

Научная статья

УДК 629.78

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188038>

EDN: <https://www.elibrary.ru/YRBBHR>



## Каркас оболочечного типа для солнечной батареи малых космических аппаратов

Павел Николаевич Максимов<sup>1✉</sup>, Вадим Евгеньевич Ануфриенко<sup>2</sup>, Федор Константинович Синьковский<sup>3</sup>,  
Валентин Николаевич Максимов<sup>4</sup>

<sup>1, 2, 3, 4</sup> «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева,  
Красноярский край, Железнодорожный, Российская Федерация

<sup>1, 4</sup> Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева,  
Сибирский федеральный округ, Красноярский край, Красноярск, Российская Федерация

<sup>1</sup> 1528d@mail.ru✉, ORCID 0009-0004-6637-1442

<sup>2</sup> anufrienkove@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup> sfk@iss-reshetnev.ru. ORCID 0009-0003-5187-0874

<sup>4</sup> 1928d@mail.ru, ORCID 0009-0003-5187-0874

**Аннотация.** Представлена силовая конструкция солнечной батареи малого космического аппарата, разработанная в АО «Решетнёв». Проектируемая конструкция отвечает требованиям технологичности применительно к поточному производству. Реализован расчет конечно-элементной модели, позволяющий оценить предварительные жесткостно-прочностные характеристики силовой конструкции, а также проанализировать динамические параметры. Проведен комплекс испытаний, подтверждающих расчетные значения и эффективность предлагаемой конструкции.

**Ключевые слова:** силовая конструкция солнечной батареи, каркас оболочечного типа, поточное производство космических аппаратов, изготовление малых космических аппаратов

**Для цитирования:** Максимов П.Н., Ануфриенко В.Е., Синьковский Ф.К., Максимов В.Н. Каркас оболочечного типа для солнечной батареи малых космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 75–82. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188038>

Original article

## The Shell-Type Frame for the Small Spacecraft Solar Battery

Pavel N. Maksimov<sup>1✉</sup>, Vadim E. Anufrienko<sup>2</sup>, Fedor K. Sin'kovskii<sup>3</sup>, Valentin N. Maksimov<sup>4</sup>

<sup>1, 2, 3, 4</sup> “Information Satellite Systems” named after academician M.F. Reshetnev, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk, Russian Federation

<sup>1, 4</sup> Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk region, Krasnoyarsk, Russian Federation

<sup>1</sup> 1528d@mail.ru✉, ORCID 0009-0004-6637-1442

<sup>2</sup> anufrienkove@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup> sfk@iss-reshetnev.ru. ORCID 0009-0003-5187-0874

<sup>4</sup> 1928d@mail.ru, ORCID 0009-0003-5187-0874

### Abstract

The article presents the development and appraisal of a shell-type load-bearing structure for a solar battery intended for small spacecraft. The basic requirement for this work consisted in creating a frame that would meet the strict rigidity, strength, and weight requirements, as well as be suitable for a large-scale assembly production and ensure efficient heat dissipation.

The growing application of the small spacecraft in modern space missions requires not only the lightweight and compactness of the power supply systems, but their technological adaptability for mass production as well. Analysis of traditional energy sources such as regenerative fuel cells and nuclear generators reveals such limitations as complexity, mass and safety, which makes solar panels the most preferable for the small spacecraft. Besides, a review of the existing solar cell designs, such as rigid (honeycomb panels), semi-rigid (tubular frames with stretched substrates), and flexible, reveals their unsuitability for the solar cells mass production due to their considerable weight, manufacturing complexity, or low efficiency. To fill this gap, a new rigid shell-type frame is being proposed. The developed frame consists of two polymer composite shells connected by the curved stiffeners. The front shell ensures a flat surface for automatic installation of the photovoltaic modules, and the design makes provision for the through-holes for temperature control, local carbon fiber reinforcements and a special contour for the rigidity enhancing. The inset elements are being used for integration with the spacecraft. The design philosophy is based on the principle of adaptability, minimizing the number of parts and complexity of assembly.

The finite element model (FEM) in the special software was used for the preliminary structural analysis. Static load tests in the contour and cantilever circuits have confirmed that the design meets the rigidity and strength requirements, and the safety factor exceeds 1.5. Modes analysis revealed that the natural frequency exceeds 30 Hz, which meets the dynamic reliability requirements.

The prototype was fabricated by the manual laying. Its weight of 620 grams ( $0.87 \text{ kg/m}^2$ ) was 12.7% higher than the computed one. The excess weight over the computed one may be explained by insufficient removal of the excess resin during molding. This is being evidenced by the shell local thickening at the interface of the surfaces. The results of static tests confirmed meeting of the rigidity-and-strength requirements imposed on the frame.

Finally, the developed shell-type frame is a viable solution for the small spacecraft solar panels that meet the key mechanical and dynamic requirements. Its design is inherently suitable for the automated large-scale production with appropriate production capabilities.

**Keywords:** solar battery load-bearing structure, shell-type frame, spacecraft mass production, small spacecraft manufacturing

**For citation:** Maksimov P.N., Anufrienko V.E., Sin'kovskii F.K., Maksimov V.N. The Shell-Type Frame for the Small Spacecraft Solar Battery. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):75-82. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188038>

### List of Figures

Fig. 1. The frame general view

Fig. 2. The frame rib cross section

Fig. 3. The frame frontal view

Fig. 4. The general view of binders and local reinforcements in the shells structure: a – frontal shell; b – rear shell

Fig. 5. General view of the finite element model

Fig. 6. Schemes of loading: a – loading over the contour; b – cantilever lloading; c – cantilever loading (inverted)

Fig. 7. Mode of the frame

Fig. 8. The frame manufacturing

Fig. 9. The frame sample general view

### List of Tables

Table 1. Solar array frames manufactured by the JSC “Reshetnev”

Table 2. Finite model computation results

Table 3. Static test results

## Введение

Активное применение в современных космических миссиях малых космических аппаратов (МКА) выдвинуло новые требования к системам энергоснабжения — к их массово-габаритным характеристикам и к возможности их поточного производства.

В качестве источника энергии на космических аппаратах наиболее широко используются батареи солнечные (БС). Это обусловливается рядом их достоинств:

- в сравнении с химическими источниками энергии у них преимущества в показателях удельной емкости и стоимости, поскольку они не нуждаются в дорогостоящих катализаторах, не требуют герметичности и дополнительных источников энергии [1, 2, 3];

- в сравнении с ядерными источниками энергии БС более безопасны и обладают лучшими удельными характеристиками [4, 5, 6].

К основным недостаткам БС относят: зависимость производительности БС от угла падения света на поверхность фотопреобразователей (ФП), снижение коэффициента полезного действия при запылении и деградации фотоэлементов. Но использование систем ориентации [7, 8], отказ от пироустройств [9] и разработка современных фотоэлементов [10, 11] снижают негативное влияние данных эффектов.

В целях получения необходимой площади фотогенерирующей части ФП в большинстве случаев размещаются на элементах механического устройства (МУ) БС [9], которое обеспечивает требуемую конфигурацию БС в транспортном и рабочем положениях, перевод БС между данными положениями и восприятие механических нагрузок. В силу значительных габаритных размеров элементов МУ БС предъявляются жесткие требования к их массе и механическим характеристикам. Конструкции, выполненные с соблюдением этих требований, как правило, плохо приспособлены для поточной сборки в составе МКА.

Целью данной работы является разработка каркаса БС, удовлетворяющего жесткостно-прочностным требованиям и требованиям к массе и пригодного для поточной сборки в составе МКА.

## Обзор существующих конструкции каркасов БС

Классифицируя по силовой схеме, всю совокупность БС можно разделить на следующие основные категории [9, 12]: БС с жесткой, полужесткой и гибкой подложками. БС с жесткой подложкой представляет собой конструкцию, состоящую из двух оболочек, соединенных между собой алюминиевым [13] или композиционным [14] сотовым

заполнителем. Фотоэлектрические преобразователи устанавливаются на одну из оболочек. Данный вариант конструкции характеризуется высокими жесткостными и прочностными характеристиками, высокой удельной массой, ухудшенными условиями теплового режима ФП, а также общей трудоемкостью производства. Также следует упомянуть, что данный вариант конструкции делает возможным модульную сборку солнечных батарей, в том числе в космическом пространстве [15].

Полужесткая подложка представляет собой раму, выполненную из углепластиковых труб круглого или треугольного сечения [16, 17]. На раму, в свою очередь, устанавливается с заданным натяжением пленочная [18] или струнная [9] подложка, на которую и устанавливается ФП. Данный вариант обладает лучшими массовыми характеристиками и упрощает отведение тепла от ФП. При этом установка подложки на раму и последующая установка ФП на подложку плохо поддаются автоматизации, что делает такой каркас непригодным для поточного производства.

БС с гибкой подложкой представляют собой конструкцию в виде компактно уложенной пленки с размещенными на ней ФП и механизма разворачивания и натяжения. Данный вариант каркаса обладает наилучшими удельными массовыми характеристиками, но требует сложной системы раскрытия [9]. Кроме того, БС с гибкой подложкой зачастую оснащаются ФП на основе аморфного кремния, который хоть и отличается низкой стоимостью, но обладает малым КПД [19, 20], что требует значительного увеличения площади поверхности БС. В совокупности это усложняет использование БС на гибкой подложке в составе МКА.

В табл. 1 представлена удельная масса силовых конструкций БС производства АО «Решетнёв».

Таким образом, ни один из используемых в космической отрасли каркасов БС не подходит для массового производства МКА. Для решения поставленной задачи предлагается применять жесткий каркас оболочечного типа.

Таблица 1. Каркасы батареи солнечной производства АО «Решетнёв»

| Вариант каркаса                                                    | Удельная масса, кг/м <sup>2</sup> |
|--------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|
| Сотопанель с углепластиковыми обшивками и алюминиевым заполнителем | 1,84                              |
| Рама из углепластиковых труб с подложкой из сетеполотна            | 1,36                              |
| Рама из углепластиковых труб со струнной подложкой                 | 0,95                              |
| Гибкая подложка                                                    | 0,70                              |

### Описание конструкции каркаса

Общий вид каркаса показан на рис. 1. Основой конструкции являются две оболочки, выполненные из полимерного композиционного материала. Каждая оболочка представляет собой единую деталь, имеющую ребра с отгибами. Поверхности отгибов каждой оболочки лежат в одной плоскости. Оболочки соединены между собой в зоне отгиба ребер, благодаря чему формируются замкнутые силовые элементы каркаса (рис. 2). Толщина каркаса составляет 0,01 м и определяется главным образом высотой ребер оболочек. Помимо оболочек, в состав конструкции входят также закладные элементы, предназначенные для восприятия каркасом точечных нагрузок.



Рис. 1. Общий вид каркаса

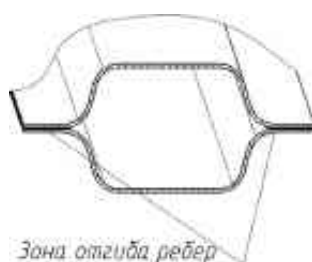


Рис. 2. Сечение ребра каркаса

Соединение оболочек между собой и с закладными элементами осуществляется посредством склеивания. В перспективе, при изготовлении оболочек из композиционного материала на основе термопластичного связующего, возможно применение автоматизированной сварки, в частности ультразвуковой.

Фронтальная оболочка каркаса имеет плоскую поверхность, пригодную для автоматизированной установки ФП с использованием клея. Плоская поверхность также упрощает подготовку к склеиванию для обеспечения адгезии — обезжиривание, механическая обработка могут быть автоматизированы. Также возможно применение лазерной обработки поверхности [21, 22]. ФП устанавливаются на всю поверхность оболочки, за исключением специализированных запретных зон, в которых

располагаются механические интерфейсы каркаса (рис. 3). Для отведения тепла от ФП предусмотрены сквозные отверстия, конфигурация которых определяется минимальной площадью, необходимой для установки ФП.

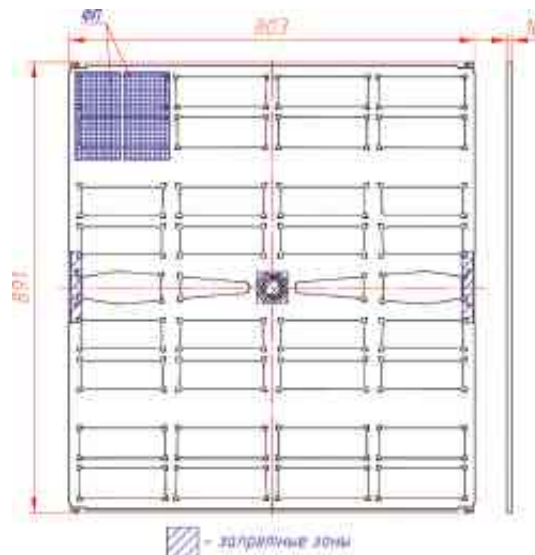


Рис. 3. Фронтальный вид каркаса

Сечение и расположение силовых элементов определяются размером и расположением ФП, а также требованиями к жесткостно-прочностным характеристикам каркаса и технологическими ограничениями. В конструкцию оболочек были внедрены отдельные углеродные жгуты и локальные усиления вдоль наиболее нагруженных силовых элементов (рис. 4).

Для установки каркаса в МУ БС предусмотрены закладные элементы (см. рис. 1), которые изготовлены из композиционных материалов, за исключением центрального элемента, выполненного из алюминиевого сплава.

Оболочечная конструкция каркаса позволяет снизить трудоемкость изготовления БС благодаря

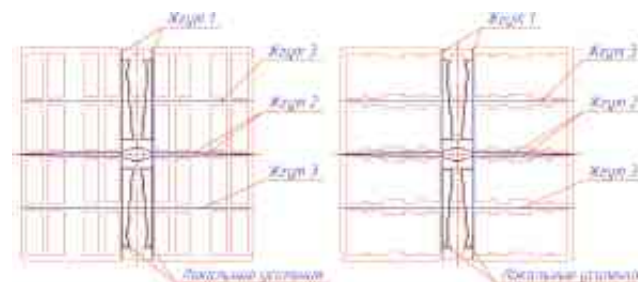


Рис. 4. Общий вид жгутов и локальных усилений в конструкции оболочек:  
а — фронтальная оболочка;  
б — тыльная оболочка

малому количеству деталей (13 деталей в представленной конструкции, включая две оболочки) и сокращению количества и продолжительности сборочных операций.

Расчет напряженно-деформированного состояния

Для расчета напряженно-деформированного состояния панелей БС часто применяется метод конечных элементов [23, 24]. В нашем случае предварительная оценка жесткостно-прочностных характеристик каркаса проводилась в специальном программном обеспечении (ПО) с использованием модуля моделирования изделий из композитных материалов. Общий вид конечно-элементной модели (КЭМ) представлен на рис. 5.

В качестве схем нагружения выбраны схемы, продемонстрированные на рис. 6. Выбор данных



Рис. 5. Общий вид конечно-элементной модели

схем обуславливается нагрузками *P*, которые воспринимает каркас на участке вывода и при раскрытии крыла БС.

Результаты расчета и значения нагрузок представлены в табл. 2.

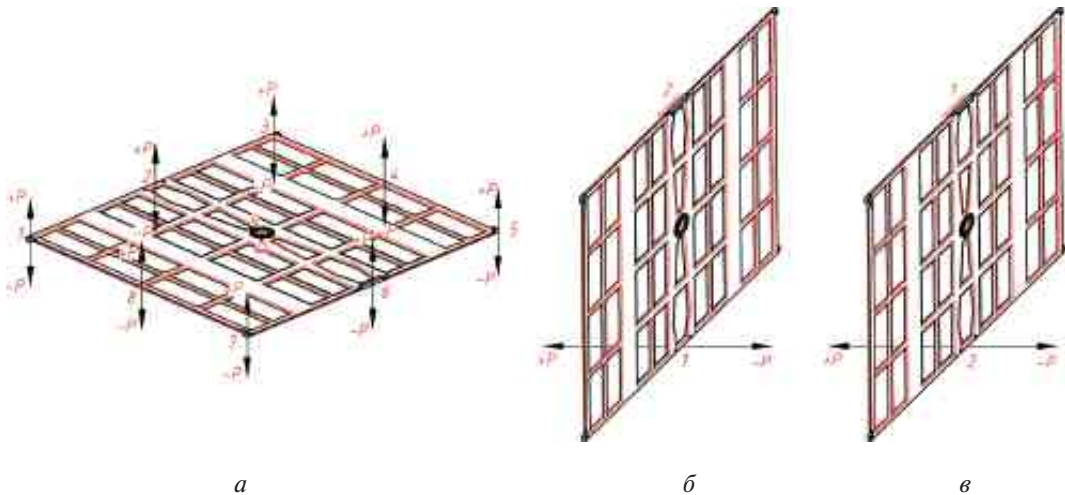


Рис. 6. Схемы нагружения: *a* – нагружение по контуру, *б* – консольное нагружение, *в* – консольное нагружение (перевернутое), где *P*–нагрузка

Таблица 2. Результаты расчета конечно-элементной модели

| Схема испытания | Номер точки | Нагрузка, Н | Перемещение, м               |                     | Минимальный коэффициент запаса прочности |
|-----------------|-------------|-------------|------------------------------|---------------------|------------------------------------------|
|                 |             |             | Расчетное значение для +P/–P | Допустимое значение |                                          |
| <i>a</i>        | 1           | 6,4         | 0,00831/0,00831              | 0,018               | 2,7                                      |
|                 | 2           | 29,5        | 0,00518/0,00524              | 0,011               |                                          |
|                 | 3           | 6,4         | 0,00843/0,00852              | 0,018               |                                          |
|                 | 4           | 20,8        | 0,00798/0,00798              | 0,013               |                                          |
|                 | 5           | 6,4         | 0,00831/0,00829              | 0,018               |                                          |
|                 | 6           | 29,5        | 0,00523/0,00517              | 0,011               |                                          |
|                 | 7           | 6,4         | 0,00843/0,00846              | 0,018               |                                          |
|                 | 8           | 20,8        | 0,00804/0,00801              | 0,013               |                                          |
| <i>б</i>        | 1           | 65          | 0,07471/0,07471              | –                   | 1,5                                      |
| <i>в</i>        | 2           | 65          | 0,07492/0,07492              | –                   | 1,5                                      |

По результатам математического моделирования была рассчитана собственная частота конструкции. При подготовке расчетной модели была учтена масса ФП (1,5 кг), распределенная по поверхности каркаса, а также сосредоточенные массы шарнирных узлов (0,3 кг). В результате расчета первая собственная частота составила  $42,41 \text{ с}^{-1}$ , что соответствует требованиям по динамической надежности, в соответствии с которыми собственная частота каркаса не должна быть меньше  $30 \text{ с}^{-1}$ .

На рис. 7 показана первая мода каркаса крыла БС при фиксации за точки 1, 2, 3, 5, 6, 7, 9, указанные на рис. 6,а.

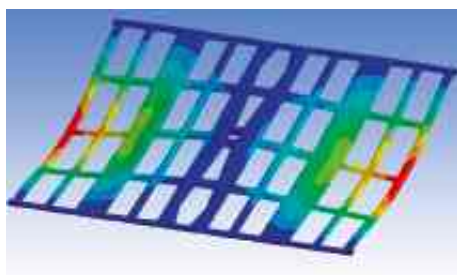


Рис. 7. Мода каркаса

Анализ математического моделирования первой моды собственной частоты каркаса крыла БС показал обеспечение основных жесткостно-прочностных параметров.

#### Изготовление опытного образца каркаса

Оболочки каркаса были изготовлены из препрега методом вакуумного формования с отверждением в автоклаве. Процесс выкладки препрега на оснастку и полимеризованное изделие показаны на рис. 8. После полимеризации оболочки были подвергнуты механической обработке.

На рис. 9 представлен общий вид готового каркаса.

Фактическая масса образца составила 0,62 кг ( $0,87 \text{ кг/м}^2$ ), что на 12,7% больше расчетного значения. Превышение массы над расчетной можно



Рис. 9. Общий вид образца каркаса

объяснить неполным удалением излишков смолы при формовании. Об этом свидетельствуют местные утолщения оболочки в местах сопряжения поверхностей. На данном этапе отработки конструкции было решено пренебречь отклонением массы, так как уменьшить излишки смолы возможно лишь при изменении технологии изготовления. Это потребует изготовления дорогостоящей оснастки, что нецелесообразно при изготовлении единичных отработочных образцов.

#### Проведение статических испытаний

Статические испытания готового образца проводились по схемам, изображенным на рис. 6. Результаты испытаний приведены в табл. 3.

Результаты статических испытаний подтвердили удовлетворение жесткостно-прочностных требований, предъявляемых к каркасу.

#### Выводы

Разработанная конструкция каркаса отвечает жесткостно-прочностным требованиям, что подтвердилось экспериментально в ходе статических испытаний (см. табл. 3).

Удельная масса каркаса составила  $0,87 \text{ кг/м}^2$ , что сравнимо с удельной массой полужестких каркасов.



Рис. 8. Изготовление каркаса

Таблица 3. Результаты статических испытаний

| Схема испытания | Номер точки | Перемещение, м               |                                |                     | Отклонение от расчетного значения, % |
|-----------------|-------------|------------------------------|--------------------------------|---------------------|--------------------------------------|
|                 |             | Расчетное значение для +Р/–Р | Фактическое значение для +Р/–Р | Допустимое значение |                                      |
| а               | 1           | 0,00831/0,00831              | 0,010/0,010                    | 0,018               | 20,3/20,3                            |
|                 | 2           | 0,00518/0,00524              | 0,005/0,006                    | 0,011               | 3,5/14,5                             |
|                 | 3           | 0,00843/0,00852              | 0,008/0,009                    | 0,018               | 5,1/6,7                              |
|                 | 4           | 0,00798/0,00798              | 0,008/0,007                    | 0,013               | 0,2/12,2                             |
|                 | 5           | 0,00831/0,00829              | 0,013/0,008                    | 0,018               | 56,4/3,5                             |
|                 | 6           | 0,00523/0,00517              | 0,005/0,004                    | 0,011               | 4,4/22,6                             |
|                 | 7           | 0,00843/0,00846              | 0,009/0,009                    | 0,018               | 6,8/6,4                              |
|                 | 8           | 0,00804/0,00801              | 0,008/0,009                    | 0,013               | 0,5/12,3                             |
| б               | 1           | 0,07471/0,07471              | 0,070/0,075                    | —                   | 6,3/0,4                              |
| в               | h           | 0,07492/0,07492              | 0,075/0,065                    | —                   | 0,1/13,2                             |

Этот показатель может быть улучшен при дальнейшей проработке конструкции каркаса и технологии его изготовления.

Результаты работы свидетельствуют о возможности применения каркасов оболочечного типа в составе МКА при поточном производстве.

#### Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

#### Список источников / References

1. Pu Z, Zhang G, Hassanpour A, et al. Regenerative fuel cells: Recent progress, challenges, perspectives and their applications for space energy system. *Applied Energy*. 2021;283(50):116376. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.116376
2. Brinkert K, Mandin P. Fundamentals and future applications of electrochemical energy conversion in space. *NPJ Microgravity*. 2022;8(1):52. DOI: 10.1038/s41526-022-00242-3
3. Qasem NAA, Abdulrahman GAQ. A recent comprehensive review of fuel cells: history, types, and applications. *International Journal of Energy Research*. 2024;2024(1):7271748. DOI: 10.1155/2024/7271748
4. Bennett G, Lombardo JJ, Hemler R, et al. Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator. *4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC; June 26–29, 2006; San Diego, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-4096
5. Peakman A, Lindley B. A review of nuclear electric fission space reactor technologies for achieving high-power output and operating with HALEU fuel. *Progress in Nuclear Energy*. 2023;163(1–4):104815. DOI: 10.1016/j.pnucene.2023.104815
6. Voss SS. TOPAZ II System Description. *III International Conference on Engineering, Construction, and Operations in Space (May 31 – June 4, 1992; Denver, Colorado)*. DOI: 10.13140/RG.2.2.17579.34082
7. Казанцев З.А., Ерошенко А.М., Бабкина Л.А., и др. Анализ конструкций солнечных батарей космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 3(37). С. 121–136. DOI: 10.26732/j.st.2021.3.01  
Kazantsev ZA, Eroshenko AM, Babkina LA, et al. Analysis of design of spacecraft solar. *Spacecraft & Technologies*. 2021;5(3):121–136. (In Russ.).
8. Безняков А.М., Власов В.А., Маленин Е.Н. Построение роботизированной системы ориентации солнечной батареи для малого космического аппарата // Вестник СамГАУ. 2015. Т. 14. № 1. С. 9–17. DOI: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-9-17  
Beznyakov AM, Vlasov VA, Malenin EN. Development of a solar battery orientation robot system for small spacecraft. *Vestnik SaMGU*. 2015;14(1):9–17. (In Russ.).
9. Yue H, Yang Y, Lu Y, et al. Research Progress of Space Non-Pyrotechnic Low-Shock Connection and Separation Technology (SNLT): A Review. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021;35(11):113–154. DOI: 10.1016/j.cja.2021.07.001
10. Скачков А.Ф. Физико-технологические основы создания трехкаскадных фотопреобразователей GaInP/GaAs/Ge с повышенной радиационной стойкостью: Дисс. ... канд. техн. наук. Краснодар: ЮРГПУ (НПИ) им. М.И. Платова, 2020. 154 с.  
Skachkov AF. *Physico-technological foundations of the creation of three-stage GaInP/GaAs/Ge photoconverters with increased radiation resistance*. PhD thesis. Krasnodar: YuRSPU (NPI) named after MI. Platov; 2020. 154 p. (In Russ.).

11. Последние достижения в области технологий МКА. Технический отчет NASA/TP—2022—0018058. Виртуальный институт МКА, Исследовательский центр Эймса, Моффетт-Филд, Калифорния, 2023. 408 с.  
*State-of-the-Art Small Spacecraft Technology*. Technical Report NASA/TP—2022—0018058, 2023. (In Russ.).
12. Рябцева М.В., Лебедев А.А., Наумова А.А. и др. Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 3(123): 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-3-2162  
Ryabtseva MV, Lebedev AA, Naumova AA, et al. Analysis of promising spacecraft solar cell designs. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2022(3):6. (In Russ.).
13. Ramayanti S, Budiantoro P. Design analysis of solar panel structure LAPAN-Constellation Satellite using finite element method. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2021;1041(1):012020. DOI: 10.1088/1757-899X/1041/1/012020
14. Дрондин А.В., Зернов О.Д., Янчур С.В. Способ изготовления ячеистого сотового заполнителя из композиционных материалов: Патент RU 2623781 C2. Бюлл. 19, 29.06.2017.  
Drondin AV, Zernov OD, Yanchur SV. *Manufacturing method of celled honeycomb filler from composite materials*. Patent RU 2623781 C2. Bull. 19, 29.06.2017. (In Russ.).
15. Ребров С.Г., Янчур С.В., Дрондин А.В. и др. Разработка концепции роботизированной сборки солнечных энергоустановок на орбите // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 201-211  
Rebrov SG, Yanchur SV, Drondin AV, et al. Developing the concept of solar energy units robotic assembly in orbit. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(1):201-211. (In Russ.).
16. Волков М.В., Двирный В.В. Каркас солнечной батареи из труб треугольного сечения // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 3(37). С. 160-165. DOI: 10.26732/j.st.2021.3.05  
Volkov MV, Dvirny VV. Solar battery frame made of pipes triangular cross-section. *Spacecrafts & Technologies*. 2021;5(3):160-165. (In Russ.).
17. Nesterov VA, Sukhanov AS, Sinkovsky FK, et al. Simulating a triangular tube of a spacecraft solar array. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019: 44046. DOI: 10.1088/1742-6596/1399/4/04404
18. Казьмин С.И., Финтисов А.И. Солнечная батарея. Патент RU 2187863 C2. Бюлл. №5, 20.02.2015.  
Kaz'min SI, Fintisov AI. *Solar battery*. Patent RU 2187863 C2. Bull. 5, 20.02.2015. (In Russ.).
19. Dallaev R, Pisarenko T, Papež N, et al. Overview of the Current State of Flexible Solar Panels and Photovoltaic Materials. *Materials*. 2023;16(17):5839. DOI: 10.3390/ma16175839
20. Maoz M, Abbas Z, Shah AB, et al. Recent Advances in Flexible Solar Cells; Materials, Fabrication, and Commercialization. *Sustainability*. 2025;17(5):1820. DOI: 10.3390/su17051820
21. Piscitelli F, de Palo R, Volpe A. Enhancing Coating Adhesion on Fibre-Reinforced Composite by Femtosecond Laser Texturing. *Coatings*. 2023;13(5):928. DOI: 10.3390/coatings13050928
22. Mandolino C, Cassettari L, Pizzorni M, et al. A Response Surface Methodology Approach to Improve Adhesive Bonding of Pulsed Laser Treated CFRP Composites. *Polymers*. 2023;15(1):121. DOI: 10.3390/polym15010121
23. Хмельницкий Я.А., Салина М.С., Катаев Ю.П. Прочностной расчет панелей солнечных батарей космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 17-24.  
Khmel'nitskii YaA, Salina MS, Kataev YuA. A spacecraft solar batteries panels strength calculation. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(3):17-24. (In Russ.).
24. Хмельницкий Я.А., Салина М.С., Катаев Ю.П. Динамический расчет солнечных батарей космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 52-60.  
Khmel'nitskii YaA, Salina MS, Kataev YuA. Spacecraft solar batteries dynamic analysis. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(2):52-60. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 05.12.2025  
Одобрена после рецензирования / Revised 15.03.2026  
Принята к публикации / Accepted 16.03.2026