

Научная статья

УДК 629.783

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176836>

ОЦЕНКА ВЫПОЛНИМОСТИ ТРЕБОВАНИЙ ПО УГЛОВОЙ СКОРОСТИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ТЕМПЕРАТУРНОГО УДАРА

Андрей Валерьевич Седельников¹, Александра Сергеевна Николаева²✉, Валерия Владимировна Сердакова³

^{1,2,3}Самарский национальный исследовательский университет имени академика

С.П. Королева (Самарский университет),

Самара, Россия

¹axe_backdraft@inbox.ru

²ezhevichka333@gmail.com ✉

³valeriay.121@yandex.ru

Аннотация. Явление температурного удара возникает при перемещении космического аппарата из тени Земли на освещённые Солнцем участки орбиты и сопровождается появлением температурных деформаций больших упругих элементов космического аппарата. Эти деформации могут существенно влиять на движение космического аппарата, особенно когда речь идёт о малом космическом аппарате. Возмущения от температурного удара в некоторых случаях снижают качество выполнения целевых задач малым космическим аппаратом, например качество снимков поверхности Земли. В работе получены зависимости возмущающих

факторов от температурного удара. Оценены параметры движения малого космического аппарата, возникающие вследствие данных возмущений. Проведен анализ выполнения требований по обеспечению целевых значений угловой скорости малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли типа ЕО-1. Результаты работы могут быть использованы при выполнении задач дистанционного зондирования Земли малым космическим аппаратом.

Ключевые слова: температурный удар, панель солнечной батареи, малый космический аппарат, возмущающий момент, угловое ускорение

Финансирование: работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках госзадания (Проект FSSS-2023-0007)

Для цитирования: Седельников А.В., Николаева А.С., Сердакова В.В. Оценка выполнимости требований по угловой скорости малого космического аппарата с учётом температурного удара // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176836>

Original article

ASSESSING THE FEASIBILITY OF SMALL SPACECRAFT ANGULAR VELOCITY REQUIREMENTS TAKING INTO ACCOUNT TEMPERATURE SHOCK

Andrey V. Sedelnikov¹, Alexandra S. Nikolaeva^{2✉}, Valeria V. Serdakova³

^{1,2,3}Samara National Research University,

Samara, Russia

¹axe_backdraft@inbox.ru

²ezhevichka333@gmail.com✉

³valeriay.121@yandex.ru

Abstract. The main purpose of the work consists in evaluating the requirements feasibility for target values ensuring of angular velocity of a small Earth remote probing spacecraft with account for the temperature shock.

The temperature shock phenomenon of solar panels occurs while a spacecraft movement from the Earth shadow to the sunlit parts of the orbit or, vice versa, when it enters the Earth shadow. In these cases, the heat flux from the Sun sharply changes, which significantly affects the bulky elastic elements (solar panels, radiators, antennas, etc.) of the spacecraft. Thus, the exit from the Earth shadow is accompanied, for example, by the heat flux origination, and dashing heating of bulky elastic elements. Heating, in its turn, leads to their temperature deformations. This factor is the cause of perturbations that affect the spacecraft motion, especially when it comes to a small spacecraft, since in this case mass ratios of bulky elastic elements to spacecraft the total mass are much higher. Thus, the studies of temperature shock for a small spacecraft are most relevant.

Analysis of a number of studies reveals that the temperature shock phenomenon leads to the accuracy decrease of a small Earth remote probing spacecraft guidance at the target object, and reduces the quality of the target task performing. In separate cases, there was even talk of possible stability loss of a spacecraft itself.

The article deals with the of temperature shock impact of solar panels within the framework of one-dimensional heat conduction model. A thin plate is being used as a first

approximation model of solar panels. A 1D thermoelasticity problem has been set to study the stress-strain state of the plate. This problem solution is the of the plate middle layer deflection occurring due to temperature shock.

The dependences of perturbing factors on the temperature shock were obtained in this work. The motion parameters of a small spacecraft resulting from these perturbations were estimated.

Numerical modeling was performed with the Wolfram Mathematica for the EO-1 small Earth remote probing spacecraft.

As the result of the research, the values of angular velocity of the EO-1 small spacecraft were evaluated and the feasibility of angular velocity requirements for modern small Earth remote probing spacecraft was analyzed. The results of the work may be employed in performing Earth remote probing tasks by small spacecraft.

Keywords: temperature shock, solar panel, small spacecraft, perturbing moment, angular acceleration

Funding: this study was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the state assignment (Project FSSS-2023-0007)

For citation: Sedelnikov A.V., Nikolaeva A.S., Serdakova V.V. Assessing the feasibility of small spacecraft angular velocity requirements taking into account temperature shock. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176836>

Введение

Малые космические аппараты (МКА) широко используются при решении задач

дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Поэтому для корректного функционирования и выполнения съёмки с целью ДЗЗ с заданным пространственным разрешением для них разработаны требования системы ориентации и управления движением [1-2]. Выполнение этих требований должно происходить с учётом возмущающих воздействий на МКА. Температурный удар характеризуется скачкообразным изменением температуры ПСБ и возникает, например, при перемещении КА теневого на освещённый Солнцем участок орбиты [3-5].

Согласно исследованиям авторов [6-9], для МКА наблюдается более выраженное влияние температурного удара панелей солнечных батарей (ПСБ) на его орбитальное движение, чем для космических аппаратов (КА) других классов. Таким образом, явление температурного удара может приводить к нарушению эксплуатационно-технических характеристик МКА ДЗЗ. Исследования авторов [10-14] отмечают, что температурный удар ПСБ приводит к снижению точности наведения, а также может влиять на устойчивость движения самого КА. Возникновения такого рода возмущений связано с неравномерным прогревом ПСБ в результате температурного удара и возникновению температурного градиента внутри ПСБ. Это свидетельствует о появлении возмущающих факторов от температурного удара, которые порождают возмущения движения МКА. Такие возмущения описаны в литературе для спутника изучения верхних слоёв атмосферы (UARS) и спутников LANDSAT, а также космического телескопа Хаббл [15-18].

Таким образом, создаваемые температурным ударом возмущения могут существенно влиять на динамику движения МКА, его ориентацию аппарата, что, в свою очередь, приводит к проблемам управления МКА, а также к ухудшению

качества выполнения некоторых целевых задач, например задач ДЗЗ. Это и определяет актуальность проводимых в данной работе исследований.

Постановка задачи

В качестве модели ПСБ будем рассматривать тонкую однородную пластину с постоянными теплофизическими свойствами. В начальный момент времени она находилась в недеформированном состоянии (положение, отмеченное пунктирной линией на рис.1).

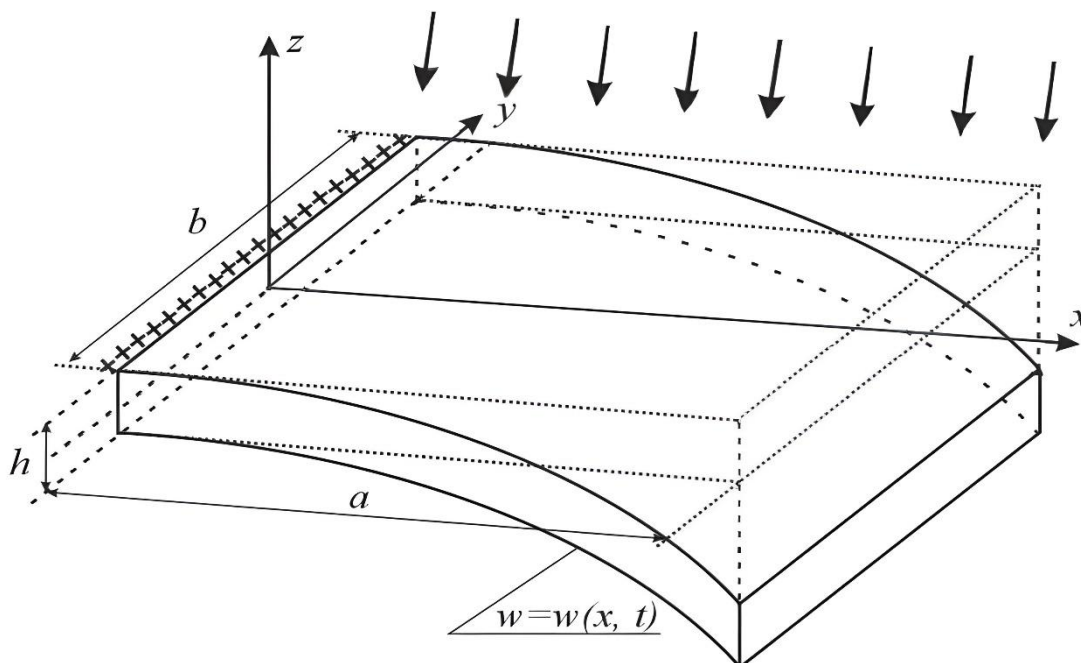


Рисунок 1. – Схема температурного удара ПСБ МКА

Будем считать, что падающий тепловой поток стационарным и перпендикулярным поверхности пластины (рис. 1). В этом случае градиент теплового потока параллелен нормали к пластине, а температура изменяется только по толщине в направлении оси z (рис. 1). В такой постановке справедлива одномерная модель теплопроводности, в которая характеризуется тем, что температура является функцией только одной пространственной координаты и времени: $T = T(z, t)$. Тогда

уравнение одномерной теплопроводности примет следующий вид [19-20]:

$$\frac{\partial T(z, t)}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T(z, t)}{\partial z^2}, \quad -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2}, \quad t > 0 \quad (1)$$

Для постановки третьей начально-краевой задачи теплопроводности дополним уравнение (1) граничными условиями третьего рода и начальным условием. При этом будем пренебрегать теплообменом через боковую поверхность пластины. Для освещённой и неосвещённой внешних поверхностей ПСБ имеем соответственно [19-20]:

$$\lambda \frac{\partial T\left(-\frac{h}{2}, t\right)}{\partial z} = -e\Theta \left[T\left(-\frac{h}{2}, t\right)^4 - T_c^4 \right], \quad z = -\frac{h}{2}, \quad t > 0 \quad (2)$$

$$\lambda \frac{\partial T\left(\frac{h}{2}, t\right)}{\partial z} = Q - e\Theta \left[T\left(\frac{h}{2}, t\right)^4 - T_c^4 \right], \quad z = \frac{h}{2}, \quad t > 0 \quad (3)$$

где λ – коэффициент теплопроводности; h – толщина ПСБ; Q – интенсивность внешнего теплового потока; e – степень черноты материала пластины; Θ – постоянная Стефана-Больцмана; T_c – температура окружающей пластины среды.

Примем в качестве начальных условий равномерное распределение температуры по всей пластине до температурного удара:

$$T(z, 0) = 200K, \quad -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2}, \quad t = 0 \quad (4)$$

Уравнения (1)–(4) математически формализуют третью начально-краевую задачу теплопроводности. Результатом ее решения будет динамическое поле температур точек ПСБ: $T = T(z, t)$.

Рассмотрим напряженно-деформированное состояние пластины, вызванное температурным ударом. Введем в рассмотрение вектор $\vec{\Delta}(u, v, w)$, определяющий

перемещение точек пластины. Будем считать, что в соответствие с одномерной моделью теплопроводности прогиб точек пластины является функцией только продольной координаты и времени: $w = w(x, t)$.

Основным уравнением, описывающим прогиб тонких пластин является дифференциальное уравнение Софи Жермен с инерционным членом [19-20]:

$$D \frac{\partial^4 w(x, t)}{\partial x^4} + \rho h \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial t^2} = -2\mu\alpha \int_{-h/2}^{h/2} \left[2 \frac{\partial T(z, t)}{\partial z} + z \frac{\partial^2 T(z, t)}{\partial z^2} \right] dz, \quad 0 \leq x \leq a, t > 0 \quad (5)$$

где D - цилиндрическая жёсткость пластины на изгиб; ρ - плотность материала пластины; α - коэффициент линейного расширения материала пластины; μ - коэффициент Ламэ; a - длина ПСБ (рис. 1).

Для постановки третьей начально-краевой задачи теплопроводности дополним уравнение (5) граничными и начальным условиями.

Геометрические граничные условия жёсткой заделки (рис. 1):

$$\begin{cases} w(0, t) = 0, x = 0, t > 0; \\ \frac{\partial w(x, t)}{\partial x} = 0, x = 0, t > 0. \end{cases} \quad (6)$$

Статические граничные условия свободного края (рис. 1):

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial y^2} = 0, x = a, t > 0; \\ \frac{\partial^3 w(x, t)}{\partial x^3} + (2 - \nu) \frac{\partial^3 w(x, t)}{\partial x \partial y^2} = 0, x = a, t > 0, \end{cases} \quad (7)$$

где ν - коэффициент Пуассона.

Поскольку прогиб не зависит от поперечной координаты y , то соответствующие частные производные по y от функции прогиба будут равны нулю, а граничные условия (7) примут следующий вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial x^2} = 0, x = a, t > 0; \\ \frac{\partial^3 w(x, t)}{\partial x^3} = 0, x = a, t > 0. \end{cases} \quad (8)$$

В начальный момент времени пластина была не деформирована (положение на рис. 1, выделенное пунктирными линиями). Это соответствует следующим начальным условиям:

$$w(x, 0) = 0, 0 \leq x \leq a, t = 0. \quad (9)$$

Уравнения (5), (6), (8) и (9) образуют начально-краевую задачу термоупругости, соответствующую третьей начально-краевой одномерной задаче теплопроводности (1)-(4). Результатом ее решения будет динамическое поле прогибов точек ПСБ: $w = w(x, t)$, соответствующее полю температур $T = T(z, t)$, которое получается при решении начально-краевой задачи теплопроводности.

Далее перейдем к оценке возмущающих факторов от температурного удара, показанных на рисунке 2. Поскольку температурные деформации приводят к ускоренному движению точек пластины, то возникают силы инерции. Геометрическое граничное условие (6) определяет отсутствие свободного движения точек пластины в направлении оси x (рис. 1) и появление внутренней сжимающей силы в заделке. Возникновение момента от сил инерции обусловлено ускоренным вращением ПСБ относительно центра МКА в процессе температурных деформаций. Таким образом, имеем:

$$\vec{\Phi}_z = - \int_0^{m_1} \vec{w}_z(x, t) dm = - \frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_z(x, t) dx. \quad (10)$$

$$\vec{\Phi}_y = - \frac{m_1}{ab} \int_0^a \int_0^b \vec{w}_y(x, y, t) dy dx. \quad (11)$$

$$\vec{\Phi}_x = - \int_0^{m_1} \vec{w}_x(x, t) dm = - \frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_x(x, t) dx. \quad (12)$$

$$N(t) = Eb \int_{-h/2}^{h/2} [\varepsilon_{xx} - \alpha(T - T_0)] dz. \quad (13)$$

$$M_y(\vec{\Phi}) = \int_0^{m_1} \vec{w}_z(x, t)(x+r) dm = \frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_z(x, t)(x+r) dx. \quad (14)$$

где E – модуль Юнга; ε_{xx} – соответствующий элемент тензора деформаций; \vec{w}_x – ускорение точек пластины вдоль оси x ; \vec{w}_y – ускорение точек пластины вдоль оси y ; \vec{w}_z – ускорение точек пластины вдоль оси z ; m_1 – масса ПСБ; r – наименьшее расстояние от заделки до центра масс МКА.

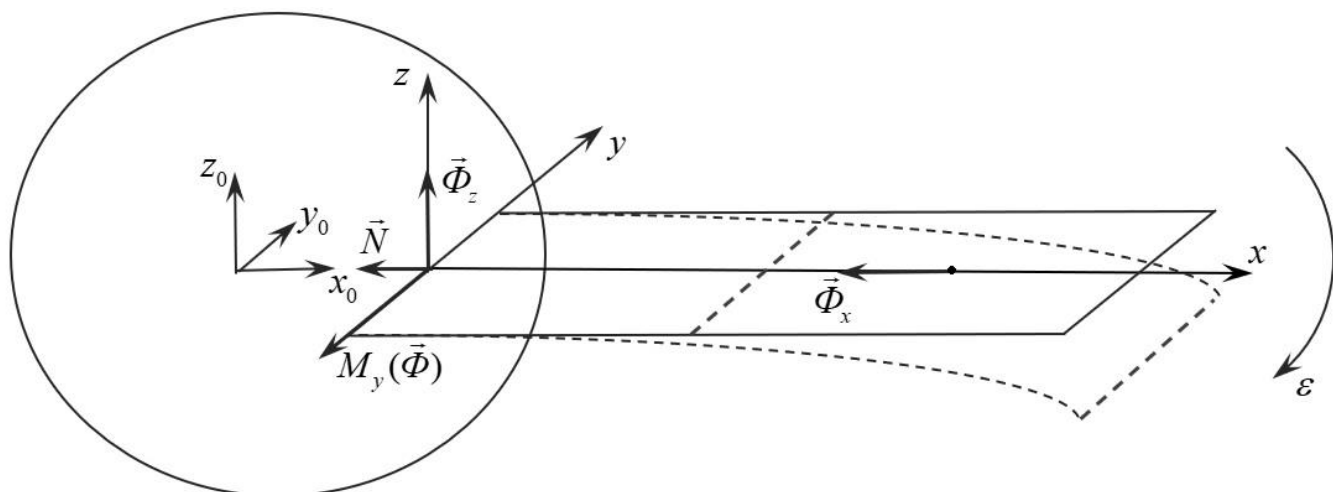


Рисунок 2. – Возмущающие факторы, передающиеся на корпус МКА от температурного удара ПСБ

В следствие симметрии задачи в направлении оси y относительно продольной оси x $\Phi_y \equiv 0$, поскольку соответствующие силы инерции двух половин пластины, разделённых осью x , будут равны по величине и противоположно направлены в рамках решаемой одномерной задачи. Выражения (10) и (14) запишем, учитывая, полученную при решение задачи термоупругости, функцию прогибов точек пластины

$w = w(x, t)$. Перепишем уравнение (12), используя выражение для свободного перемещения точек пластины с координатами $a/2 < x < a$ вдоль оси x [8]:

$u(x, t) = \left(\frac{2x}{a} - 1\right) \int_{-h/2}^{h/2} \alpha(T - T_0) dz$. Окончательно имеем:

$$|\vec{\Phi}_z| = \frac{m_1}{a} \int_0^a \ddot{w}(x, t) dx. \quad (15)$$

$$|\vec{\Phi}_x| = \frac{m_1}{a} \int_{a/2}^a \ddot{u}(x, t) dx. \quad (16)$$

$$N(0, t) = -\alpha E b \int_{-h/2}^{h/2} (T - T_0) dz. \quad (17)$$

$$M_y(\vec{\Phi}) = \frac{m_1}{a} \int_0^a \ddot{w}(x, t)(x + r) dx. \quad (18)$$

Возмущения (15)–(18) приводят к возникновению возмущающих ускорений движения МКА.

$$\begin{cases} w_x = -\frac{N(0, t) - \Phi_x}{m_0}; \\ w_z = -\frac{\Phi_z}{m_0} - \frac{M_y(\vec{\Phi}) a}{I_{yy} 2}; \\ \varepsilon = -\frac{M_y(\vec{\Phi})}{I_{yy}}. \end{cases} \quad (19)$$

где m_0 – масса МКА; I_{yy} – соответствующий диагональный компонент тензора инерции; ε – угловое ускорение ПСБ от температурного удара.

Численное моделирование

Для численного моделирования и проведения расчета выберем основные параметры МКА ДЗЗ типа ЕО-1 (таблица 1), внешний вид которого представлен на рис.3.

Параметр	Обозначение	Значение	Размерность
Тип МКА	–	ЕО-1	–
Количество ПСБ	i	1	–
Масса корпуса МКА	m_0	573	кг
Масса ПСБ	m_1	25	кг
Длина ПСБ	l	3	м
Расстояние от заделки ПСБ до центра масс МКА	r	0,5	м
Ширина ПСБ	b	0,5	м
Толщина ПСБ	h	6	мм
Материал ПСБ	–	МА–2	–
Модуль Юнга	E	42	ГПа
Коэффициент температурного расширения	α	$26 \cdot 10^{-5}$	мкм/(м·К)
Начальная температура ПСБ	$T(x, y, z, 0)$	200	К

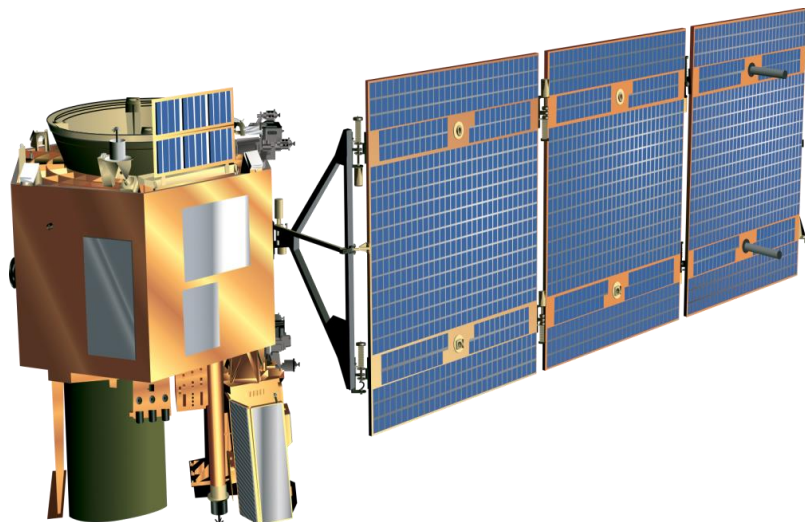


Рисунок 3. – Внешний вид МКА ЕО-1

В работе [19] получено приближенное аналитическое решение одномерной задачи термоупругости:

$$w(x, t) = \frac{At}{t + \tau} (x^4 - 4lx^3 + 6l^2x^2), 0 \leq x \leq l, t > 0. \quad (20)$$

где A и τ – некоторые положительные константы.

В этом случае в работе [19] было предложено аппроксимировать поле температур в рамках одномерной модели теплопроводности следующей

зависимостью

$$T(z,t) = Cz \frac{t}{t+\tau} + T_0, 0 \leq z \leq h, t > 0. \quad (21)$$

где C – некоторая константа.

Численное моделирование проводилось в математическом пакете Wolfram Mathematica. На рисунке 4 изображена зависимость изменения температуры для срединного слоя пластины, а на рисунке 5 поле прогибов.

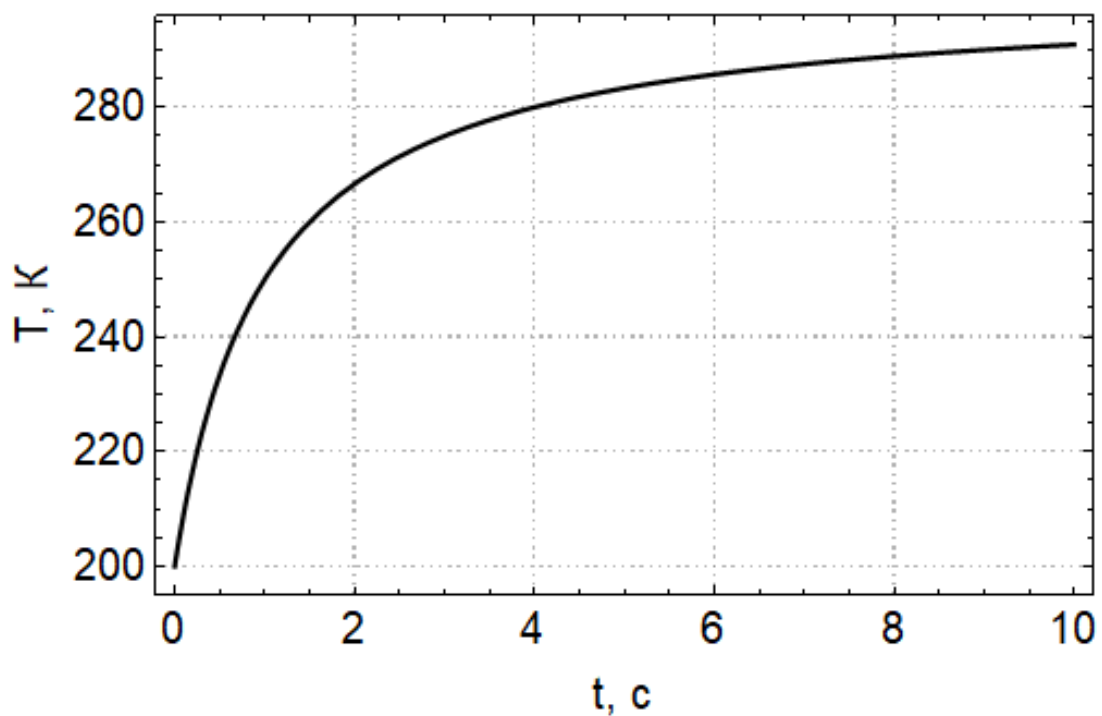


Рисунок 4. – Динамика изменения температур в срединной плоскости пластины

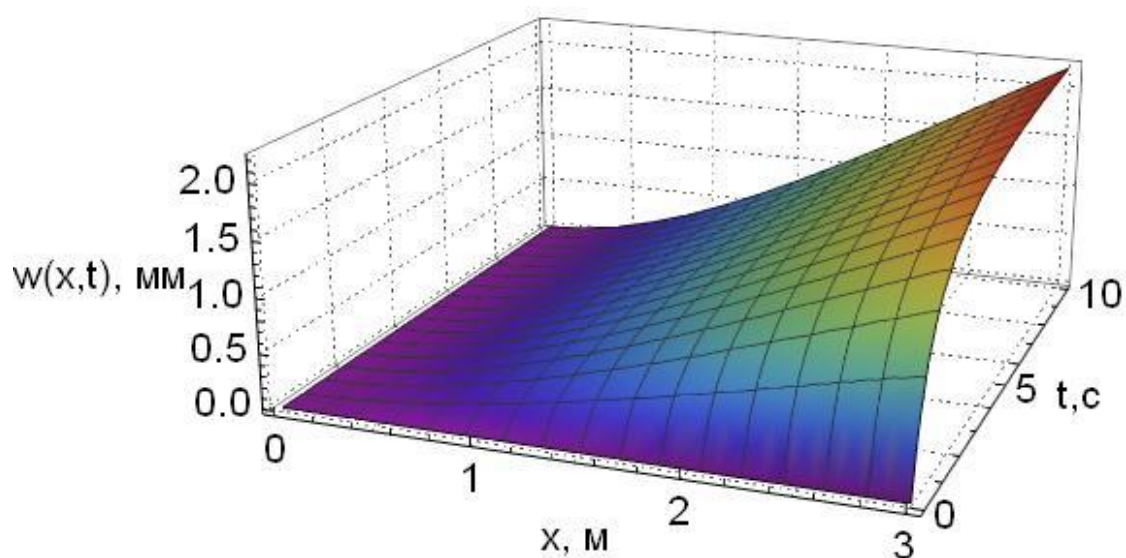


Рисунок 5. – Поле прогибов срединной поверхности пластины в результате температурного удара

На рисунке 6 показаны зависимости силовых факторов от температурного удара, описанные выражениями (15)–(17).

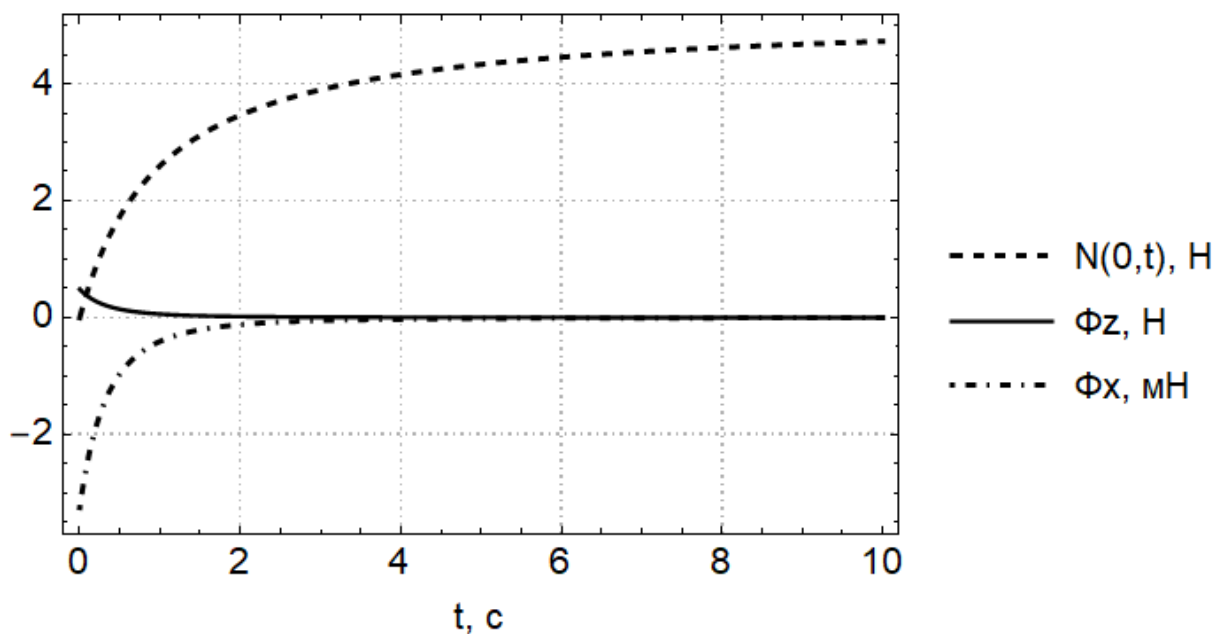


Рисунок 6. – Динамика изменения силовых факторов

Как показывает рисунок 6 наиболее значимым возмущением, порождаемым температурным ударом, является внутренняя продольная сила $N(0,t)$.

На рисунке 7 показана зависимость изменения момента от сил, определяемое выражением (18).

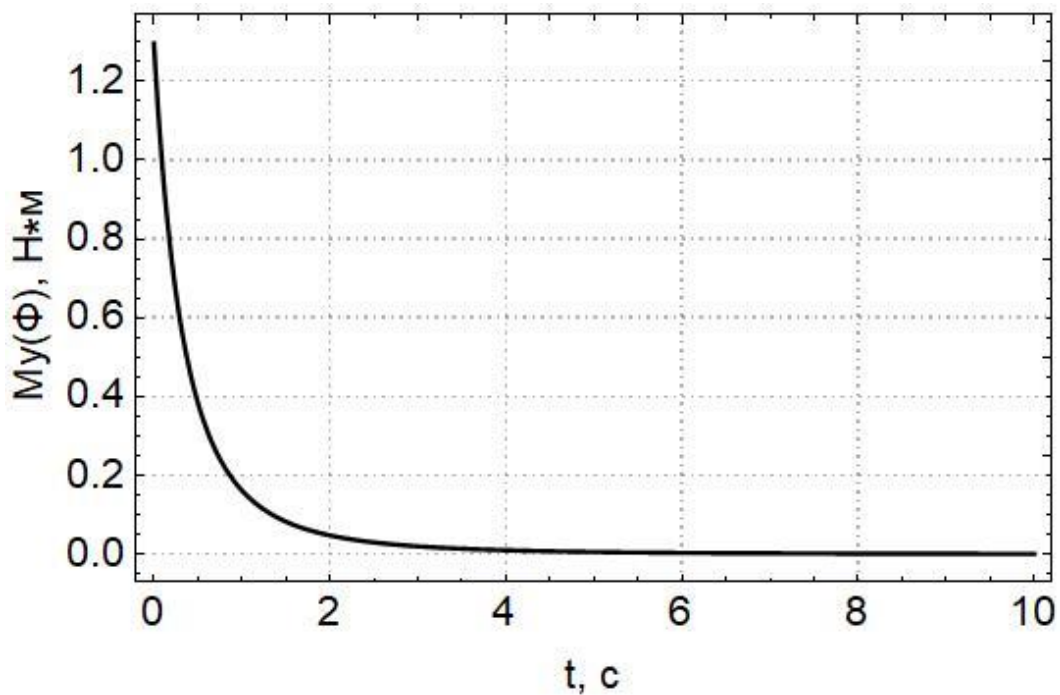


Рисунок 7. – Динамика изменения момента от сил инерции

Рисунок 8 и 9 отражают ускорение поступательного и вращательного движения МКА соответственно, возникающее вследствие температурного удара упругих ПСБ.

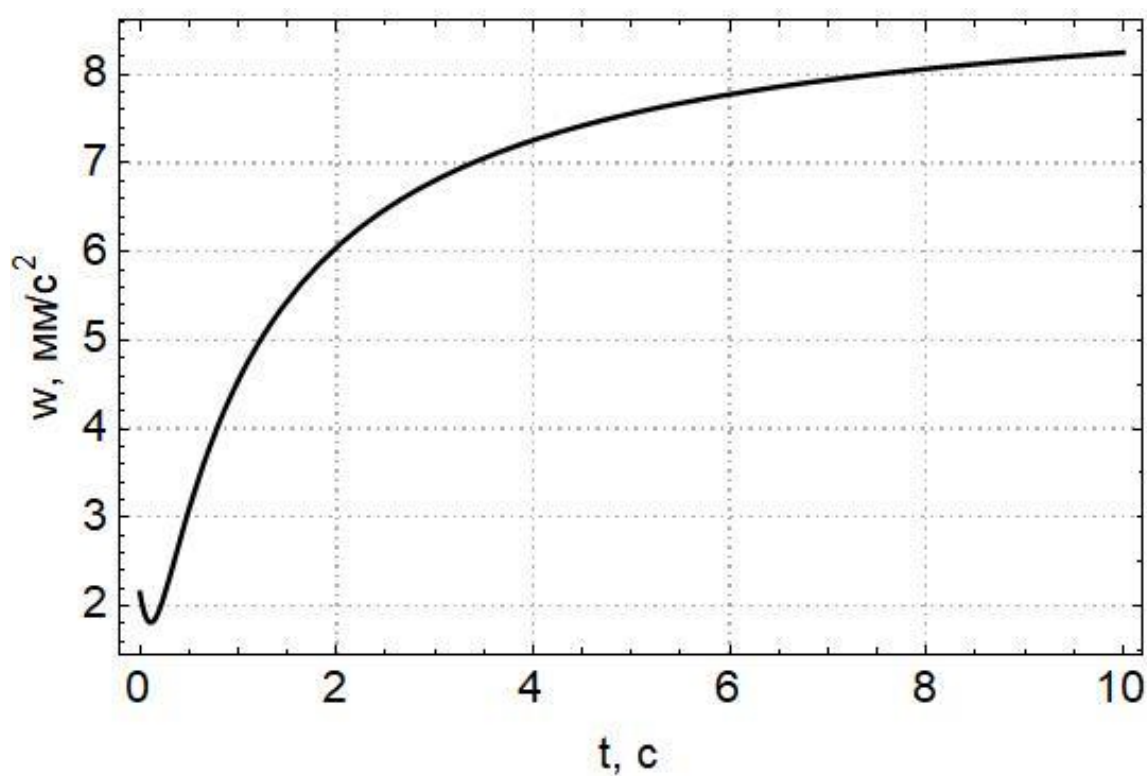


Рисунок 8. – Зависимость изменения ускорения поступательного движения

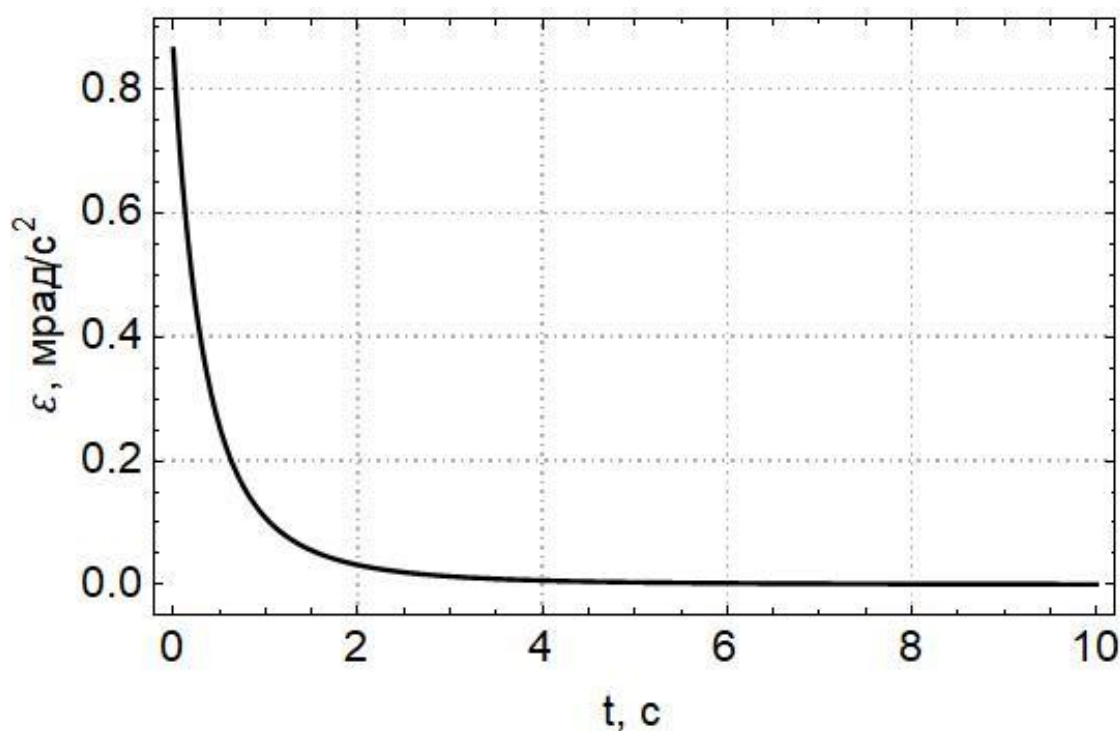


Рисунок 9. – Зависимость изменения углового ускорения

Требование к системам управления современных МКА ДЗЗ определяет точность обеспечения трехосной ориентации МКА по угловой скорости до $0,005 \text{ }^\circ/\text{с}$

[1]. Анализ рисунка 9 показывает, что данное требование будет нарушено в результате температурного удара. Таким образом, при выполнении задач ДЗЗ с помощью МКА следует учитывать температурный удар как значимый возмущающий фактор.

Выводы

Таким образом, в результате проведённых исследований получена зависимость углового ускорения и ускорения поступательного движения от температурного удара МКА ЕО-1. Оценено максимальное значение угловой скорости. Анализ полученных результатов показал, что вследствие температурного удара будут нарушены требования по обеспечению целевых значений угловой скорости МКА ДЗЗ. Полученные результаты могут быть использованы при выполнении задач ДЗЗ МКА с учётом температурного удара.

Список источников

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В. и др. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д»: монография. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
2. Зимин И.И., Валов М.В. Разработка малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=57807>
3. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Orlov D.I., Nikolaeva A.S., Evtushenko M.A. Modeling the Effect of a Temperature Shock on the Rotational Motion of a Small Spacecraft,

Considering the Possible Loss of Large Elastic Elements Stability // Microgravity Science and Technology, 2022, vol. 34, no. 78. DOI: [10.1007/s12217-022-09997-6](https://doi.org/10.1007/s12217-022-09997-6)

4. 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)

5. Bormotov A., Orlov D., Bratkova M. Modeling the deformation of an elastic element of a small spacecraft in its plane during temperature shock // E3S Web of Conferences, 2023, vol. 376, no. 01086. DOI: [10.1051/e3sconf/202337601085](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202337601085)

6. 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. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168997>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)

7. 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)

8. 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)

9. Kartashov E.M., Stomakhin I.V. Thermal reaction of viscoelastic bodies to thermal impact on the basis of a new equation of dynamic thermoviscoelasticity // Journal of engineering physics, 1991, vol. 59, pp. 1116–1125.
10. Коровайцева Е.А. Систематизация одномерных краевых задач механики деформируемого твердого тела // Труды МАИ. 2020. № 110. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=112827>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-3](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-3)
11. Skvortsov, Y.V., Evtushenko, M.A., Khnyryova, E.S. Investigation of the Edge Effect in Laminated Composites Using the ANSYS Software // Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2022, vol. 54, pp. 421–432.
12. Фирсанов В.В., Фам В.Т., Чан Н.Д. Анализ напряженно-деформированного состояния многослойных композитных сферических оболочек на основе уточненной теории // Труды МАИ. 2020. № 114. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=118893>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-8](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-8)
13. 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)
14. 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)
15. Wang Q., Jin D., Rui X. Dynamic Simulation of Space Debris Cloud Capture Using the Tethered Net // Space: Science & Technology, 2021, vol. 2021(5). DOI: [10.34133/2021/9810375](https://doi.org/10.34133/2021/9810375)

16. Johnston J.D., Thornton E.A. Thermal response of radiantly heated spinning spacecraft booms // *Thermophysics and Heat Transfer*, 1996, vol. 10, pp. 60–68. DOI: [10.2514/3.753](https://doi.org/10.2514/3.753)
17. 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. DOI: [10.2514/3.25550](https://doi.org/10.2514/3.25550)
18. Teverovsky A. Effect of thermal shock conditions on reliability of chip ceramic capacitors // In Proceedings of the European Microelectronics and Packaging Conference (EMPC), Brighton, UK, 12–15 September 2011; pp. 1–8.
19. Sedelnikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S., Investigation of the stress-strain state of a rectangular plate after a temperature shock // *Mathematics*, 2023, vol. 11, no. 3. DOI: [10.3390/math11030638](https://doi.org/10.3390/math11030638)
20. Sedelnikov A., Serdakova V., Nikolaeva A. Method of Taking into Account Influence of Thermal Shock on Dynamics of Small Satellite and its Use in Analysis of Microaccelerations // *Microgravity Science and Technology*, 2023, vol. 35, no. 25. DOI: [10.21203/rs.3.rs-2654178/v1](https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2654178/v1)

References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V. et al. *Opytno-tekhnologicheskii malyi kosmicheskii apparat «AIST-2D»* (Experimental and technological small spacecraft "AIST-2D"), Samara, Izd-vo SamNTs RAN, 2017, 324 p.
2. Zimin I.I., Valov M.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <https://trudymai.ru/eng/ublished.php?ID=57807>

3. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Orlov D.I., Nikolaeva A.S., Evtushenko M.A. Modeling the Effect of a Temperature Shock on the Rotational Motion of a Small Spacecraft, Considering the Possible Loss of Large Elastic Elements Stability, *Microgravity Science and Technology*, 2022, vol. 34, no. 78. DOI: [10.1007/s12217-022-09997-6](https://doi.org/10.1007/s12217-022-09997-6)
4. 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)
5. Bormotov A., Orlov D., Bratkova M. Modeling the deformation of an elastic element of a small spacecraft in its plane during temperature shock, *E3S Web of Conferences*, 2023, vol. 376, no. 01086. DOI: [10.1051/e3sconf/202337601085](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202337601085)
6. Sedel'nikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168997>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)
7. 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)
8. 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)

9. Kartashov E.M., Stomakhin I.V. Thermal reaction of viscoelastic bodies to thermal impact on the basis of a new equation of dynamic thermoviscoelasticity, *Journal of engineering physics*, 1991, vol. 59, pp. 1116–1125.
10. Korovaitseva E.A. *Trudy MAI*, 2020, no. 110. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=112827>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-3](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-3)
11. Skvortsov, Y.V., Evtushenko, M.A., Khnyryova, E.S. Investigation of the Edge Effect in Laminated Composites Using the ANSYS Software, *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 2022, vol. 54, pp. 421–432.
12. Firsanov V.V., Fam V.T., Chan N.D. *Trudy MAI*, 2020, no. 114. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=118893>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-8](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-8)
13. 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)
14. 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)
15. Wang Q., Jin D., Rui X. Dynamic Simulation of Space Debris Cloud Capture Using the Tethered Net, *Space: Science & Technology*, 2021, vol. 2021(5). DOI: [10.34133/2021/9810375](https://doi.org/10.34133/2021/9810375)
16. Johnston J.D., Thornton E.A. Thermal response of radiantly heated spinning spacecraft booms, *Thermophysics and Heat Transfer*, 1996, vol. 10, pp. 60–68. DOI: [10.2514/3.753](https://doi.org/10.2514/3.753)

17. 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. DOI: [10.2514/3.25550](https://doi.org/10.2514/3.25550)
18. Teverovsky A. Effect of thermal shock conditions on reliability of chip ceramic capacitors, *In Proceedings of the European Microelectronics and Packaging Conference (EMPC)*, Brighton, UK, 12–15 September 2011; pp. 1–8.
19. Sedelnikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S., Investigation of the stress-strain state of a rectangular plate after a temperature shock, *Mathematics*, 2023, vol. 11, no. 3. DOI: [10.3390/math11030638](https://doi.org/10.3390/math11030638)
20. Sedelnikov A., Serdakova V., Nikolaeva A. Method of Taking into Account Influence of Thermal Shock on Dynamics of Small Satellite and its Use in Analysis of Microaccelerations, *Microgravity Science and Technology*, 2023, vol. 35, no. 25. DOI: [10.21203/rs.3.rs-2654178/v1](https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2654178/v1)

Статья поступила в редакцию 25.07.2023

Одобрена после рецензирования 01.08.2023

Принята к публикации 27.10.2023

The article was submitted on 25.07.2023; approved after reviewing on 01.08.2023; accepted for publication on 27.10.2023