конструкции:

$$\begin{aligned}
 P_{\Sigma kr} &= q_{sol}(t) \cdot \alpha \cdot S + q_{otr}(t) \cdot \alpha \cdot S, \\
 P_{\Sigma l} &= q_{sol}(t) \cdot \alpha \cdot S + q_{otr}(t) \cdot \alpha \cdot S, \\
 P_{\Sigma ac1} &= P_{\Sigma ac1} = P_{ac},
 \end{aligned} \quad (12)$$

где α – коэффициент поглощения; S – площадь поверхности, на которую падает тепловой поток, м²; P_{ac} – тепловая мощность одного аккумулятора, Вт.

Рассмотрим более подробно тепловую проводимость элемента. В представленной работе учитывается только кондуктивная проводимость между элементами конструкции. Тепловая проводимость складывается из собственных проводимостей соединительных элементов, рассчитанных по известным формулам [10], и тепловых проводимостей контактов:

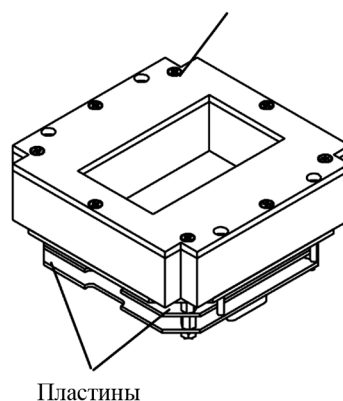
$$\sigma_{k,i-j} = S_c \cdot \eta, \quad (13)$$

где $\eta = 100$ – контактный коэффициент теплообмена [12], Вт/(К м²); S_c – площадь контакта элементов, м².

При этом следует учесть, что контактный коэффициент теплообмена оценивается в первом приближении [13].

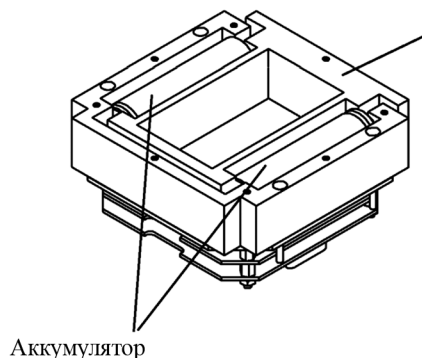
Общий вид

Крышка ложементов



Вид конструкции без крышки ложементов

Ложемент



Аккумулятор

Рис. 5. Расчетная конструкция

Таблица 2. Эмиссионные характеристики материала покрытия

Материал	Коэффициент поглощения	Коэффициент излучения
Полированный алюминий	0.3–0.32	0.08
Белая краска	0.15	0.9
Черная краска	0.9	0.9

В работе рассматривается три варианта покрытия: полированный алюминий, белая краска и черная краска. Коэффициент поглощения данных покрытий характеризует способность материала принимать в себя тепло, а коэффициент излучения – его испускать. Коэффициенты поглощения и излучения представлены в табл. 2 [14].

Для сравнения данных, полученных узловым методом, будем использовать пакет Comsol

Multiphysics, модуль Heat Transfer in Solids. Данный пакет – это интегрированная платформа для моделирования, включающая в себя все его этапы: от создания геометрии, определения свойств материалов и описания физических явлений, до настройки решения и процесса пост-обработки, что позволяет получать точные и надежные результаты.

Результаты моделирования

Моделирование теплового состояния элементов конструкции проводилось для четырех витков орбитального полета, что составило 21600 с.

На рис. 6–11 показаны результаты моделирования методом узлов, а также моделирования в Comsol Multiphysics.

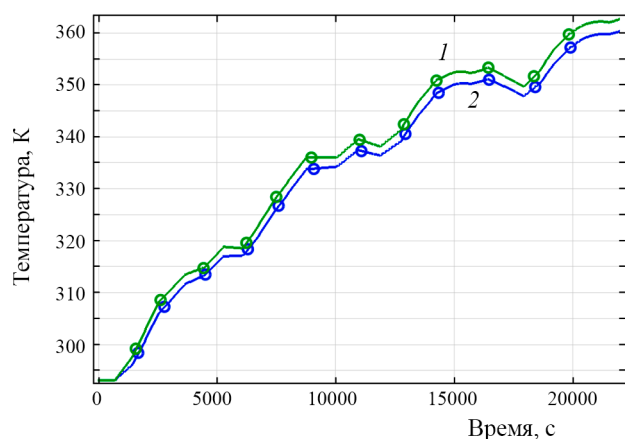


Рис. 6. Результаты расчета – полированный алюминий: 1 – Comsol Multiphysics; 2 – узловый метод

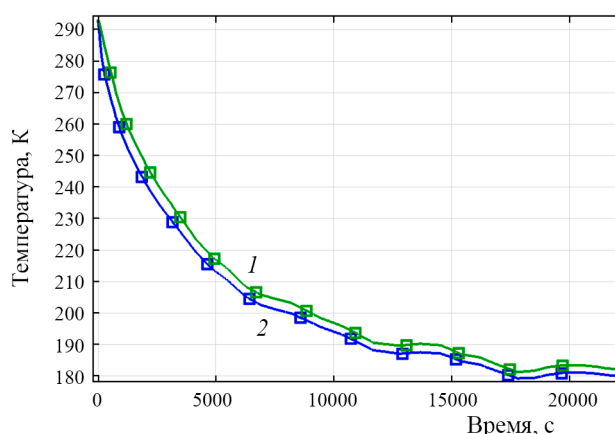


Рис. 8. Результаты расчета – белая эмаль: 1 – Comsol Multiphysics; 2 – узловый метод

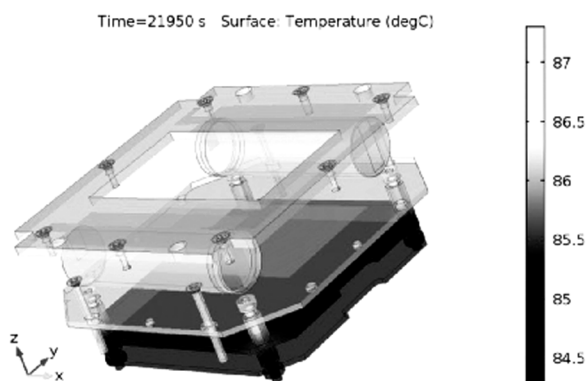


Рис. 7. Распределение температур – полированный алюминий

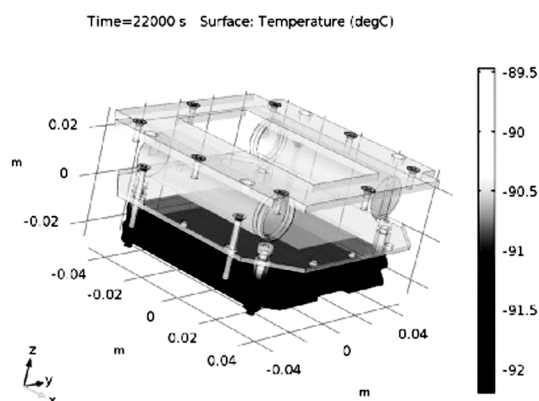


Рис. 9. Распределение температур – белая эмаль

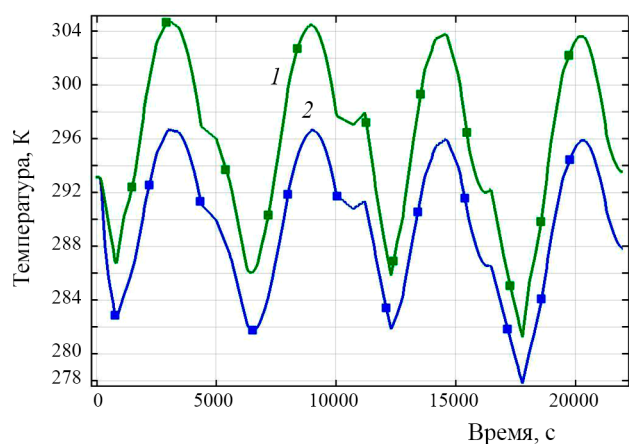


Рис. 10. Результаты расчета – черная эмаль: 1 – Comsol Multiphysics; 2 – узловой метод

По результатам моделирования можно сделать вывод, что разница между двумя методами определения теплового состояния не превышает 3%.

Можно заметить, что вариант конструкции с полированным алюминием в качестве покрытия нагревается до достаточно высоких температур, с максимумом в 87°C , что является неприемлемым, так как не попадает в диапазон работы аккумуляторов. Сильное охлаждение в случае покрытия конструкции белой краской с минимумом в $-92,3^{\circ}\text{C}$ также негативно влияет на работу аккумуляторов.

Таким образом, наиболее приемлемым является покрытие черной эмалью, которое обеспечивает заданный тепловой режим ($30\text{--}15^{\circ}\text{C}$) для работы аккумуляторов.

Заключение

В исследовании выполнена оценка теплового состояния элементов конструкции блока аккумуляторов перспективного наноспутника для различных вариантов покрытия корпуса. Были выбраны следующие варианты покрытия: полированный алюминий, эмаль белого цвета, эмаль черного цвета. Предложенные выше варианты имеют различные эмиссионные характеристики, что сказывается на равновесной температуре конструкции.

Оценка проводилась с помощью математической модели, описывающей орбитальные параметры наноспутника относительно вектора направления на Солнце. Используя данную модель получены величины тепловых потоков, приходящихся на каждый элемент блока аккумуляторов в рамках рассматриваемого интервала времени.

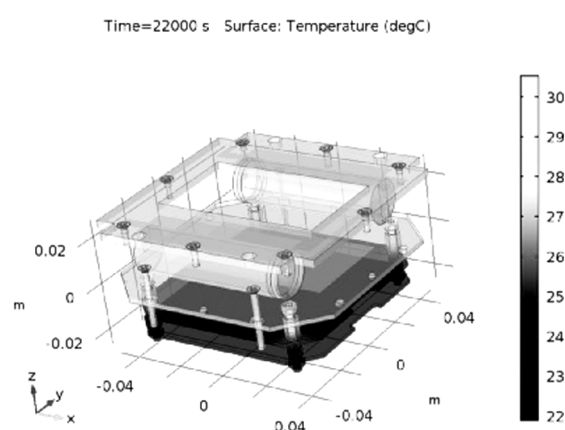


Рис. 11. Распределение температур – черная эмаль

Получены зависимости температуры аккумуляторов от времени для трех различных вариантов покрытий. По проведенному анализу результатов можно сделать следующие выводы:

- тепловой поток, приходящийся на элементы конструкции блока аккумуляторов, изменяется по гармоническому закону;

- наиболее приемлемым является покрытие черной эмалью, которое обеспечивает заданный тепловой режим ($30\text{--}15^{\circ}\text{C}$) для работы аккумуляторов. Данное покрытие выбрано для дальнейшей проработки конструкции блока аккумуляторов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Губин С.В., Бурый И.Г., Дебелый В.В. Оценка освещенности солнечных батарей молодежного микроспутника // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 1 (98). С. 94–101.
2. Yoo J., Jin H., Seon J., Jeoang Y.-H. Thermal analysis of TRIO-CINEMA Mission // J. Astron. Space Sci. 2012. N 29(1). P. 23–31.
3. Corphino S., Caldera M., Nichele F. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit // Acta Astronautica. 2015. N 115. P. 247–261.
4. Мишин В.П. Механика космического полета. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
5. Атамасов В.Д., Ермолаев В.И., Кукушкин И.О. Система обеспечения теплового режима космического аппарата. С.-Петербург: Мин. обороны РФ, 2003. 72 с.
6. Мантуров А.И. Механика управления движением космических аппаратов. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2003. 62 с.
7. Белоконов В.М. Основы теории полета космических аппаратов. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. 77 с.
8. Безручко К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок ИСЗ в условиях орбитального полета. Харьков: Изд-во Гос. аэрокосмического ун-та «Харьк. авиац. ин-т», 1999. 65 с.
9. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.

10. Боева Ю.В. Методы расчета радиационного теплообмена и тепловой защиты космических телескопов для наблюдения за Землей. Дисс. ... канд. техн. наук. СПб. 2013. 16 с.
11. Семени Н.П. Определение ориентации космического аппарата на основе анализа поля температуры его внешней поверхности // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16. № 1. С. 135–147.
12. Дульнев Г.Н., Семьяшкин Э.Н. Теплообмен в радиоэлектронных аппаратах. Л.: Энергия, 1968. 360 с.
13. Шлыков Ю.П., Ганин Е.А. Контактный теплообмен. М.: Госэнергоиздат, 1963. 144 с.
14. Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортезкью, Г. Суайнерда, Д. Старка. М.: Альпина Паблишер, 2015. 765 с.

The thermal state study of the external battery pack of a perspective nanosatellite

D.D. Sobolev^{1*}, S.P. Simakov^{1**}

¹ Samara University, Moskovskoe highway, 34, Samara, 443086, Russia

* e-mail: dim02sobolev15@gmail.com

** e-mail: simba1393@gmail.com

The presented study performs assessment the thermal state of the external battery pack structural elements of the perspective nanosatellite. The module has an external unit which consists of a cover and a stand for batteries. The article considers various coating options of the block case. Such options as polished aluminum, white color enamel and black color enamel were selected. The assessment was conducted employing a set of mathematical models. The first model describes the nanosatellite's center of masses movement relative to the coordinate system, associated with the Earth. The second mathematical model describes the orbital parameters of a nanosatellite relative to the direction vector to the Sun. The third mathematical model describes the thermal state of the structural elements, depending on the heat flows attributable to each design element. To validate the described above method the “Comsol Multiphysics” software is employed in this work. This package represents an integrated platform for modeling, including all the stages of modeling: from geometry creating, defining material properties and describing physical phenomena, to the solution customizing and the post-processing routine, which allows obtaining accurate and reliable results. The batteries' temperature dependencies on time for three various coating options were obtained. The analysis that allowed selecting the option of black color enamel coating for the future working out was performed.

Keywords: nanosatellite, thermal analysis, battery, mathematical model.

REFERENCES

1. Gubin S.V., Buryim I.G., Debeliy V.V. Otsenka osveshennosti solnechnykh batarej molodezhnogo mikrosputnika [Evaluation of light and temperature solar array youth microsatellites]. *Aviacionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace Engineering and Technology*, 2013, no. 1 (98), pp. 94–101. In Russ.
2. Yoo J., Jin H., Seon J., Jeong Y.-H. Thermal analysis of TRIO-CINEMA Mission. *J. Astron. Space Sci.*, 2012, no. 29(1), pp. 23–31.
3. Corphino S., Caldera M., Nichele F. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*, 2015, no.115, pp. 247–261.
4. Mishin V.P. *Mekhanika kosmicheskogo poleta* [Space flight mechanics]. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 408 p. In Russ.
5. Atamasov V.D., Ermolaev V.I., Kukushkin I.O. *Sistema obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata* [The system of ensuring the spacecraft thermal regime]. St. Petersburg: MO RF, 2003. 72 p. In Russ.
6. Manturov A.I. *Mekhanika upravleniya dvizheniem kosmicheskikh apparatov* [Mechanics of spacecraft motion control]. Samara: Publishing house of Samara National Research University, 2003. 62 p. In Russ.
7. Belokonov V.M. *Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of the theory of spacecraft flight]. Samara: Publishing house of Samara National Research University, 2006. 77 p. In Russ.
8. Bezruchko K.V. *Raschet osveshchennosti i temperatury solnechnykh energoustanovok ISZ v usloviyakh orbital'nogo poleta* [Calculation of the illumination and temperature of the solar power plants of the satellite in orbital flight conditions]. Kharkiv: Publishing house of National Aerospace University named after. M.E. Zhukovsky «Kharkiv Aviation Institute», 1999. 65 p. In Russ.
9. Rauschenbach H.S. *Spravochnik po proektirovaniyu solnechnykh batarej* [Solar cell array design handbook]. Moscow: Ehnergoatomizdat 1983. 360 p. In Russ.
10. Baeva Yu.V. *Metody rascheta radiacionnogo teploobmena i teplovoj zashchity kosmicheskikh teleskopov dlya nablyudeniya za Zemlej*. Diss. cand. tech. nauk [Methods for calculating radiative heat transfer and thermal protection of space telescopes for observing the Earth. Cand. Diss.]. S.-Petersburg, 2013. 16 p. In Russ.
11. Semena N.P. Determination of spacecraft orientation by the temperature field analysis of its outer surface. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2009, vol. 16, no. 1, pp. 129–140.
12. Dul'nev G.N., Semyashkin E.N. *Teploobmen v radioelektronnykh apparatah* [Heat transfer in electronic devices]. Leningrad: Energiya, 1968. 360 p. In Russ.
13. Shlykov Yu.P., Ganin E.A. *Kontaktnyy teploobmen* [Contact heat transfer]. Moscow: Gosenergoizdat, 1963. 144 p. In Russ.
14. *Spacecraft systems engineering*. Fortescue P., Swinerd G, Stark J. (ed.). John Wiley & Sons, Ltd., 2011. 710 p.