

Научная статья

УДК 629.783

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180656>

О ПЕРЕДАЧЕ СВЕТА НА СОЛНЕЧНЫЕ ПАНЕЛИ СПУТНИКА С ЦЕЛЬЮ ПОДЗАРЯДКИ ЕГО АККУМУЛЯТОРА

Саджад Веиси

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
(Самарский университет),
Самара, Россия
veisi.saajjad@gmail.com

Аннотация. Рассматривается задача передачи света на солнечные панели пассивного спутника, находящегося на высокоэллиптической орбите Марса, с целью реанимации бортовой системы электропитания пассивного спутника. Задача выполняется с использованием системы светопередачи на борту активного спутника, включающей аккумулятор, параболический отражатель и светодиодную лампу. Исследуются две конфигурации светодиодной лампы с входными токами светодиодов 20 и 100 мА и две конфигурации отражателя: симметричная и асимметричная. Предполагается, что спутники уже сблизилась на необходимое расстояние с установленной ориентацией и развернутым отражателем. Анализируется частичная подзарядка аккумулятора пассивного спутника на 10% от его полной емкости, выполняемая как в статическом состоянии, так и при вращении. При этом также анализируется разряд аккумулятора активного спутника. Выявлено, что система светопередачи с низким входным током светодиодов (20 мА) и асимметричным отражателем наиболее эффективна: при отсутствии вращения пассивного спутника подзарядка до 10% достигается за 40 мин, при этом аккумулятор активного спутника разряжается на 33%. При анализе вращения пассивного спутника были смоделированы изменения освещенности солнечной панели и угла падения лучей, что позволило рассчитать эффективность подзарядки аккумулятора. Предложены две стратегии подзарядки: первая, начиная с нулевой минуты цикла вращения пассивного спутника, обеспечивает подзарядку на 10% за 73 мин, требует поддержания ориентации и расстояния в течение 264 мин и разрядки аккумулятора активного спутника на 61%. Вторая стратегия, начиная с определенного момента вращения, достигает 10% подзарядки за 77 мин, с разрядом активного спутника на 64% и поддержанием ориентации на 389 или 187 мин, в зависимости от начального времени.

Ключевые слова: обслуживание космических аппаратов, передача световой энергии, подзарядка аккумулятора, параболический отражатель, солнечные батареи

Для цитирования: Веиси С. О передаче света на солнечные панели спутника с целью подзарядки его аккумулятора // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 133–143. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180656>

Original article

ON LIGHT TRANSMITTING TO THE SATELLITE SOLAR PANELS FOR ITS BATTERY RECHARGING

Sajjad Veisi

Samara National Research University,
Samara, Russia
veisi.saajjad@gmail.com

© Веиси С., 2024

Abstract

This study addresses the innovative concept of utilizing light transmission to ‘reanimate’ the onboard power supply system of a passive satellite in a highly elliptical orbit of Mars. By employing a light transmission system aboard an active satellite, comprising a battery, a parabolic reflector, and an LED lamp, this research explores the feasibility of a passive satellite’s solar panels remote recharging. The research delves into various configurations, analyzing the performance of LED lamps with input currents of 20 mA and 100 mA, and examines both symmetric and asymmetric reflector designs. Assuming the satellites have achieved the requisite proximity, with precise orientation and the reflector deployed, the focus is on evaluating the potential for a partial recharge of the passive satellite’s battery — up to 10% of its full capacity. This evaluation considers both static conditions and scenarios involving passive satellite rotation, alongside a thorough analysis of the active satellite’s battery discharge rates. The findings reveal a notable efficiency in the light transmission system equipped with a low-input current LED (20 mA) and an asymmetric reflector configuration. In scenarios devoid of satellite rotation, it is possible to attain a 10% battery recharge within 40 minutes, with the active satellite’s battery experiencing a 33% discharge. Further analysis into the rotation of the passive satellite enabled a detailed examination of variations in solar panel illumination and incident ray angles, facilitating an accurate assessment of charging efficiency. Two strategic approaches for recharging are proposed. The first strategy initiates charging at the commencement of the passive satellite’s rotation cycle, achieving a 10% recharge in 73 minutes. This method necessitates maintaining specific orientation and proximity for 264 minutes and results in a 61% discharge of the active satellite’s battery. The second strategy, initiating charging at a precise moment within the rotation cycle, successfully achieves a 10% recharge in 77 minutes, with the active satellite’s battery discharging by 64% and requiring the maintenance of orientation for either 389 or 187 minutes, contingent upon the timing of initiation. This research not only highlights the technical viability of remote satellite recharging via light transmission but also lays the groundwork for future advancements in satellite power management and sustainability in space operations.

Keywords: spacecraft servicing, light energy transfer, battery recharging, parabolic reflector, solar batteries

For citation: Veisi S. On Light Transmitting to the Satellite Solar Panels for Its Battery Recharging. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 133–143. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180656>

Введение

Общеизвестно, что солнечная энергия широко применяется в современной космонавтике. В частности, она преобразуется в электрическую бортовыми солнечными батареями (СБ). Однако эффективность ее использования снижается на большом расстоянии от Солнца или в тени планеты, где время активного функционирования спутника ограничено возможностями его бортового аккумулятора. Таким образом, дистанционная подзарядка аккумулятора для реанимации спутника становится актуальной задачей. Беспроводная передача электричества, применяемая как на малых расстояниях (метод электромагнитной индукции, например, в зарядке аккумуляторов смартфонов и ноутбуков [1]), так и на больших расстояниях (как использование микроволнового излучения [2, 3]), представляет значительный интерес в современных исследованиях.

Передача энергии между спутниками исследуется в рамках глобальных проектов. Например, в рамках проекта JAXA исследуется микроволновая беспроводная передача энергии между спутниками [4].

1. Постановка задачи

Рассматривается проблема передачи световой энергии от активного спутника (АС) на СБ пас-

сивного спутника (ПС). Целью решения задачи является реанимация ПС путем частичной подзарядки его аккумулятора до 600 мА·ч — до 10% от его полной емкости. Активный спутник оборудован системой светопередачи, включающей аккумулятор, светодиодную лампу и параболический отражатель. Пассивный спутник, размещенный на высокоэллиптической орбите Марса с апоцентром, находящимся в теневой зоне планеты, принимает световой поток посредством панелей СБ и преобразует световой поток в электрическую энергию, подзаряжающую его аккумулятор. В рамках данного исследования предполагается, что СБ ПС однослойные на основе арсенида галлия, и в процессе подзарядки они находятся в тени Марса, вследствие чего не способны принимать солнечный свет. Анализируются четыре варианта системы светопередачи, включая две конфигурации светодиодной лампы с различными уровнями входного тока — низким и высоким, а также две конфигурации параболического отражателя: симметричную и асимметричную. Исследование фокусируется на оценке этих четырех вариантов системы светопередачи в процессе подзарядки аккумулятора ПС по двум сценариям: когда ПС неподвижен относительно АС и когда он совершает вращение.

2. Система светопередачи на борту активного спутника

2.1. Аккумулятор

Современные разработки литий-ионных аккумуляторов, как показано в статьях [5–7], значительно расширяют возможности космических миссий. Инновационный аккумулятор [5] с емкостью 10 А · ч и удельной мощностью 130 Вт · ч/кг может быть использован на малых спутниках в условиях глубокого космоса. Статья [6] описывает литий-ионную батарею для космоса с емкостью 50 А · ч и эффективностью 96%, подчеркивая ее надежность. Статья [7] исследует долговечность литий-ионных батарей в космических условиях, что важно для будущих космических технологий.

Аккумулятор АС, аналогичный аккумулятору спутника REIMEI JAXA, состоит из 7 параллельных и 12 последовательных элементов [7–9]. Характеристики элемента: номинальная емкость 3 А · ч, зарядное напряжение 4,1 В, скорость разряда 0,5 с, максимальный ток разряда 1,5 А, масса элемента 75 г. Итоговая емкость батареи 21 А · ч, напряжение 49,2 В, максимальный ток разряда 10,5 А, общая масса ~ 10 кг. Потери тока между элементами и светодиодной лампой пренебрежимо малы.

2.2 Светодиодная лампа

В данной статье основное внимание уделяется использованию светодиодов для передачи энергии на СБ ПС, а также анализируются преимущества и недостатки при их использовании в космосе. Светодиоды из полупроводников III–V группы, например InGaN, отличаются высокой энергоэффективностью. Компактные размеры, малая масса, устойчивость к воздействию космических условий и эффективность по сравнению с традиционными и газоразрядными лампами делают их идеальными для решения космических задач [10, 11].

Несмотря на перечисленные преимущества светодиодов, их применение в космических условиях сопряжено с рядом сложностей. Действительно, при их использовании требуется эффективный отвод тепла. Для этого могут быть использованы излучающие тепло поверхности или тепловые трубки [12]. Светодиоды на основе GaN и InGaN чувствительны к космической радиации. Они требуют согласования спектра собственного излучения и спектра поглощения фотоэлементов СБ. Ключевым аспектом является долговечность функционирования светодиодов и солнечных батарей в космическом вакууме при действии солнечного излучения и при экстремальных температурах [13, 14].

Развивающиеся технологии светодиодов, включая перовскитовые (PeLEDs) и на основе квантовых

точек (QLEDs), обещают повышение эффективности и увеличение долговечности, хотя требуются дополнительные исследования стабильности их функционирования в космических условиях [15, 16].

В данной статье рассматривается светодиодная лампа с множеством InGaN-светодиодов, представленных в [11]. Каждый светодиод имеет площадь 0,5 мм². Эксперименты показывают, что при токе 20 мА светодиод генерирует мощность 24 мВт с длиной волны 533 нм, а при 100 мА — 92 мВт с 527 нм.

2.3 Параболический отражатель

Параболический отражатель на АС используется для направления лучей от светодиодной лампы на панели СБ ПС. С учетом вакуума космической среды, такая система позволяет доставить лучи на расстояние, достаточное для подзарядки аккумулятора ПС, аналогичного аккумулятору спутника REIMEI [7–9] (емкость 6 А · ч, напряжение заряда 28,7 В). В данной работе на основе алгоритма оптимизации, представленного в [17], достаточным считается расстояние 20 м.

Авторы статьи [18] проводят параллель между разработкой космических антенн и разработкой параболических отражателей, акцентируя внимание на анализе точности поверхности антенн и прогрессивных материалах, от чего прямо зависят эффективность и надежность параболических отражателей в космосе.

В обеих конфигурациях отражателя местоположение фокуса и светодиодной лампы может регулироваться вдоль оси симметрии, включая возможность изменения положения фокуса из-за разворачивания отражателя и положения лампы с помощью телескопического стержня (рис. 1). Этот механизм позволяет точно направлять свет на панели СБ ПС.

Важно учитывать потенциальные потери фотонов при отражении света. Поглощение фотонов поверхностью отражателя минимизируется благодаря покрытию с наночастицами серебра радиусом около 120 нм, обеспечивающими эффективное рассеяние [19]. Дифракция на краях отражателя снижается с учетом зазубренных краев [20]. На эффективность и долговечность отражателей влияют потенциальная блокировка фотонов конструкцией лампы, космические условия, включая солнечное излучение и экстремальные температуры.

3. Коэффициент полезного действия фотоэлементов пассивного спутника

В космических проектах используются многослойные фотоэлементы на основе арсенида галлия

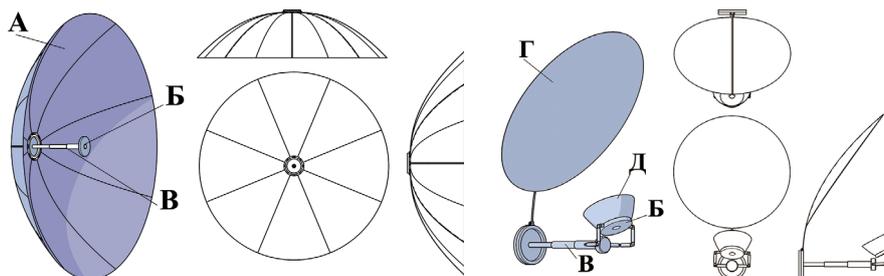


Рис. 1. Конфигурация отражателя:

A – симметричный отражатель; *B* – светодиодная лампа;
B – телескопический стержень; *Г* – асимметричный отражатель;
Д – симметричный параболический отражатель

(GaAs), каждый слой которых оптимизирован под определенный диапазон спектра. В космической среде они эффективнее благодаря расширенному спектру солнечного света, достигается КПД до 39,2% [21–23]. Однако при использовании светодиода с узкополосным спектром эффективность снижается, поскольку в процессе взаимодействия трех слоев только один из них эффективно реагирует на свет с узким спектром. В рамках данного исследования предполагается, что фотоэлементы СБ ПС – однослойные на основе арсенида галлия.

КПД однослойных фотоэлементов GaAs при условии полного покрытия полнополосным излучением солнечного света достигает значений 29% [24]. Предполагая равномерной плотность светового пятна и пренебрегая потерями между фотоэлементами, определяют КПД фотоэлементов СБ ПС: эффективность преобразования $\eta_{пр}$ и схмотехнический коэффициент $\eta_{ст}$, учитывающий неравномерность освещения БС. В работе [25] продемонстрирована эффективность преобразования фотоэлемента GaAs при разных длинах волны и разных условиях охлаждения. Если предположить, что в процессе реанимации поддерживается температура СБ ПС около 300 К, эффективность преобразования энергии света в электрическую энергию при длине волны около 530 нм равна 19% (рис. 2). Схмотехнический коэффициент, учитывающий потери от неполного покрытия пучком света площади панели СБ, приблизительно определяется из отношения площади кругового светового пятна с радиусом 1,5 м к площади одной солнечной панели – 12 м². Он равен 0,59. Следовательно, КПД фотоэлементов приблизительно равен 11%.

4. Процесс реанимации пассивного спутника

При реанимации ПС будет освещаться одна из его солнечных панелей. Процесс реанимации включает в себя несколько этапов: сближение АС с ПС, ориентацию АС относительно ПС, частичную

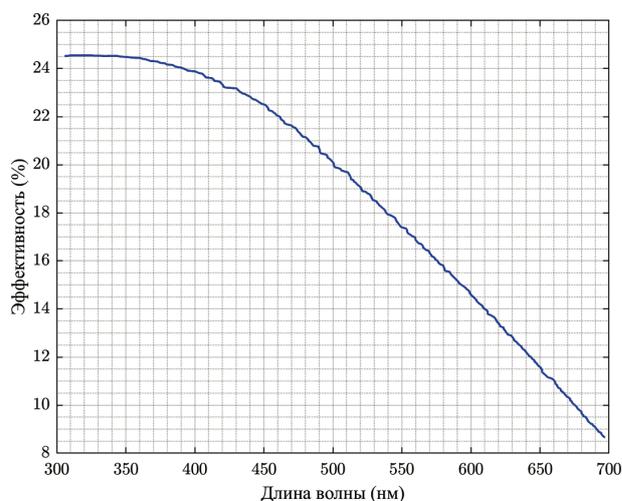


Рис. 2. Зависимость эффективности солнечных батарей на основе арсенида галлия от длины волны монохроматического света

подзарядку аккумулятора ПС путем отражения света от системы светопередачи АС.

4.1. Сближение активного спутника с пассивным спутником

В процессе сближения спутников используются различные методы маневрирования. Один из них – двухимпульсное сближение, моделируемое уравнениями Хилла–Клохесси–Уилтшира [26]. Оптимальное для эффективности подзарядки расстояние между спутниками определяется через оптимизацию отражения света на солнечную панель [17].

4.2 Развертывание отражателя и ориентация активного спутника

Исследование [17] фокусируется на моделировании передачи света на солнечную панель размером 3 × 4 м для оптимизации попадания лучей с учетом расстояния и расположения фокуса отражателя и источника света. После развертывания отражате-

ля и настройки положения фокуса светодиодной лампы согласно результатам оптимизации, предполагается, что световое пятно круговой формы полностью разместится на панели СБ ПС.

Вводятся две системы координат: $OXYZ$, с началом в центре масс ПС, и $oxyz$, имеющая начало в вершине отражателя АС. После ориентации АС относительно ПС ось z должна быть параллельна оси Z (рис. 3).

4.3 Подзарядка аккумулятора пассивного спутника

В данном исследовании предполагается, что спутники сближены и находятся на необходимом расстоянии друг от друга с установленной ориентацией, а отражатель АС развернут согласно оптимизации. При включении светодиодной лампы на АС начинается процесс частичной подзарядки аккумулятора ПС, причем рассматриваются два сценария: без вращения и с вращением ПС.

4.3.1. Сценарий подзарядки без учета вращения пассивного спутника

Предполагается, что в процессе подзарядки ПС не вращается, а спутники неподвижны друг относительно друга, с неподвижной осью симметрии отражателя, перпендикулярной солнечной панели ПС. При предположении о линейной подзарядке аккумулятора (емкость b А · ч, напряжение заряда 28,7 В) ПС до 10% его емкости, значение заряда аккумулятора в ампер-часах за определенный временной период t в часах вычисляется согласно следующей формуле:

$$C = \frac{\eta_{пр} \cdot \eta_{ст} \cdot \rho \cdot P_{сл} \cdot t}{V}, \quad (1)$$

где $P_{сл}$ – выходная мощность светодиодной лампы, $\eta_{пр}$ – эффективность преобразования света в электрическую энергию фотоэлементов СБ,

$\eta_{ст}$ – коэффициент, учитывающий схемотехнические потери от неполного покрытия пучком света площади панели СБ, ρ – коэффициент, определяющий долю лучей, достигающих поверхности панели СБ, V – напряжение заряда аккумулятора, В.

Выходную мощность $P_{сл}$, а также входную мощность светодиодной лампы вычисляют, исходя из данных [11] о мощности светодиода, не учитывая потери между светодиодами и предполагая использование максимального количества светодиодов в лампе. Для этого нужно определить количество светодиодов в лампе для двух вариантов входного тока.

При низком входном токе 0,02 А и напряжении светодиода 2,5 В, учитывая параметры аккумулятора АС, максимально можно использовать 19 последовательно и 525 параллельно соединенных светодиодов. Таким образом, общее количество светодиодов составляет 9975 штук. При высоком входном токе 0,1 А и напряжении светодиода 2,86 В, с учетом параметров аккумулятора АС, можно использовать 17 последовательно и 105 параллельно соединенных светодиодов. В результате общее количество светодиодов в этой конфигурации составляет 1785 штук.

После вычисления выходной мощности светодиодной лампы определяют долю мощности света, достигающего поверхность панели СБ, учитывая две конфигурации отражателя. В симметричной конфигурации отражателя отраженные лучи частично блокируются из-за корпуса лампы. Согласно [17], если радиус корпуса лампы составляет 0,5 м, то 91,5% лучей достигают панели СБ, что определяется коэффициентом $\rho = 0,915$. При асимметричной конфигурации отражателя лучи не блокируются, но требуется второй симметричный параболический отражатель для направления всех лучей на асимметричный отражатель. Второй отражатель обладает такими же свойствами, как симметричный в первой конфигурации. Потери фотонов на втором отража-

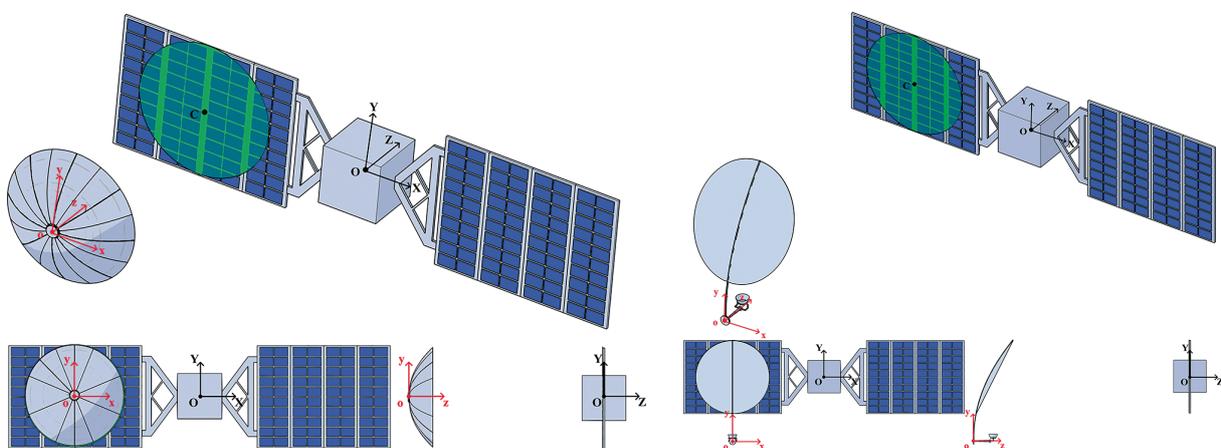


Рис. 3. Схема процесса подзарядки с демонстрацией систем координат

теле считаются пренебрежимо малыми, в предположении, что вся мощность света от светодиодной лампы достигает панели СБ. При этом коэффициент отражения ρ равен 1.

Скорость подзарядки \dot{C} аккумулятора ПС определяется его входным током:

$$\dot{C} = \frac{\eta_{\text{пр}} \cdot \eta_{\text{ст}} \cdot \rho \cdot P_{\text{ст}}}{V}. \quad (2)$$

Аналогично, значение скорости разрядки аккумулятора АС определяется его выходным током — 10,5 А/ч.

4.3.2 Сценарий подзарядки с учетом вращения пассивного спутника

В процессе подзарядки учитывается, что ПС, потерявший управляемость, может вращаться под влиянием внешних сил. Если ПС вращается, активному спутнику потребуется облетать его, но в данном исследовании предполагается, что АС не совершает облет, сохраняя исходное расстояние и ориентацию в течение подзарядки до 10% емкости аккумулятора. Пусть ПС вращается с угловой скоростью 0,01 °/с относительно оси X и с угловой скоростью 0,1 °/с относительно осей Y и Z .

Для вычисления подзарядки аккумулятора ПС в каждый временной интервал анализируются освещенность панелей СБ и угол падения лучей на них. Метод сеточного анализа используется для вычисления безразмерного коэффициента освещенной площади солнечных панелей $A(t)$ путем оценки освещенности сеточных элементов при вращении панелей и нормализации по общей площади светового пятна. Для повышения точности прогнозирования эффективности процесса подзарядки используется физическая модель модификатора угла падения M . Эта модель рассчитывает угол преломления и устанавливает величину угла M как отношение пропускания света под любым углом к пропусканию при нормальном падении [27]. Сумма заряда СБ за установленный промежуток времени t позволяет исследовать процесс подзарядки и вычисляется по формуле

$$C_B = \sum_{i=0}^t A(t) \cdot M(\theta) \cdot \dot{C} \cdot t, \quad (3)$$

где $A(t)$ — безразмерный коэффициент, характеризующий освещенность солнечных панелей; $M(\theta)$ — безразмерный модификатор угла падения; θ — угол падения в градусах между вектором лучей и вектором нормали к панели; \dot{C} — постоянная скорость подзарядки аккумулятора ПС в амперах из первого сценария; t — интервал времени, равный 1 с, выраженный в часах, т.е. равный 1/3600 ч.

5. Результаты и обсуждение

5.1 Сценарий подзарядки без учета вращения пассивного спутника

На основе данных [11] о мощности светодиода и количестве используемых светодиодов рассчитаны требуемая входная и максимальная выходная мощности светодиодной лампы: 570 Вт при низком и 510 Вт при высоком входном токе соответственно. Выходная мощность достигает 239 Вт при низком и 164 Вт при высоком токе (рис. 4). Высокая мощность при низком токе светодиодов достигается за счет большего количества светодиодов и их высокого КПД при низком токе. Кроме того, множество светодиодов уменьшает влияние отказа отдельных элементов на эффективность, но может усложнить процесс отвода избыточного тепла.

Мощность света, достигающего панели СБ при симметричном отражателе, составляет 219 Вт при низком и 150 Вт при высоком входном токе, в то время как при асимметричном отражателе данная мощность увеличивается до 239 и 164 Вт соответственно. Повышение мощности при функционировании асимметричного отражателя объясняется отсутствием блокировки лучей

Поскольку $\eta_{\text{пр}} = 19\%$ [25] и $\eta_{\text{ст}} = 59\%$, мощность, генерируемая панелью СБ при симметричном отражателе, достигает 24 и 16 Вт при низком и высоком токе соответственно, а при асимметричном отражателе — 26 и 18 Вт соответственно (рис. 5).

Расчет входного тока в аккумуляторе ПС показывает, что при симметричном отражателе с низким током светодиодов входной ток составляет 0,83 А, а при симметричном отражателе с высоким током — 0,57 А. При асимметричном отражателе эти значения увеличиваются до 0,9 А и 0,63 А соответственно (рис. 6).

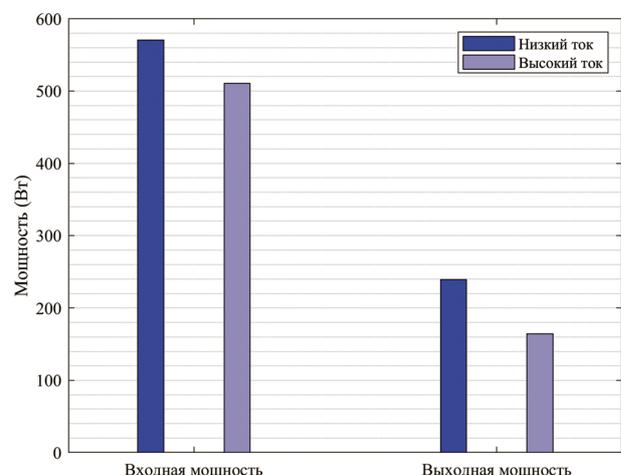


Рис. 4. Входная и выходная мощности светодиодной лампы

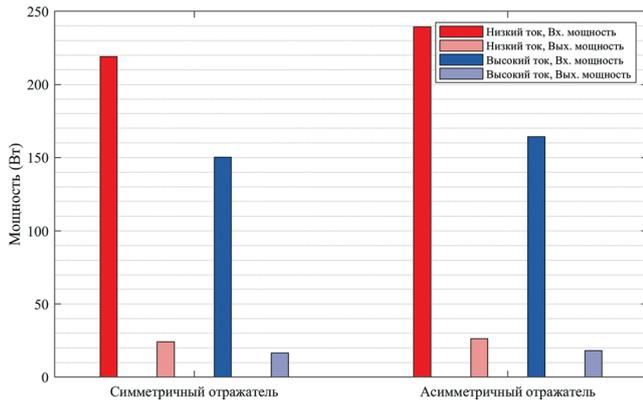


Рис. 5. Входная и выходная мощности солнечной панели

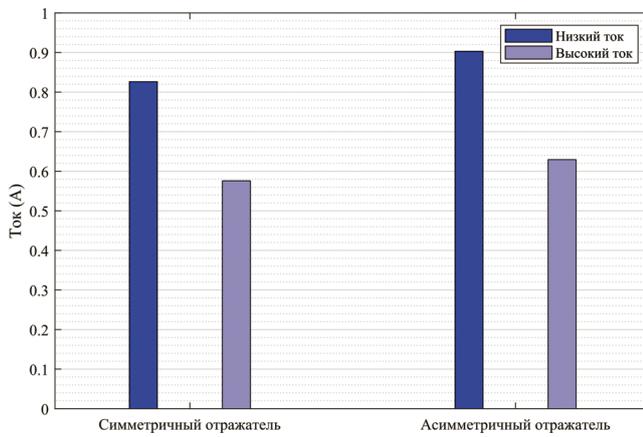


Рис. 6. Входные токи в аккумуляторе пассивного спутника

Скорости подзарядки аккумулятора ПС, полученные из формулы (2) при разных конфигурациях без учета вращения ПС, демонстрируют, что использование асимметричного отражателя и светодиодов с низким входным током обеспечивает подзарядку за 40 мин, тогда как симметричный отражатель и светодиоды с высоким током увеличивают время подзарядки до 63 мин. Аналогично, скорость разрядки аккумулятора АС составляет в 10,5 А/ч.

5.2 Сценарий подзарядки с учетом вращения пассивного спутника

На рис. 7 показано изменение освещенности панелей СБ и угла падения лучей при вращении ПС. При этом требуется 600 мин для возврата к начальной ориентации. При угле падения 0° освещенность максимальная, а при углах более 90° – нулевая.

Рис. 8 демонстрирует численные результаты подзарядки аккумулятора ПС с учетом его вращения, рассчитанные по формуле (3). Эффективность вариантов подзарядки аналогична таковой при отсутствии вращения ПС. Наблюдаются периоды прерывистой подзарядки из-за непопадания лучей света на панель СБ. Предполагается возможность

отключения лампы в такие моменты во избежание лишней разрядки аккумулятора АС.

Следует отметить увеличивающуюся с течением времени разницу в результатах между четырьмя вариантами, обусловленную различиями в скоростях подзарядки. К тому же цикл подзарядки (см. рис. 8), основанный на угловых скоростях ПС, повторяется каждые 600 мин, связывая конец одного цикла с началом следующего.

В табл. 1 представлены численные данные о времени и длительности в минутах и значениях подзарядки в миллиампер-часах для четырех вариантов системы светопередачи. Анализ показывает, что самый длительный период подзарядки начинается с 586-й минуты и длится до 14-й минуты нового цикла. При этом в варианте 3 (с низким входным током светодиодов и асимметричным отражателем)

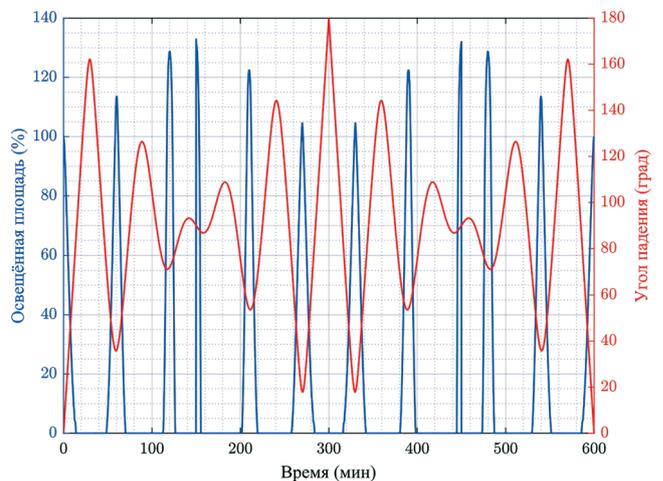


Рис. 7. Зависимость освещенной площади и угла падения лучей на солнечную панель пассивного спутника от времени за один полный цикл

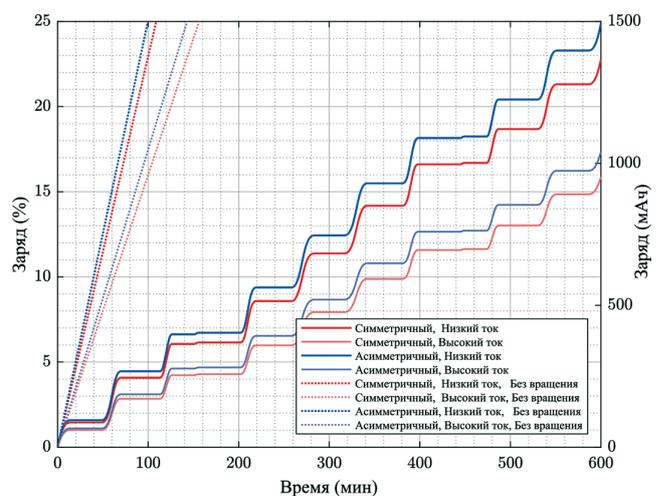


Рис. 8. Зависимость заряда аккумулятора пассивного спутника от времени в процессе подзарядки

Таблица 1

Данные о подзарядке аккумулятора пассивного спутника, мА · ч

Период, мин ≈	0–14	48–70	113–126	202–219	258–284	316–342	381–398	474–487	530–551	586–600
Длительность	13,983	21,633	13,550	17,570	25,800	25,790	17,430	13,620	21,500	14,020
Вариант 1 симметричный, низкий ток	86,680	157,780	119,130	145,940	167,890	167,890	145,930	119,100	157,800	86,900
Вариант 2 симметричный, высокий ток	60,414	109,970	83,030	101,720	117,010	117,010	101,710	83,040	109,960	60,580
Вариант 3 асимметричный, низкий ток	94,732	172,440	130,200	159,500	183,490	183,480	159,450	130,200	172,400	95,000
Вариант 4 асимметричный, высокий ток	66,026	120,180	90,740	111,170	127,880	127,890	111,150	90,740	120,170	66,190

зарядка составляет около 190 мА · ч. Пятый и шестой периоды подзарядки наиболее эффективны, длительность их около 25 мин, уровень зарядки примерно 183 мА · ч. Заметна симметричность периодов подзарядки: 5 и 6, 4 и 7, так как здесь имеют место близкие показатели.

В соответствии с данным табл. 1 предлагаются две стратегии подзарядки:

1. Подзарядка начинается с 0-й минуты цикла, когда световое пятно полностью на солнечной панели ПС. Вариант 3 наиболее эффективен: подзарядка до 10% за 73 мин при разрядке аккумулятора АС на 61%. Для этого АС должен поддерживать ориентацию и расстояние в течение 264 мин. Второй вариант, самый долгий – 120 мин, невозможен из-за полной разрядки аккумулятора АС, от которого требуется поддержание ориентации и расстояния в течение 382 мин.

2. Процесс подзарядки использует длительные периоды, при этом эффективность четырех вариантов близка к таковой в первой стратегии. Однако значительно различается длительность поддержки ориентации и расстояния АС, особенно в зависимости от начала ориентации ПС. Начиная с 0-й минуты его вращения необходимо длительное поддержание ориентации и расстояния, например в варианте 3 – 388 мин, а в варианте 2 – 487 мин. Определение ориентации ПС критично для начала процесса ориентации АС с первого длинного периода. В варианте 3 этот период стартует с 202-й минуты вращения ПС, позволяя сократить время поддержки ориентации и расстояния АС до 187 мин для варианта 3 и до 374 мин для варианта 2. Данные по стратегиям подзарядки аккумулятора ПС продемонстрированы в табл. 2, где все длительности указаны в минутах, а разрядка выражена в процентах.

Таблица 2

Данные по стратегиям подзарядки аккумулятора пассивного спутника

Стратегия	I			II			
	Длительность подзарядки	Разрядка аккумулятора активного спутника	Длительность поддержки ориентации и расстояния	Длительность подзарядки	Разрядка аккумулятора активного спутника	Длительность поддержки ориентации и расстояния с начала цикла вращения	Длительность поддержки ориентации и расстояния с начала определенного периода
Вариант 1	80,64	67,2	271,92	83,29	69,4	394,75	192,95
Вариант 2	120,18	100,15	382,48	113,18	94,32	486,62	373,85
Вариант 3	72,80	60,66	264,08	77,20	64,33	388,66	186,86
Вариант 4	109,48	91,23	333,12	104,82	87,35	478,26	365,49

Выводы

Рассмотрено решение задачи о реанимации пассивного спутника посредством направления света системой светопередачи, расположенной на борту активного спутника, на панели солнечных батарей пассивного спутника. Решаемая в работе задача – это подзарядка аккумулятора пассивного спутника на $600 \text{ mA} \cdot \text{ч}$ (10% от полной емкости). Предполагается, что пассивный спутник находится на высокоэллиптической орбите Марса с апоцентром в тени планеты, вследствие чего солнечные батареи спутника не могут получать солнечный свет. Система светопередачи включает аккумулятор, светодиодную лампу и параболический отражатель. Расчеты проведены для четырех вариантов системы: две конфигурации лампы (с низким и высоким током) и две конфигурации отражателя (симметричная и асимметричная), а также с учетом и без учета вращательного движения пассивного спутника относительно центра масс.

Исследование показало, что без учета вращения пассивного спутника в варианте 3 с низким током светодиодов и асимметричным отражателем обеспечивается быстрая подзарядка до 10% за 40 мин, аккумулятор активного спутника разряжается на 33%. При вращении пассивного спутника наблюдается цикличность его движения каждые 600 мин и прерывистость подзарядки с возможностью временного отключения питания. При вращении пассивного спутника предложены две стратегии подзарядки: в первой вариант 3 обеспечивает подзарядку до 10% за 73 мин с разрядом аккумулятора активного спутника на 61%. При этом ориентация и расстояние сохраняются в течение 264 мин. Во второй стратегии подзарядка занимает 77 мин с разрядом аккумулятора активного спутника на 64%. Во второй стратегии подзарядки время начала процесса ориентации значительно влияет на его длительность: в варианте 3 она составляет 389 мин при старте с 0-й мин цикла вращения пассивного спутника и 187 минут при старте с 202-й мин. Эта стратегия оказывается более эффективной в случае, когда не требуется поддержание ориентации с начала цикла.

В последующих исследованиях целесообразно сосредоточиться на управлении с учетом обеспечения заданного теплового режима в системе светопередачи, анализируя влияние тепла от лампы на эффективность системы и рассматривая методы теплового управления, такие как поверхности (излучающие тепло) и тепловые трубы, для оптимизации процесса подзарядки. Вторая стратегия подзарядки требует особого внимания к началу процесса, его влиянию на поддержание ориентации и расстояния между спутниками, а также к энергопотреблению

активного спутника, причем использование автономных методов, включая машинное обучение, может повысить эффективность. Также важно изучить энергетические затраты активного спутника и влияние возмущающих сил на них.

Список источников

1. *Eteng A.A., Rahim S.K.A., Leow C.Y.* et al. Low-power near-field magnetic wireless energy transfer links: A review of architectures and design approaches // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2017. Vol. 77, pp. 486–505. DOI: 10.1016/j.rser.2017.04.051
2. *Гридин В.Н., Квасников Л.А., Саввин В.Л., Смахтин А.П., Чуян П.К.* Беспроводная энергетика как основа создания глобальных энергетических систем // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 5. С. 87–91.
3. *Аликаев В.В., Егоров А.Н., Латышев Л.А., Семашко Н.Н.* Способ передачи энергии в вакууме. Патент RU 2 117 398 C1, 10.12.1998.
4. *Baraskar A., Chen H., Yoshimura Y.* et al. Verify the Wireless Power Transmission in Space using Satellite to Satellite System // *International Journal on Emerging Technologies*. 2021. Vol. 12. No. 2, pp. 110–118.
5. *Toyota H., Miyazawa Yu, Kanaya S.* et al. Development of Lithium-Ion Pouch Cell Using Stainless-Steel Laminated Film for JAXA's SLIM Lunar Lander // *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2023. Vol. 66. No. 6, pp. 199–208. DOI: 10.2322/tjsass.66.199
6. *Мансуров В.С., Московкин С.А., Ребров С.Г., Янчур С.В.* Результаты разработки и наземной отработки литий-ионной аккумуляторной батареи космического назначения // *Труды МАИ*. 2014. № 77. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=52967>
7. *Mendoza O., Bolay L.J., Horstmann B.* et al. Durability Analysis of the REIMEI Satellite Li-ion Batteries after more than 14 Years of Operation in Space // *Electrochemistry -Tokyo*. 2020. Vol. 88. No. 4. DOI: 10.5796/electrochemistry.20-00046
8. *Uno M., Ogawa K., Takeda Y.* et al. Development and on-orbit operation of lithium-ion pouch battery for small scientific satellite “REIMEI” // *Journal of Power Sources*. 2011. Vol. 196. No. 20, pp. 8755–8763. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2011.06.051
9. *Sone Y., Watanabe H., Tanaka K.* et al. Internal Impedance of the Lithium-Ion Secondary Cells Used for Reimei Satellite after the Eleven Years Operation in Space // *11th European Space Power Conference*. 2017. Vol. 16: 07005. DOI: 10.1051/e3sconf/20171607005
10. *Ye H., van Zeijl H., Sokolovskij R.* et al. Advanced LED package with temperature sensors and microfluidic cooling // *63rd Electronic Components and Technology Conference (28-31 May 2013; Las Vegas, NV, USA)*, pp. 1920–1925. DOI: 10.1109/ECTC.2013.6575840
11. *Li P., Zhao Y.B., Li H.J.* et al. Very high external quantum efficiency and wall-plug efficiency 527 nm InGaN green

- LEDs by MOCVD // *Optics Express*. 2018. Vol. 26. No. 25, pp. 33108–33115. DOI: 10.1364/OE.26.033108
12. Anand D.K., Hester R.B. Heat pipe applications for spacecraft thermal control. - Johns Hopkins Univ Tech Memo TG-922. 1967.
 13. Pearton S.J., Aitkaliyeva A., Xian M. et al. Review—Radiation Damage in Wide and Ultra-Wide Bandgap Semiconductors // *ECS Journal of Solid State Science and Technology*. 2021. Vol. 10. No. 5: 055008. DOI: 10.1149/2162-8777/abfc23
 14. Baba T., Hasbullah N.F., Saidin N.B. Degradation of InGaN LEDs by Proton Radiation // 8th International Conference on Business and Industrial Research (8-19 May 2023; Bangkok, Thailand), pp. 932–936. DOI: 10.1109/ICBIR57571.2023.10147696
 15. Bai W., Xuan T., Zhao H. et al. Perovskite Light-Emitting Diodes with an External Quantum Efficiency Exceeding 30% // *Advanced Materials*. 2023. Vol. 35. No. 39: 2302283. DOI: 10.1002/adma.202302283
 16. Song J., Wang O., Shen H. et al. Over 30% External Quantum Efficiency Light-Emitting Diodes by Engineering Quantum Dot-Assisted Energy Level Match for Hole Transport Layer // *Advanced Functional Materials*. 2019. Vol. 29. No. 33: 1808377. DOI: 10.1002/adfm.201808377
 17. Beucu C., Любимов В.В. Применение генетического алгоритма при моделировании дистанционной подзарядки аккумулятора пассивного спутника посредством световой системы маневренного спутника // XXVI Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Сборник трудов семинара (14–16 июня 2023; Самара). Самара: Изд-во Самарского университета, 2023. С. 14–21.
 18. Терлецкий Г.С., Зыков А.О., Тайгин В.Б. Анализ конструкций мембранных трансформируемых антенн космических аппаратов // *Космические аппараты и технологии*. 2022. Т. 6. № 3. С. 149–162. DOI: 10.26732/j.st.2022.3.01
 19. Schmid M., Andrae P., Manley P. Plasmonic and photonic scattering and near fields of nanoparticles // *Nanoscale Research Letters*. 2014. Vol. 9. No. 1: 50. DOI: 10.1186/1556-276X-9-50
 20. Muñoz-Acevedo A., Burgos S., Sierra-Castañer M. Performance comparison between serrated edge and rolled edge reflectors inside CATR facilities // 5th European Conference on Antennas and Propagation (11-15 April 2011; Rome, Italy).
 21. Papež N., Dallaev R., Țălu S., Kastyl J. Overview of the Current State of Gallium Arsenide-Based Solar Cells // *Materials*. 2021. Vol. 14. No. 11, pp. 3075. DOI: 10.3390/ma14113075
 22. Yamaguchi M., Takamoto T., Araki K., Kojima N. Recent results for concentrator photovoltaics in Japan // *Japanese Journal of Applied Physics*. 2016. Vol. 55. No. 4S: 04EA05. DOI: 10.7567/JJAP.55.04EA05
 23. Geisz J.F., France R.M., Schulte K.L. et al. Six-junction III–V solar cells with 47.1% conversion efficiency under 143Suns concentration // *Nature Energy*. 2020. Vol. 5. No. 4, pp. 326–335. DOI: 10.1038/s41560-020-0598-5
 24. Maalouf A., Okoroafor T., Jehl Z. et al. A comprehensive review on life cycle assessment of commercial and emerging thin-film solar cell systems // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2023. Vol. 186. No. 2: 113652. DOI: 10.1016/j.rser.2023.113652
 25. Pan X., Ju X., Yuan M. et al. Energy tracing of solar cells for spectral-beam-splitting photovoltaic/thermal (PVT) systems // *Applied Energy*. 2023. Vol. 345: 121320. DOI: 10.1016/j.apenergy.2023.121320
 26. Veisi S., Lyubimov V.V. Utilizing A Genetic Algorithm for Optimization of Two-Impulse Rendezvous Maneuvers Between Spacecraft in the Martian Orbit // *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines* (14–15 November 2023; Omsk, Russian Federation). 2023. DOI: 10.1109/Dynamics60586.2023.10349672
 27. de Soto W., Klein S.A., Beckman W.A. Improvement and validation of a model for photovoltaic array performance // *Solar Energy*. 2006. Vol. 80. No. 1, pp. 78–88. DOI: 10.1016/j.solener.2005.06.010

References

1. Eteng A.A., Rahim S.K.A., Leow C.Y. et al. Low-power near-field magnetic wireless energy transfer links: A review of architectures and design approaches. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2017, vol. 77, pp. 486–505. DOI: 10.1016/j.rser.2017.04.051
2. Gridin V.N., Kvasnikov L.A., Sawin V.L., Smakhtin A.P., Chuyan R.K. Wireless power engineering as a basis for development of global power networks. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 87–91.
3. Alikae V.V., Egorov A.N., Latyshev L.A., Semashko N.N. *Patent RU 2117398 C1*, 10.12.1998.
4. Baraskar A., Chen H., Yoshimura Y. et al. Verify the Wireless Power Transmission in Space using Satellite to Satellite System. *International Journal on Emerging Technologies*, 2021, vol. 12, no. 2, pp. 110–118.
5. Toyota H., Miyazawa Yu, Kanaya S. et al. Development of Lithium-Ion Pouch Cell Using Stainless-Steel Laminated Film for JAXA’s SLIM Lunar Lander. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2023, vol. 66, no. 6, pp. 199–208. DOI: 10.2322/tjsass.66.199
6. Mansurov V.S., Moskovkin S.A., Rebrov S.G., Yanchur S.V. *Trudy MAI*, 2014, no. 77. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=52967>
7. Mendoza O., Bolay L.J., Horstmann B. et al. Durability Analysis of the REIMEI Satellite Li-ion Batteries after more than 14 Years of Operation in Space. *Electrochemistry*, 2020, vol. 88, no. 4. DOI: 10.5796/electrochemistry.20-00046
8. Uno M., Ogawa K., Takeda Y. et al. Development and on-orbit operation of lithium-ion pouch battery for small scientific satellite “REIMEI”. *Journal of Power Sources*,

- 2011, vol. 196, no. 20, pp. 8755–8763. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2011.06.051
9. Sone Y., Watanabe H., Tanaka K. et al. Internal Impedance of the Lithium-Ion Secondary Cells Used for Reimei Satellite after the Eleven Years Operation in Space. *11th European Space Power Conference*, 2017, vol. 16: 07005. DOI: 10.1051/e3sconf/20171607005
 10. Ye H., van Zeijl H., Sokolovskij R. et al. Advanced LED package with temperature sensors and microfluidic cooling. *63rd Electronic Components and Technology Conference (28-31 May 2013; Las Vegas, NV, USA)*, pp. 1920–1925. DOI: 10.1109/ECTC.2013.6575840
 11. Li P., Zhao Y.B., Li H.J. et al. Very high external quantum efficiency and wall-plug efficiency 527 nm InGaN green LEDs by MOCVD. *Optics Express*, 2018, vol. 26, no. 25, pp. 33108–33115. DOI: 10.1364/OE.26.033108
 12. Anand D.K., Hester R.B. *Heat pipe applications for spacecraft thermal control*. Johns Hopkins Univ Tech Memo TG-922, 1967.
 13. Pearton S.J., Aitkaliyeva A., Xian M. et al. Review—Radiation Damage in Wide and Ultra-Wide Bandgap Semiconductors. *ECS Journal of Solid State Science and Technology*, 2021, vol. 10, no. 5: 055008. DOI: 10.1149/2162-8777/abfc23
 14. Baba T., Hasbullah N.F., Saidin N.B. Degradation of InGaN LEDs by Proton Radiation. *8th International Conference on Business and Industrial Research (8-19 May 2023; Bangkok, Thailand)*, pp. 932–936. DOI: 10.1109/ICBIR57571.2023.10147696
 15. Bai W., Xuan T., Zhao H. et al. Perovskite Light-Emitting Diodes with an External Quantum Efficiency Exceeding 30%. *Advanced Materials*, 2023, vol. 35, no. 39: 2302283. DOI: 10.1002/adma.202302283
 16. Song J., Wang O., Shen H. et al. Over 30% External Quantum Efficiency Light-Emitting Diodes by Engineering Quantum Dot-Assisted Energy Level Match for Hole Transport Layer. *Advanced Functional Materials*, 2019, vol. 29, no. 33: 1808377. DOI: 10.1002/adfm.201808377
 17. Veisi S., Lyubimov V.V. *Materialy XXVI Vserossiiskogo seminaru po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatel'nykh apparatov (14-16 June 2023; Samara)*. Samara, Samarskii Universitet, 2023, pp. 14–21.
 18. Terletskii G.S., Zykov A.O., Taigin V.B. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*, 2022, vol. 6, no. 3, pp. 149–162. DOI: 10.26732/j.st.2022.3.01
 19. Schmid M., Andrae P., Manley P. Plasmonic and photonic scattering and near fields of nanoparticles. *Nanoscale Research Letters*, 2014, vol. 9, no. 1: 50. DOI: 10.1186/1556-276X-9-50
 20. Muñoz-Acevedo A., Burgos S., Sierra-Castañer M. Performance comparison between serrated edge and rolled edge reflectors inside CATR facilities. *5th European Conference on Antennas and Propagation (11-15 April 2011; Rome, Italy)*.
 21. Papež N., Dallaev R., Țălu S., Kastyl J. Overview of the Current State of Gallium Arsenide-Based Solar Cells. *Materials*, 2021, vol. 14, no. 11: 3075. DOI: 10.3390/ma14113075
 22. Yamaguchi M., Takamoto T., Araki K., Kojima N. Recent results for concentrator photovoltaics in Japan. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2016, vol. 55, no. 4S: 04EA05. DOI: 10.7567/JJAP.55.04EA05
 23. Geisz J.F., France R.M., Schulte K.L. et al. Six-junction III–V solar cells with 47.1% conversion efficiency under 143 Suns concentration. *Nature Energy*, 2020, vol. 5, no. 4, pp. 326–335. DOI: 10.1038/s41560-020-0598-5
 24. Maalouf A., Okoroafor T., Jehl Z. et al. A comprehensive review on life cycle assessment of commercial and emerging thin-film solar cell systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2023, vol. 186, no. 2: 113652. DOI: 10.1016/j.rser.2023.113652
 25. Pan X., Ju X., Yuan M. et al. Energy tracing of solar cells for spectral-beam-splitting photovoltaic/thermal (PVT) systems. *Applied Energy*, 2023, vol. 345: 121320. DOI: 10.1016/j.apenergy.2023.121320
 26. Veisi S., Lyubimov V.V. Utilizing A Genetic Algorithm for Optimization of Two-Impulse Rendezvous Maneuvers Between Spacecraft in the Martian Orbit. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (14-15 November 2023; Omsk, Russian Federation)*. DOI: 10.1109/Dynamics60586.2023.10349672
 27. de Soto W., Klein S.A., Beckman W.A. Improvement and validation of a model for photovoltaic array performance. *Solar Energy*, 2006, vol. 80, no. 1, pp. 78–88. DOI: 10.1016/j.solener.2005.06.010

Статья поступила в редакцию 03.08.2023; одобрена после рецензирования 04.03.2024; принята к публикации 06.03.2024.
The article was submitted on 03.08.2023; approved after reviewing on 04.03.2024; accepted for publication on 06.03.2024.