

Научная статья

УДК 629.783

DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ ТЕМПЕРАТУРНОГО УДАРА ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВОКРУГ ЦЕНТРА МАСС

Андрей Валерьевич Седельников<sup>1</sup>, Денис Игоревич Орлов<sup>2</sup>✉,

Валерия Владимировна Сердакова<sup>3</sup>, Александра Сергеевна Николаева<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет),

Самара, Россия

<sup>1</sup>[axe\\_backdraft@inbox.ru](mailto:axe_backdraft@inbox.ru)

<sup>2</sup>[grand\\_99v@mail.ru](mailto:grand_99v@mail.ru)✉

<sup>3</sup>[valeriay.121@yandex.ru](mailto:valeriay.121@yandex.ru)

<sup>4</sup>[ezhevichka333@gmail.com](mailto:ezhevichka333@gmail.com)

**Аннотация.** В работе рассматривается влияние температурных деформаций панели солнечной батареи при выходе малого космического аппарата из тени Земли на параметры его вращательного движения. Получены зависимости возмущающего момента от температурного удара. Оценено возникающее из-за этого возмущения угловое ускорение. Результаты работы могут быть использованы при анализе возможностей транспортировки космического мусора с помощью тросовых систем.

**Ключевые слова:** температурный удар, панель солнечной батареи, малый космический аппарат, тросовая система, космический мусор

**Финансирование:** работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (Проект № 22-19-00160).

**Для цитирования:** Седельников А.В., Орлов Д.И., Сердакова В.В., Николаева А.С. Исследование возмущений от температурного удара панели солнечной батареи при моделировании вращательного движения малого космического аппарата вокруг центра масс // Труды МАИ. 2022. № 126. DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)

Original article

## INVESTIGATION OF DISTURBANCES FROM A TEMPERATURE SHOCK OF A SOLAR BATTERY PANEL WHEN SIMULATING THE ROTATIONAL MOTION OF A SMALL SPACECRAFT AROUND THE CENTER OF MASS

Andrey V. Sedelnikov<sup>1</sup>, Denis I. Orlov<sup>2</sup>, Valeria V. Serdakova<sup>3</sup>,

Alexandra S. Nikolaeva<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Samara National Research University,

Samara, Russia

<sup>1</sup>[axe\\_backdraft@inbox.ru](mailto:axe_backdraft@inbox.ru)

<sup>2</sup>[grand\\_99v@mail.ru](mailto:grand_99v@mail.ru) ✉

<sup>3</sup>[valeriay.121@yandex.ru](mailto:valeriay.121@yandex.ru)

<sup>4</sup>[ezhevichka333@gmail.com](mailto:ezhevichka333@gmail.com)

*Abstract.* The main goal of the work is to evaluate the effect of the solar battery panel temperature deformations when a small spacecraft leaves the Earth's shadow on the parameters of its rotational motion.

The problem lies in the transformation of a small spacecraft after the end of its active existence into space debris, which significantly complicates the successful implementation of new space projects due to the threat of collision. Currently, many methods have been developed for cleaning up space debris. One way involves towing space debris using tether systems. At the same time, the connection between the tug and space debris is not sufficiently reliable so the cable can separate from space debris under the influence of various disturbances.

One of such disturbances may be a temperature shock of the solar panel when the space debris is a small spacecraft with large elastic structural elements. The greater the mass fraction of the elastic element in the total mass of a small spacecraft, the more significant the effect of the temperature shock on the dynamics of its rotational motion.

An analysis of research by scientists from around the world shows that the temperature shock can disrupt favorable conditions for the implementation of gravity-sensitive technological processes, causing temperature fluctuations in large elastic elements, which lead to unacceptably high microaccelerations. During experiments on the International Space Station with promising solar panels of the ROSA type, temperature fluctuations were so intense that they did not allow the panels to be rolled up at the end of the experiment. In this case, the question of the controllability of a small spacecraft equipped with such solar panels already arises.

The article deals with issues related to the influence of angular acceleration from the temperature shock and a disturbing factor on the functioning of the spacecraft.

The influence of angular acceleration from the temperature shock is estimated on the basis of numerical modeling and construction of the deflection field of the plate median surface as a result of the temperature shock in the ANSYS software.

For the small «Starlink» spacecraft, the values of the angular acceleration from the temperature shock and the deflection field of the plate middle surface as a result of the temperature shock were obtained.

As a result of the research, the dependence of the angular acceleration on the temperature shock of the small «Starlink» spacecraft was obtained and the maximum value of the disturbing moment was estimated. When transporting such a small spacecraft using tether systems after the end of its active life, this disturbance must be taken into account in order to avoid the contact loss between the tether and space debris as a result of temperature shock. The results obtained can be used to analyze the possibilities of transporting space debris using tether systems.

**Keywords:** temperature shock, solar panel, small spacecraft, tether system, space debris

**Funding:** This study was supported by the Russian Science Foundation (Project No. 22-19-00160).

**For citation:** Sedelnikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S Investigation of disturbances from a temperature shock of a solar battery panel when simulating the rotational motion of a small spacecraft around the center of mass. *Trudy MAI*. 2022, no. 126.

DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)

## Введение

Массовое использование малых космических аппаратов (МКА) открывает широкие возможности для исследования и освоения околоземного космического пространства, развития космических технологий, повышения доступности экспериментов в космосе [1, 2]. С помощью одной ракеты-носителя можно осуществить запуск нескольких десятков МКА. Это существенно снижает стоимость и сроки реализации космических исследований с помощью МКА.

Однако после окончания срока активного существования МКА становятся космическим мусором, который существенно затрудняет успешную реализацию новых космических проектов из-за угрозы столкновения [3, 4]. В настоящее время разработано много способов уборки космического мусора, например, [5, 6]. Один из способов предполагает буксировку космического мусора с помощью тросовых систем [7, 8]. При этом связь между буксиром и космическим мусором является недостаточно надёжной настолько, что под действием различных возмущений трос может отделиться от космического мусора [9].

Одним из таких возмущений может быть температурный удар панели солнечной батареи [10, 11] в том случае, если космический мусор представляет собой МКА с большими упругими элементами конструкции. Чем больше доля массы упругого элемента в общей МКА, тем существеннее влияние температурного удара на динамику его вращательного движения [12, 13].

В работах [14-17] показано, что температурный удар может нарушать благоприятные условия для реализации гравитационно-чувствительных

технологических процессов, вызывая температурные колебания больших упругих элементов, которые приводят к недопустимо высоким микроускорениям. При экспериментах на международной космической станции с перспективными панелями солнечных батарей (ПСБ) типа ROSA температурные колебания были настолько интенсивными, что не позволили свернуть панели по окончании эксперимента [18, 19]. В этом случае уже встаёт вопрос об управляемости МКА, оснащённого такими ПСБ.

Таким образом, температурный удар в некоторых ситуациях является значимым возмущающим фактором. Это и определяет актуальность проводимых в данной работе исследований.

### Постановка задачи

Представим ПСБ в виде однородной пластины и рассмотрим начально-краевую задачу термоупругости, включающую в себя третью начально-краевую задачу теплопроводности в одномерной постановке:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ \rho \frac{\partial^2 \vec{u}}{\partial t^2} = \mu \Delta \vec{u} + (\Lambda + \mu) \text{grad div } \vec{u} - \gamma \text{grad } T, 0 \leq x \leq l, 0 \leq z \leq h, t > 0. \end{array} \right. , \quad (1)$$

где  $T = T(z, t)$  - температурное поле пластины;  $a$  - коэффициент температуропроводности материала пластины;  $h$  - толщина пластины (рисунок 1);  $\rho$  - плотность пластины;  $\vec{u} = \vec{u}(u_x, u_y, u_z)$  - вектор перемещений точек пластины при температурном ударе;  $\Lambda$  и  $\mu$  - коэффициенты Ламэ;  $\gamma = (3\Lambda + 2\mu)\alpha$ ;  $\alpha$  - коэффициент линейного расширения;  $l$  - длина пластины.

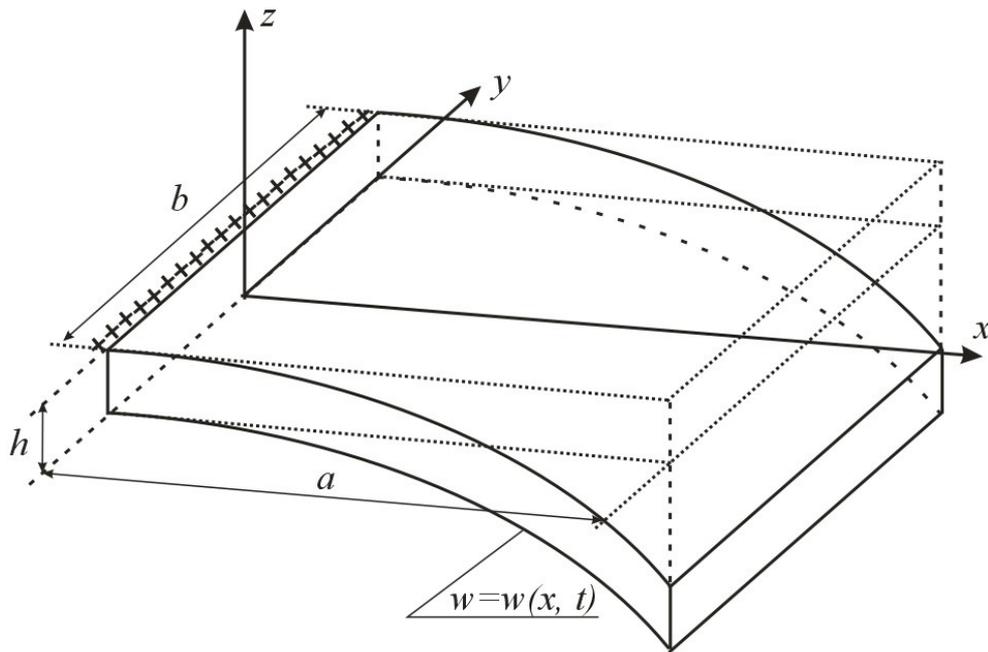


Рисунок 1. – Схема температурного прогиба пластины

Будем считать, что прогиб  $u_z = w \gg \max\{u_x; u_y\}$ , тогда (1) преобразуется к виду:

$$\begin{cases} \frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, & 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = -\gamma \frac{\partial T}{\partial z}, & 0 \leq x \leq l, 0 \leq z \leq h, t > 0. \end{cases}, \quad (2)$$

Для корректной постановки начально-краевой задачи дополним систему (2)

начальными и граничными условиями. Уравнение теплопроводности:

$$\begin{cases} \lambda \frac{\partial T}{\partial z} = Q - \varepsilon \sigma (T^4 - T_c^4), & z = h/2, t > 0; \\ \lambda \frac{\partial T}{\partial z} = -\varepsilon \sigma (T^4 - T_c^4), & z = -h/2, t > 0; \\ T(z, 0) = 200 \text{ K}, & 0 \leq z \leq h, t = 0. \end{cases}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  - коэффициент теплопроводности;  $\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана;  $\varepsilon$  - степень черноты материала пластины;  $T_c = 3 \text{ K}$  - температура окружающей среды;  $Q$  - солнечный поток, падающий на поверхность  $z = h/2$  пластины.

Уравнение термоупругости:

$$\left\{ \begin{array}{l} w(0, t) = 0, 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ \frac{\partial w(0, t)}{\partial x} = 0, 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ \frac{\partial^2 w(l, t)}{\partial x^2} = 0, 0 \leq z \leq h, t > 0; , \\ \frac{\partial^3 w(l, t)}{\partial x^3} = 0, 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ w(x, 0) = 0, t = 0. \end{array} \right. \quad (4)$$

Таким образом, системы (2) - (4) представляют собой математическую формализацию начально-краевой задачи термоупругости для однородной пластины с постоянными теплофизическими параметрами жёстко заделанной с одного края и свободной для всех остальных краёв. Эта задача включает в себя третью начально-краевую задачу одномерной теплопроводности, в которой боковая поверхность пластины считается теплоизолированной, а две остальные поверхности имеют граничные условия третьего рода, излучая тепло в окружающее пространство по закону Стефана-Больцмана.

### Численное моделирование

Для проведения численного моделирования будем использовать основные характеристики МКА Starlink (таблица 1), который широко используется как МКА связи [20]. Внешний вид МКА Starlink показан на рисунке 2.

Основные параметры малого космического аппарата Starlink [20]

Таблица 1

Параметр	Размерность	Starlink
Масса	кг	260
Количество больших упругих элементов	-	1

Размеры малого космического аппарата	м	3,2x1,6x0,2
Размеры упругого элемента	м	9,6x3,2x0,006
Масса упругого элемента	кг	75



Рисунок 2. – Внешний вид МКА Starlink

Из-за прогиба пластины, вызванного температурным ударом (рисунок 1), возникает сила инерции, суммарное значение которой выражается зависимостью:

$$\Phi_z = - \int_0^{m_1} \dots, m_1, \quad (5)$$

где  $m_1$  - масса упругого элемента.

Для однородной пластины переходим от интегрирования по массе к интегрированию по длине, тогда (5) преобразуется к следующему виду:

$$\Phi_z = - \frac{m_1}{l} \int_0^l \dots, x. \quad (6)$$

Численное решение начально-краевой задачи (2) с начальными и граничными условиями (3) и (4) в среде ANSYS представлено на рисунках 3 (поле температур) и 4 (поле прогибов).

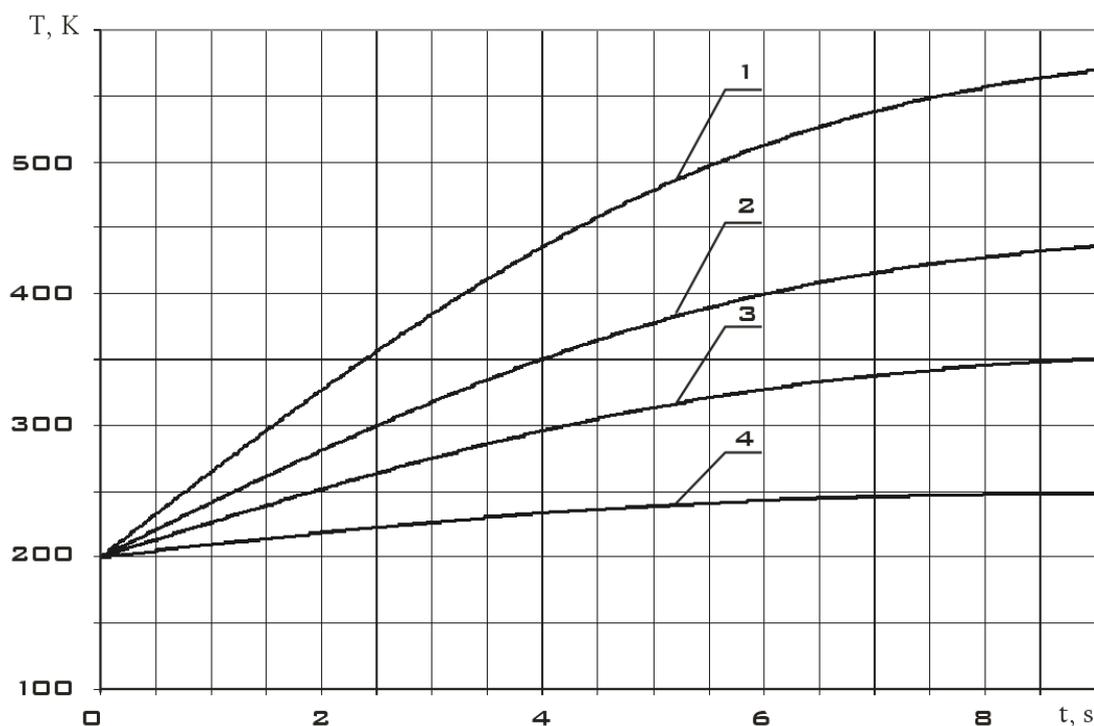


Рисунок 3. – Распределение температур по слоям пластины: 1 - верхний поверхностный слой, нагреваемый солнечным потоком; 4 - нижний слой

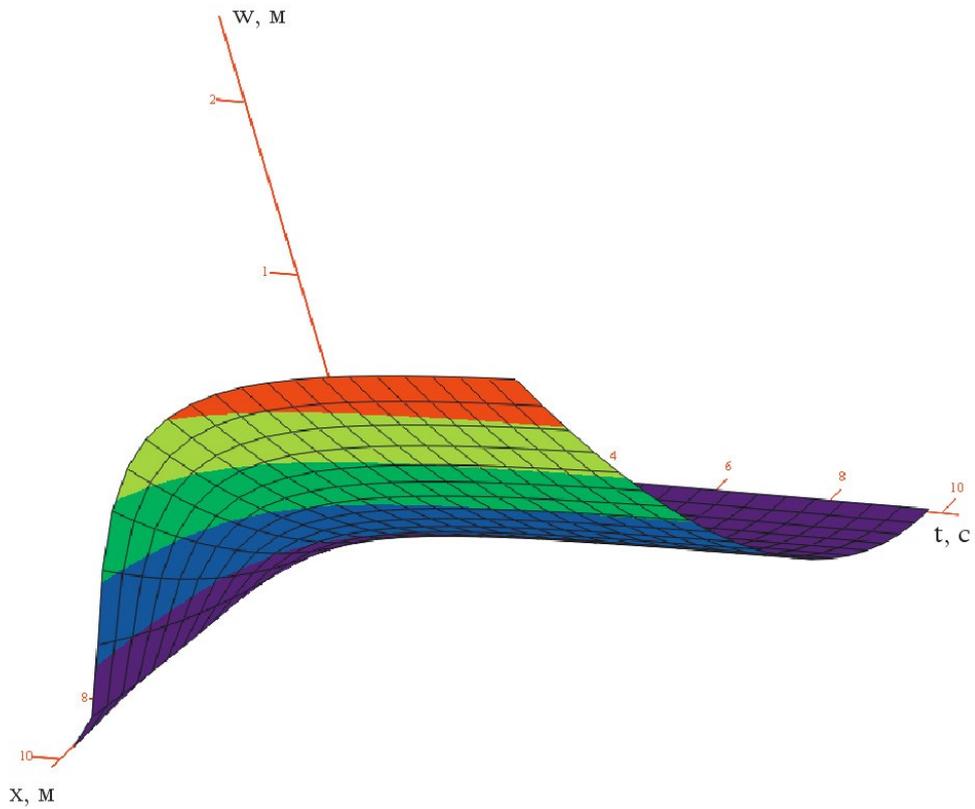


Рисунок 4. – Поле прогибов срединной поверхности пластины в результате температурного удара

Считая корпус МКА Starlink и ПСБ однородными пластинами, можно оценить тензор инерции в главных осях, используя данные таблицы 1:

$$\hat{I} = \begin{bmatrix} 222 & 0 & 0 \\ 0 & 1858 & 0 \\ 0 & 0 & 1931 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Для оценки возникающего из-за температурного удара углового ускорения используем динамические уравнения Эйлера в главной связанной системе координат:

$$\begin{cases} I_x \varepsilon_x = M_x - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z; \\ I_y \varepsilon_y = M_y - (I_x - I_z) \omega_x \omega_y; \\ I_z \varepsilon_z = M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y. \end{cases} \quad (8)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – диагональные компоненты тензора инерции (7) относительно главных связанных осей;  $\vec{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – вектор угловой скорости вращения МКА.

Предположив, что в момент температурного удара  $\omega_x = \omega_y = 0$ , а сила инерции  $\Phi_z$  (6) создаёт момент только относительно оси, получим оценку углового ускорения, которая представлена на рисунке 5.

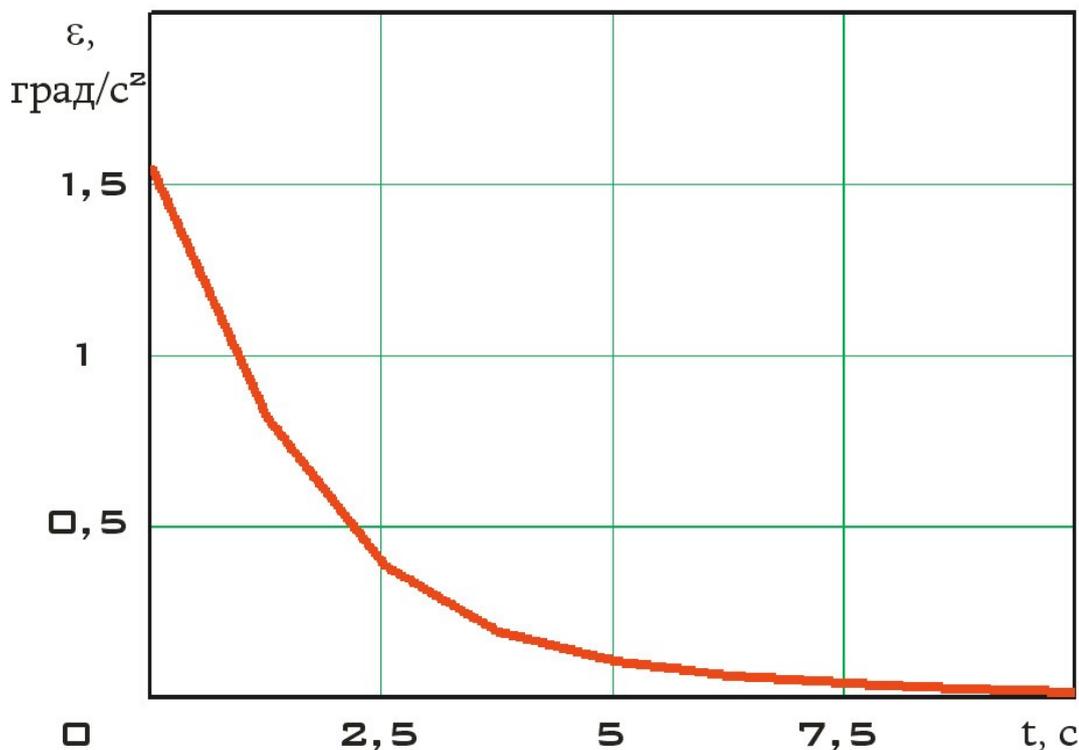


Рисунок 5. – Угловое ускорение вращения МКА вокруг центра масс, порождаемое температурным ударом

При этом максимальное значение возмущающего момента составляет примерно 50 Н·м.

### Выводы

Таким образом, в результате проведённых исследований получена зависимость углового ускорения от температурного удара МКА Starlink и оценено максимальное значение возмущающего момента. При транспортировке с помощью тросовых систем такого МКА после завершения срока его активного существования необходимо учитывать данное возмущение, чтобы избежать потери контакта между тросом и

космическим мусором в результате температурного удара. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании тросовых систем транспортировки космического мусора.

### **Список источников**

1. Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Метод линеаризации в задачах перелета космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту // Труды МАИ. 2020. № 115. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=119924>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-09](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-09)
2. Воронов К.Е., Григорьев Д.П., Телегин А.М. Применение нейронной сети прямого распространения для локализации места удара микрочастиц о поверхность космического аппарата // Труды МАИ. 2021. № 118 URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158245>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-10)
3. Асланов В.С., Нерядовская Д.В. Тросовая система в коллинеарных точках либрации L1, L2 системы Марс-Фобос // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=163923>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-02)
4. Sedelnikov A.V. Evaluation of the level of microaccelerations on-board of a small satellite caused by a collision of a space debris particle with a solar panel // Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering, 2017, vol. 11, no. 2, pp. 121–127.
5. Priyant C.M., Surekha K. Review of Active Space Debris Removal Methods // Space Policy, 2019, vol. 47, pp. 194-206. DOI:[10.1016/j.spacepol.2018.12.005](https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005)

6. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Detumbling of axisymmetric space debris during transportation by ion beam shepherd in 3D case // *Advances in Space Research*, 2022, vol. 69, no. 1, pp. 570–580. DOI:[10.1016/j.asr.2021.10.002](https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.10.002)
7. Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact Dynamics Modeling and Simulation of Tether-Nets for Space Debris Capture // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 1, pp. 110-123. DOI: [10.2514/1.g000677](https://doi.org/10.2514/1.g000677)
8. Trushlyakov V.I., Yudinsev V.V. Rotary space tether system for active debris removal // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, vol. 43, no. 2, pp. 354–364. DOI:[10.2514/1.G004615](https://doi.org/10.2514/1.G004615)
9. Wang Q., Jin D., Rui X. Dynamic Simulation of Space Debris Cloud Capture Using the Tethered Net // *Space: Science & Technology*, 2021, vol. 2021. DOI:[10.34133/2021/9810375](https://doi.org/10.34133/2021/9810375).
10. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Glushkov S.V., Nikolaeva A.S., Evtushenko M.A. Consideration of the Initial Deformation From Natural Oscillations of Large Elastic Elements of the Spacecraft When Assessing Microaccelerations From Thermal Shock Using a Two-dimensional Model of Thermal Conductivity // *Microgravity Science and Technology*, 2022, vol. 34, no. 22. DOI:[10.1007/s12217-022-09938-3](https://doi.org/10.1007/s12217-022-09938-3).
11. Shen Z., Hu G. Thermally Induced Dynamics of a Spinning Spacecraft with an Axial Flexible Boom // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52, no 5, pp. 1503–1508. DOI: [10.2514/1.A33116](https://doi.org/10.2514/1.A33116)
12. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Khnyreva E.S. Construction of the criterion for using a two-dimensional thermal conductivity model to describe the stress-strain state of a thin

- plate under the thermal shock // *Microgravity Science and Technology*, 2021, vol. 33, no. 6.  
DOI:[10.1007/s12217-021-09912-5](https://doi.org/10.1007/s12217-021-09912-5).
13. Shen Z., Tian Q., Liu X., Hu G. Thermally induced vibrations of flexible beams using Absolute Nodal Coordinate Formulation // *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 29, pp. 386–393. DOI:[10.1016/j.ast.2013.04.009](https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.009)
14. Sedelnikov A.V., Orlov D.I. Development of control algorithms for the orbital motion of a small technological spacecraft with a shadow portion of the orbit // *Microgravity Science and Technology*, 2020, vol. 32, no. 5, pp. 941–951. DOI:[10.1007/s12217-020-09822-y](https://doi.org/10.1007/s12217-020-09822-y)
15. Belousova D.A., Serdakova V.V. Modeling the temperature shock of elastic elements using a one-dimensional model of thermal conductivity // *International Journal of Modeling, Simulation, and Scientific Computing*, 2020, vol. 11, no. 6, pp. 2050060. DOI:[10.1142/S1793962320500609](https://doi.org/10.1142/S1793962320500609)
16. Gorozhankina A.S., Orlov D.I., Belousova D.A. Problems of development motion control algorithms for a small spacecraft for technological purpose taking into account temperature deformations of solar panels // *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, vol. 1546 (1), pp. 012015. DOI:[10.1088/1742-6596/1546/1/012015](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1546/1/012015)
17. Orlov D.I. Modeling the Temperature Shock Impact on the Movement of a Small Technological Spacecraft // *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2340 (1). pp. 050001. DOI:[10.1063/5.0047296](https://doi.org/10.1063/5.0047296)
18. Thornton E., Kim Y. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array // *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993, vol. 30, no. 24, pp. 438-448.

19. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-orbit structural dynamics performance of the roll-out solar array // American Institute of Aeronautics and Astronautics Spacecraft Structures Conference, 2018. DOI:[10.2514/6.2018-1942](https://doi.org/10.2514/6.2018-1942).

20. McDowell J.C. The Low Earth Orbit Satellite Population and Impacts of the SpaceX Starlink Constellation // The Astrophysical Journal Letters, 2020, vol. 892, no. 2. DOI:[10.3847/2041-8213/ab8016](https://doi.org/10.3847/2041-8213/ab8016).

## References

1. Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 115. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119924>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-09](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-09)

2. Voronov K.E., Grigor'ev D.P., Telegin A.M. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158245>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-10)

3. Aslanov V.S., Neryadovskaya D.V. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=163923>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-02)

4. Sedelnikov A.V. Evaluation of the level of microaccelerations on-board of a small satellite caused by a collision of a space debris particle with a solar panel, *Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering*, 2017, vol. 11, no. 2, pp. 121–127.

5. Priyant C.M., Surekha K. Review of Active Space Debris Removal Methods, *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194-206. DOI:[10.1016/j.spacepol.2018.12.005](https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005)

6. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Detumbling of axisymmetric space debris during transportation by ion beam shepherd in 3D case, *Advances in Space Research*, 2022, vol. 69, no. 1, pp. 570–580. DOI:[10.1016/j.asr.2021.10.002](https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.10.002)

7. Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact Dynamics Modeling and Simulation of Tether-Nets for Space Debris Capture, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 1, pp. 110-123. DOI: [10.2514/1.g000677](https://doi.org/10.2514/1.g000677)
8. Trushlyakov V.I., Yudinsev V.V. Rotary space tether system for active debris removal, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, vol. 43, no. 2, pp. 354–364. DOI: [10.2514/1.G004615](https://doi.org/10.2514/1.G004615)
9. Wang Q., Jin D., Rui X. Dynamic Simulation of Space Debris Cloud Capture Using the Tethered Net, *Space: Science & Technology*, 2021, vol. 2021. DOI: [10.34133/2021/9810375](https://doi.org/10.34133/2021/9810375).
10. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Glushkov S.V., Nikolaeva A.S., Evtushenko M.A. Consideration of the Initial Deformation From Natural Oscillations of Large Elastic Elements of the Spacecraft When Assessing Microaccelerations From Thermal Shock Using a Two-dimensional Model of Thermal Conductivity, *Microgravity Science and Technology*, 2022, vol. 34, no. 22. DOI: [10.1007/s12217-022-09938-3](https://doi.org/10.1007/s12217-022-09938-3).
11. Shen Z., Hu G. Thermally Induced Dynamics of a Spinning Spacecraft with an Axial Flexible Boom, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52, no 5, pp. 1503–1508. DOI: [10.2514/1.A33116](https://doi.org/10.2514/1.A33116)
12. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Khnyreva E.S. Construction of the criterion for using a two-dimensional thermal conductivity model to describe the stress-strain state of a thin plate under the thermal shock, *Microgravity Science and Technology*, 2021, vol. 33, no. 6. DOI: [10.1007/s12217-021-09912-5](https://doi.org/10.1007/s12217-021-09912-5).

13. Shen Z., Tian Q., Liu X., Hu G. Thermally induced vibrations of flexible beams using Absolute Nodal Coordinate Formulation, *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 29, pp. 386–393. DOI:[10.1016/j.ast.2013.04.009](https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.009)
14. Sedelnikov A.V., Orlov D.I. Development of control algorithms for the orbital motion of a small technological spacecraft with a shadow portion of the orbit, *Microgravity Science and Technology*, 2020, vol. 32, no. 5, pp. 941–951. DOI:[10.1007/s12217-020-09822-y](https://doi.org/10.1007/s12217-020-09822-y)
15. Belousova D.A., Serdakova V.V. Modeling the temperature shock of elastic elements using a one-dimensional model of thermal conductivity, *International Journal of Modeling, Simulation, and Scientific Computing*, 2020, vol. 11, no. 6, pp. 2050060. DOI:[10.1142/S1793962320500609](https://doi.org/10.1142/S1793962320500609)
16. Gorozhankina A.S., Orlov D.I., Belousova D.A. Problems of development motion control algorithms for a small spacecraft for technological purpose taking into account temperature deformations of solar panels, *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, vol. 1546 (1), pp. 012015. DOI:[10.1088/1742-6596/1546/1/012015](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1546/1/012015)
17. Orlov D.I. Modeling the Temperature Shock Impact on the Movement of a Small Technological Spacecraft, *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2340 (1). pp. 050001. DOI:[10.1063/5.0047296](https://doi.org/10.1063/5.0047296)
18. Thornton E., Kim Y. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array, *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993, vol. 30, no. 24, pp. 438-448.
19. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-orbit structural dynamics performance of the roll-out solar array, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Spacecraft Structures Conference*, 2018. DOI:[10.2514/6.2018-1942](https://doi.org/10.2514/6.2018-1942).

20. McDowell J.C. The Low Earth Orbit Satellite Population and Impacts of the SpaceX Starlink Constellation, *The Astrophysical Journal Letters*, 2020, vol. 892, no. 2. DOI:[10.3847/2041-8213/ab8016](https://doi.org/10.3847/2041-8213/ab8016).

Статья поступила в редакцию 09.07.2022

Статья после доработки 12.07.2022

Одобрена после рецензирования 22.07.2022

Принята к публикации 12.10.2022

The article was submitted on 09.07.2022; approved after reviewing on 22.07.2022; accepted for publication on 12.10.2022