

Разработка системы охлаждения батареи фотоэлектрической с концентраторами для космического аппарата дистанционного зондирования Земли типа «АИСТ-2»

М. Р. Морданов, С. Л. Сафронов, Е. С. Хнырева

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, Самара, 443086, Россия
E-mail: mordnovmarsel@gmail.com*

Современные космические аппараты дистанционного зондирования Земли предъявляют повышенные требования к энергоэффективности солнечной батареи в широком диапазоне температуры. Повышение эффективности позволяет увеличить энергооборужённость космического аппарата дистанционного зондирования Земли при сохранении массогабаритных характеристик. Солнечные батареи должны генерировать большую удельную мощность при минимальной массе, находясь в жёстких условиях космического пространства. Рассматривается использование модернизированной батареи фотоэлектрической малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли на основе линейных линз Френеля. Ввиду чрезмерного нагрева батареи фотоэлектрической разрабатывается система обеспечения теплового режима. Эта система позволит снизить нагрев батареи фотоэлектрической до 75 °С, что увеличит КПД всей солнечной батареи. Разрабатывается методика выбора проектных параметров системы обеспечения теплового режима. Выполняется моделирование температурного поля для модернизированной батареи фотоэлектрической. Моделирование показало нагрев батареи фотоэлектрической на каждом этапе полёта. Проектируется конструкция системы обеспечения теплового режима для модернизированной батареи фотоэлектрической на базе прототипа малого космического аппарата. Разработанная модель соответствует поставленным задачам. Проводится анализ возможности установки модернизированной батареи фотоэлектрической на малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли. Полученные результаты показали возможность установки модернизированной батареи фотоэлектрической с несущественными изменениями.

Ключевые слова: система обеспечения теплового режима, система электропитания, солнечная батарея, концентратор, фотоэлектрический преобразователь

Одобрена к печати: 31.10.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-6-67-76

Введение

В современных космических аппаратах (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) находится множество обеспечивающих систем, таких как система управления, система энергопитания (СЭП), система обеспечения теплового режима (СОТР), бортовой радиокомплекс, двигательная установка и др. Без них штатное функционирование КА невозможно.

Так как современные КА ДЗЗ предъявляют повышенные требования к энергоэффективности солнечной батареи (СБ) в широком диапазоне температуры (Галиновский и др., 2019), для повышения энергоэффективности используют СЭП на основе концентрированного излучения. Для данных СЭП необходима СОТР, из-за концентрации солнечного излучения и чрезмерного нагрева фотоэлектрических преобразователей (ФЭП).

На сегодняшний день наблюдается тенденция к развёртыванию многоспутниковых группировок, состоящих из малых спутников. Зачастую для этого используются малые КА (МКА) массой от 3 до 500 кг, функционирующие на солнечно-синхронных орбитах (Иванушкин, Ткаченко, 2023). Для таких КА необходима высокая выработка энергии при минимизации размера.

В настоящей работе проводится анализ возможности создания СОТР батареи фотоэлектрической (БФ) с концентраторами Френеля для повышения коэффициента полезного действия (КПД) фотоэлектрических преобразователей БФ КА ДЗЗ типа «АИСТ-2» и отвода

излишнего тепла в космос. Проводится проектирование СОТР БФ, а также расчёт необходимых при этом основных параметров.

Система обеспечения теплового режима

В процессе полёта КА подвергается воздействию нестационарных тепловых нагрузок. В связи с этим, если не предприняты соответствующие меры, температура узлов и агрегатов будет изменяться с течением времени, что может привести к перегреву или переохлаждению оборудования. Для парирования этих эффектов необходимо поддерживать в определённых пределах поля температуры КА, а также должен быть обеспечен баланс между тепловыми потоками, поступающими к КА от внешних источников, и тепловыми потоками, «сбрасываемыми» КА в окружающее космическое пространство (Туманов и др., 2018).

Уравнение теплового баланса КА будет следующим (Куренков и др., 2006):

$$m_{КА} c_{КА} \frac{dT_{КА}}{dt} = A_S (Q_S + Q_{ref}) + \varepsilon (Q_E + Q_M + Q_{КА}) - \varepsilon \sigma T_{КА}^4, \quad (1)$$

где $m_{КА}$ — масса КА; $c_{КА}$ — средняя удельная теплоёмкость КА; $T_{КА}$ — температура поверхности КА; A_S — коэффициент поглощения космическим аппаратом солнечного потока; Q_S — солнечный поток; Q_{ref} — отражённый от Земли солнечный поток; ε — степень черноты поверхности КА; Q_E — тепловой поток собственного излучения поверхности Земли; Q_M — молекулярный тепловой поток; $Q_{КА}$ — тепловой поток, сбрасываемый с КА в окружающее пространство; σ — коэффициент Стефана–Больцмана.

В данной работе основное внимание будет уделено вопросу сброса тепловой энергии с панелей СБ. Для этого предлагается разработка СОТР панелей СБ, основанная на применении радиаторов охлаждения и тепловых труб (Куренков и др., 2006).

Система электропитания

Состав и устройство СБ и её элементов определяют эффективность выработки энергии. Для генерации электрической энергии в настоящее время используются солнечные панели на основе кремния, теллурида кадмия, соединения меди, индия (галлия), селена, а также арсенида галлия, обладающие разными характеристиками. Широкое применение получили многопереходные солнечные элементы.

Многопереходные солнечные элементы — это солнечные элементы с несколькими *p-n*-переходами, изготовленные из различных полупроводниковых материалов; *p-n*-переход каждого материала будет вырабатывать электрический ток в ответ на разные длины волн света. Использование нескольких полупроводниковых материалов обеспечивает поглощение более широкого диапазона длин волн, повышая эффективность преобразования солнечного света в электрическую энергию (Green, 2003).

Фотоэлектрические преобразователи с одним переходом теоретически имеют максимальную эффективность 33,16 %. Теоретически бесконечное количество переходов будет иметь предельную эффективность 86,8 % при высококонцентрированном солнечном свете, однако они усложняют конструкцию СБ, так как требуют ориентации на Солнце с точностью до 2° (Байбородов и др., 2017).

Концентрация солнечного излучения на ФЭП приводит к их повышенному ультрафиолетовому облучению и значительному нагреву. При увеличении коэффициента концентрации C до 1,75 температура преобразователя может увеличиться до 100 °С (Туманов и др., 2018).

На *рис. 1* (см. с. 69) представлена зависимость КПД ФЭП от температуры для ФЭП на основе кремния (Таран, Воронин, 2011). При температуре выше 75 °С наблюдается резкое снижение КПД.

При правильном выборе параметров СОТР СБ можно повысить КПД БФ и избежать её чрезмерного нагрева.

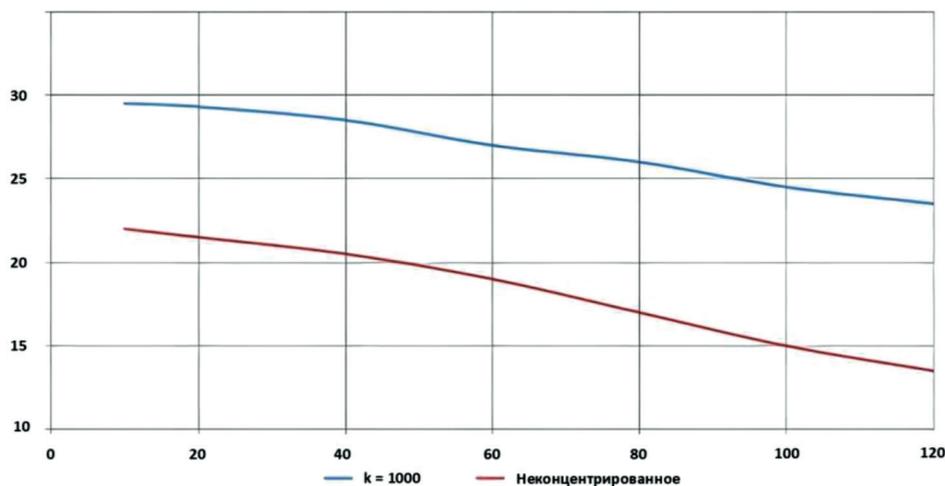


Рис. 1. Зависимость КПД (по оси ординат) фотоэлектрических преобразователей на основе кремния от температуры (по оси абсцисс)

Постановка задачи

В данной работе необходимо разработать СОТР для модернизированной СЭП КА ДЗЗ типа «АИСТ-2», обеспечивающую:

- режим, поддерживающий температуру фотоэлементов ниже 75 °С для орбиты, аналогичной КА ДЗЗ «АИСТ-2Д»;
- сохранение характеристик бортовых систем;
- сохранение конструкции СБ;
- минимальный дополнительный объём наземной экспериментальной отработки.

Модернизированная солнечная батарея малого космического аппарата типа «АИСТ-2»

На рис. 2 представлена модель БФ с концентраторами в сложенном и разложенном состоянии соответственно.

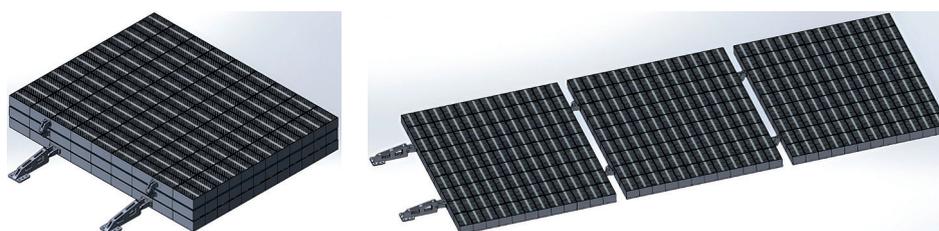


Рис. 2. Батарея фотоэлектрическая в сложенном (слева) и разложенном состоянии (справа)

Основу БФ составляет каркас в виде сотопанели с размером ячеек 65 мм в ширину, 110 мм в длину и 45 мм в высоту, общий размер каркаса 780 мм в длину и 990 мм в ширину.

В сложенном состоянии расстояние между панелями составляет 5 мм, батарея фотоэлектрическая состоит из трёх панелей, всего на КА приходится шесть панелей.

Панель представляет собой основу с размещённым на ней каркасом, в ячейках которого расположены фотоэлементы со всей сопутствующей электроникой, а над ним находятся линзы Френеля, предназначенные для концентрации светового потока от Солнца на фотоэлементы, со степенью концентрации в шесть раз (Морданов, Сафронов, 2024).

Разработка требований к системе обеспечения теплового режима батареи фотоэлектрической

Одно из ключевых ограничений при проектировании СОТР для БФ с концентраторами в виде линз Френеля заключается в расположении радиаторов на панели БФ. Для данной панели необходимо разместить радиаторы в соответствии с поставленной задачей, а именно без изменений конструкции БФ, а также без изменений механизма раскрытия БФ в космосе.

Система обеспечения теплового режима для БФ проектируется на основе существующего каркаса панели БФ без внесения изменений.

Ещё одним из ключевых ограничений при проектировании СОТР для БФ с концентраторами в виде линз Френеля становится необходимость поддержания температуры фотоэлементов ниже 75 °С на протяжении всего освещённого периода полёта, составляющего 3512 с, при общей протяжённости витка в 5656 с.

Разработка методики выбора параметров системы обеспечения теплового режима батареи фотоэлектрической

Методика основывается на выборе основных проектных характеристик из множества допустимых решений, удовлетворяющих критерию максимального КПД и ограничениям по массовым и геометрическим характеристикам КА. Блок-схема алгоритма, представляющего собой основу методики, приведена на рис. 3.

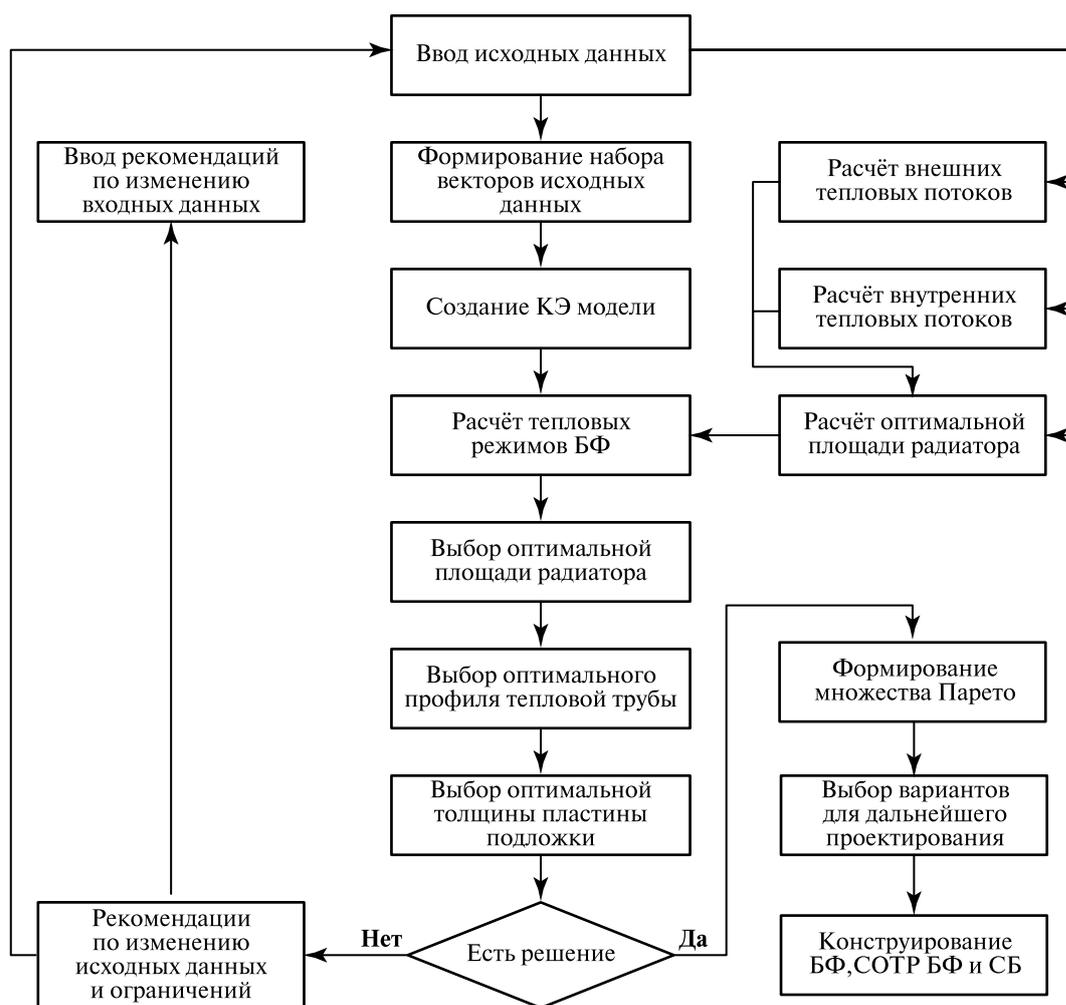


Рис. 3. Блок-схема методики выбора параметров СОТР БФ

Методика включает в себя:

1. Ввод исходных данных по конструкции СБ, параметрам БФ, режимам ориентации, параметрам орбиты, режимам работы БФ; ввод геометрических размеров СБ, таких как длина, ширина, высота; ввод оптических параметров СБ, таких как коэффициент поглощения солнечной радиации (A_S) и степень черноты поверхности (ϵ). Ввод свойств элементов конструкции, таких как теплопроводность (λ) и теплоёмкость (c); параметров орбиты, таких как наклонение (i), высота (H), время освещённой и теневой части витка; параметров ориентации КА на Солнце, режимы работы БФ.

2. Расчёт внешних тепловых потоков: от Солнца (Q_S), отражённого Землёй (Q_{ref}) и потока от Земли (Q_E), принимаемого аппаратом при заданных критериях орбиты и оптических свойствах покрытия БФ.

3. Расчёт внутренних тепловых потоков, потоков от внутренних источников БФ.

4. Расчёт оптимальной площади радиатора (S): расчёт площади радиатора в зависимости от высоты орбиты (H) и угла наклона радиатора относительно нормали к панели БФ (β).

5. Формирование набора векторов исходных данных для расчёта: формирование основных направлений расчёта, таких как площадь радиатора (S), угол наклона радиатора относительно нормали к панели БФ (β), профиль тепловых труб, толщина пластины подложки и её материал.

6. Расчёт тепловых режимов БФ: температурного поля БФ на созданной конечно-элементной (КЭ) модели с использованием результатов расчёта внешних тепловых потоков, внутренних тепловых потоков и оптимальной площади радиатора.

7. Рекомендации по изменению исходных данных и ограничений: в случае невозможности создания СОТР БФ при заданных условиях и ограничениях вводятся рекомендации по изменению входных данных по конструкции СБ, параметрам БФ, режимам ориентации, параметрам орбиты, режимам работы БФ, а также по изменению геометрических, конструктивных и технологических ограничений:

- формирование множества Парето, решение многокритериальной задачи по оптимизации всех критериев и достижение эффективности по Парето;
- выбор вариантов для дальнейшего проектирования из множества эффективных решений наиболее оптимального для поставленной задачи;
- конструирование БФ, СОТР БФ и СБ в целом с определёнными характеристиками для дальнейшей разработки.

Моделирование температурного поля батареи фотоэлектрической

Для определения необходимой площади радиационного теплообменника нужно знать тепловые потоки, воздействующие на МКА. Воспользуемся математическими моделями, используемыми при расчёте тепловых потоков. Применим уравнение теплового баланса в общем виде (1).

Найдём температуру поверхности T_{surf} , на которую падает тепловой поток:

$$T_{surf} = \sqrt[4]{\frac{A_S F_{surf} Q_S + A_S F_{surf} Q_{ref} + \epsilon F_{surf} Q_E}{\epsilon \sigma F_{surf}}},$$

где F_{surf} — площадь поверхности пластины.

Для ФЭП:

$$T_{surf} = \sqrt[4]{\frac{A_{S\text{ФЭП}} k(1-\delta) Q_S}{\epsilon_{\text{ФЭП}} \sigma}} = 559,83 \text{ К},$$

где $A_{S\text{ФЭП}}$ — коэффициент поглощения ФЭП солнечного излучения, $A_{S\text{ФЭП}} = 0,95$; k — коэффициент концентрации светового потока линзой Френеля, $k = 6$; δ — КПД ФЭП, $\delta = 0,3$; $\epsilon_{\text{ФЭП}}$ — степень черноты ФЭП, $\epsilon_{\text{ФЭП}} = 0,95$.

Для основания:

$$T_{surf} = \sqrt[4]{\frac{k_1(A_S Q_{ref} + \varepsilon Q_E)}{\varepsilon \sigma}} = 271,57 \text{ К},$$

где $A_S = 0,15$; $\varepsilon = 0,92$; k_1 — коэффициент, учитывающий угол падения светового потока на панель основания,

$$k_1 = \int_0^{60,08\pi/180} \cos(x) dx = 0,867.$$

Для радиатора:

$$T_{surf} = \sqrt[4]{\frac{k_2(A_S Q_{ref} + Q_E)}{\varepsilon \sigma}} = 236,82 \text{ К},$$

где $A_S = 0,15$; k_2 — коэффициент, учитывающий угол падения светового потока на панель радиатора,

$$k_2 = \int_0^{60,08\pi/180} \sin(x) dx = 0,501.$$

Результирующий тепловой поток Q_{rez} (таблица):

$$Q_{rez} = \sigma(T_{surf}^4 - T_{norm}^4),$$

где T_{norm} — расчётная температура БФ, $T_{norm} = 75$ °С.

Тепловые параметры панелей МКА

Параметры	Панель		
	ФЭП	Основание	Радиатор
T_{surf} , К	559,83	271,57	236,819
T_{norm} , К	343,15		
Q_{rez} , Вт/м ²	4783,00	-477,78	-607,835

Общий тепловой поток:

$$Q = Q_{rez_1} F_{surf_1} + Q_{rez_2} F_{surf_2} + Q_{rezR} F_{surfR} = 0,$$

где R — радиатор.

Выразим площадь радиатора:

$$F_{surfR} = \frac{-Q_{rez_1} F_{surf_1} - Q_{rez_2} F_{surf_2}}{Q_{rezR}} = 0,42 \text{ м}^2.$$

Подбор поперечного сечения тепловых трубок происходит в зависимости от увода необходимого количества тепла от ФЭП.

Для теплового расчёта нужно создать КЭ модель БФ. Построение этой модели и тепловой расчёт проводятся в программе Siemens NX.

Задаём условия космоса, а также начальную температуру расчёта 26,85 °С. Проводим расчёт температурного поля светового участка. Длительность переходного процесса составила 3510 с. Построим график зависимости максимальной температуры от времени (рис. 4, см. с. 73).

Происходит нагрев панели до 70–75 °С, что соответствует требованиям.

На теневом участке траектории орбиты происходит снижение температуры БФ. Задаём начальную температуру расчёта 70 °С.

Вычисляем температурное поле теневого участка. Длительность переходного процесса составила 2148 с. Построим график зависимости максимальной температуры от времени (рис. 5).

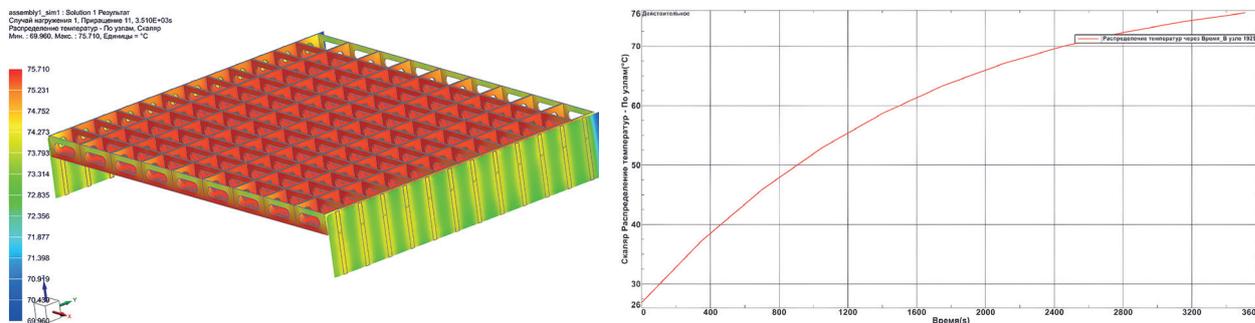


Рис. 4. Температурное поле на 3510-й с светового участка (слева) и график зависимости максимальной температуры от времени (справа)

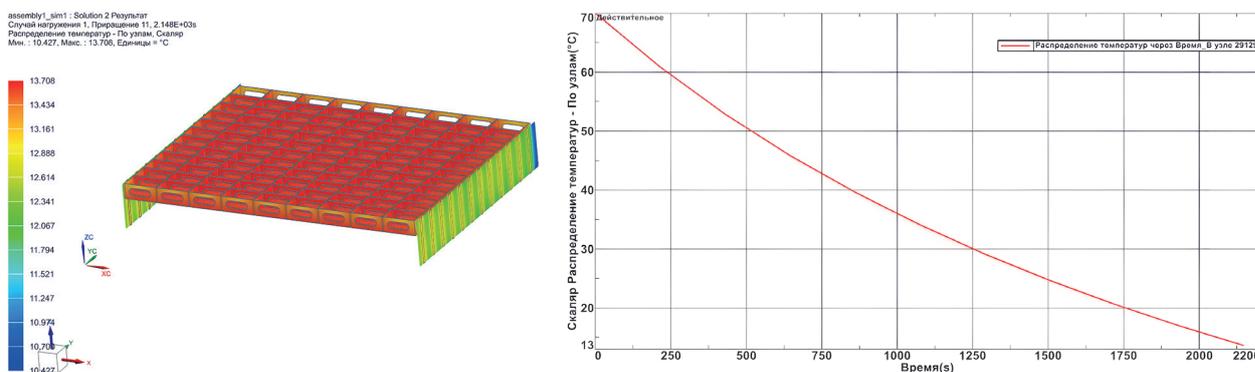


Рис. 5. Температурное поле на 2148-й с теневого участка (слева) и график зависимости максимальной температуры от времени (справа)

Конструирование системы обеспечения теплового режима для батареи фотоэлектрической

По полученным результатам была построена твердотельная модель панели СБ с концентраторами и СОТР БФ.

Штатная СБ МКА «АИСТ-2Д» изменилась следующим образом:

- на каждой панели с двух торцов добавились панели радиаторов СОТР БФ;
- на каждой панели появилась дополнительная конструкция для установки линз Френеля, при этом увеличилась толщина СБ;
- изменились узлы крепления панелей между собой вследствие увеличения толщины каждой панели;
- изменилась толщина всей панели СБ из-за возрастания толщины каждой панели.

На рис. 6 (см. с. 74) представлена сконструированная панель СБ в разложенном состоянии.

Одна из панелей имеет смещённые радиаторы, это необходимо для корректного размещения панелей радиатора в сложенном состоянии и свободного их раскрытия в космосе.

Анализ моделей в сборе с МКА «АИСТ-2Д» показал, что компоновка сложенных панелей СБ при установке СОТР БФ не нарушается.

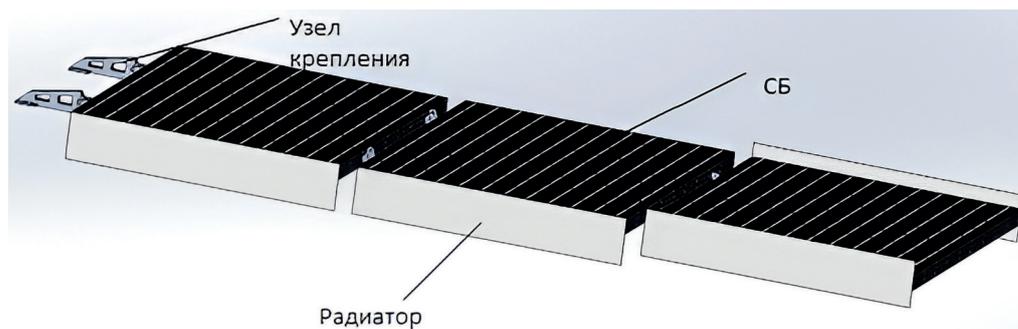


Рис. 6. Панель БФ в разложенном состоянии

Заключение

В данной работе проводился анализ возможности создания СОТР БФ с концентраторами в составе существующих СБ с минимальными доработками, которая обеспечивает высокие значения КПД ФЭП. Разработана СОТР для модернизированной БФ на основе линейных линз Френеля. Создана методика выбора проектных параметров СОТР БФ. Выполнено моделирование температурного поля для модернизированной БФ. Спроектирована конструкция СОТР для модернизированной БФ.

Увеличение КПД ФЭП БФ позволит устанавливать оборудование с большим энергопотреблением при сохранении проектных параметров КА ДЗЗ.

Исследования проведены за счёт гранта Минобрнауки России на выполнение научного проекта в рамках приоритетных направлений научно-технологического развития (соглашение № 075-15-2024-558 от 25.04.24).

Литература

1. Байбородов А. А., Васильева Т. С., Волков М. В., Кузнецов А. Д., Двирный В. В. Солнечные батареи с концентраторами светового потока // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-косм. техники и подготовки инженерных кадров для авиакосм. отрасли: материалы 11-й Всероссийской науч. конф., посвященной памяти гл. конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова, Омск, 30–31 мая 2017 г. 2017. С. 16–21.
2. Галиновский А. Л., Денисов А. В., Гаврилова Е. А. и др. Проектирование каркасов солнечных батарей интегрального типа из углепластика для космического аппарата // Изв. высш. учеб. заведений. Машиностроение. 2019. Вып. 717. № 12. С. 49–60. DOI: 10.18698/0536-1044-2019-12-49-60.
3. Иванушкин М. А., Ткаченко И. С. Оценка эффективности многоспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2023. Т. 20. № 4. С. 101–110. DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-101-110.
4. Куренков В. И., Салмин В. В., Абрамов Б. А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского гос. аэрокосм. ун-та, 2006. 296 с.
5. Морданов М. Р., Сафронов С. Л. Анализ и совершенствование характеристик солнечной батареи малого космического аппарата типа «АИСТ-2» // Вестн. Самарского ун-та. Аэрокосм. техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23. № 1. С. 55–66. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-55-66.
6. Таран А. А., Воронин С. М. Эффективность фотоэлектрических преобразователей в концентрированном солнечном излучении // Вестн. аграрной науки Дона. 2011. Т. 15. № 3. С. 35–40.
7. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. 572 с.
8. Green M. A. Third generation photovoltaics: Advanced solar energy conversion. Springer, 2003. 65 p. DOI: 10.1007/b137807.

Development of a cooling system for a photovoltaic battery with concentrators for the AIST-2 type Earth remote sensing satellite

M. R. Mordanov, S. L. Safronov, E. S. Khnyryova

Samara National Research University, Samara 443086, Russia

E-mail: mordnovmarseille@gmail.com

The development of advanced Earth remote sensing satellites requires increased energy efficiency from their solar power systems over a wide range of operating temperatures. By improving this efficiency, Earth remote sensing satellites can increase their energy capacity while maintaining weight and size constraints. In challenging space environments, solar panels need to generate a high specific power output with minimal mass. Research is ongoing to explore the use of cutting-edge photovoltaic (PV) technology in small satellites for Earth observation based on linear Fresnel lens systems. To address the problem of excessive heat produced by PV cells, a complex thermal management system has been developed to reduce temperatures to 75 °C. This approach aims to significantly improve the overall efficiency of the solar power system. A method for determining design parameters for the thermal management system is currently being developed. A simulation of the temperature distribution for a modified PV battery was conducted. The simulation revealed heating of the PV cells during each stage of operation. Currently, a design for a thermal management system for modified PV battery based on a prototype small spacecraft is being developed. The design meets the specified requirements. The possibility of installing an improved battery in a small satellite for Earth remote sensing was analyzed. The analysis indicates that it is feasible to install an upgraded photovoltaic battery with minor modifications.

Keywords: thermal management system, power supply system, solar battery, concentrator, photoelectric converter

Accepted: 31.10.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-6-67-76

References

1. Bayborodov A. A., Vasilyeva T. S., Volkov M. V., Kuznetsov A. D., Dvirny V. V., Solar batteries with luminous flux concentrators, *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoi tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoi otrasli: materialy 11-i Vserossiiskoi nauchnoi konferentsii, posvyashchennoi pamyati glavnogo konstruktora PO "Polet" A. S. Klinyshkova, Omsk, 30–31 maya 2017* (Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineering personnel for the aerospace industry: materials of the 11th All-Russian Scientific Conf. dedicated to the memory of the chief designer of the PO "Polet" A. S. Klinyshkov, Omsk, 30–31 May 2017), 2017, pp. 16–21 (in Russian).
2. Galinovsky A. L., Denisov A. V., Gavrilova E. A. et al., Designing frames of integrated CFRP solar panels for spacecraft, *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2019, Iss. 717, No. 12, pp. 49–60 (in Russian), DOI: 10.18698/0536-1044-2019-12-49-60.
3. Ivanushkin M. A., Tkachenko I. S., Assessing the effectiveness of multi-satellite space systems for remote sensing of the Earth, *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2023, Vol. 20, No. 4, pp. 101–110 (in Russian), DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-4-101-110.
4. Kurenkov V. I., Salmin V. V., Abramov B. A., *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uchebnoe posobie* (Fundamentals of design and modeling of target functioning of observation spacecraft: Textbook), Samara: Izd. Samarskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta, 2006, 296 p. (in Russian).
5. Mordanov M. R., Safronov S. L., Analysis and improvement of the characteristics of the solar battery of a small spacecraft of the AIST-2 type, *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2024, Vol. 23, No. 1, pp. 55–66 (in Russian), DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-55-66.
6. Taran A. A., Voronin S. M., Efficiency of photoelectric converters in concentrated solar radiation, *Don Agrarian Science Bulletin*, 2011, Vol. 15, No. 3, pp. 35–40 (in Russian).

7. Tumanov A. V., Zelentsov V. V., Shcheglov G. A., *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* (Basics of the layout of on-board equipment of spacecraft), Moscow: Izd. Bauman MSTU, 2018, 572 p. (in Russian).
8. Green M. A., *Third generation photovoltaics: Advanced solar energy conversion*, Springer, 2003, 65 p., DOI: 10.1007/b137807.