

Научная статья

УДК 629.783

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178459>

## **ПРОВЕРКА АДЕКВАТНОСТИ ПРИБЛИЖЁННЫХ АНАЛИТИЧЕСКИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ДЛЯ ПРОГИБА ТОНКОЙ ОДНОРОДНОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ТЕМПЕРАТУРНОМ УДАРЕ**

**Андрей Валерьевич Седельников<sup>1</sup>, Валерия Владимировна Сердакова<sup>2</sup>,  
Александра Сергеевна Николаева<sup>3</sup>✉**

<sup>1,2,3</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>[valeriay.121@yandex.ru](mailto:valeriay.121@yandex.ru)

<sup>3</sup>[ezhevichka333@gmail.com](mailto:ezhevichka333@gmail.com) ✉

**Аннотация.** В работе проведён сравнительный анализ приближённых аналитических зависимостей, моделирующих прогиб однородной тонкой пластины при температурном ударе для случая жёсткого закрепления одного края пластины и свободных других её краёв. Данный анализ содержит два направления: исследования поля температур и прогибов. Выявлены границы применимости этих зависимостей для практического использования при учёте температурного удара панелей солнечных батарей малого космического аппарата. Результаты работы могут быть использованы при исследовании вращательного движения малого

космического аппарата вокруг его центра масс с учётом влияния температурного удара.

**Ключевые слова:** температурный удар, тонкая однородная пластина, панель солнечной батареи, малый космический аппарат

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

**Для цитирования:** Седельников А.В., Сердакова В.В., Николаева А.С. Проверка адекватности приближённых аналитических зависимостей для прогиба тонкой однородной пластины при температурном ударе // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178459>

Original article

## **CHECKING THE ADEQUACY OF APPROXIMATE ANALYTICAL DEPENDENCES FOR THE DEFLECTION OF A THIN HOMOGENEOUS PLATE UNDER TEMPERATURE SHOCK**

**Andrey V. Sedelnikov<sup>1</sup>, Valeria V. Serdakova<sup>2</sup>, Alexandra S. Nikolaeva<sup>3</sup>**✉

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

Samara, Russia

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

<sup>2</sup>[valeriay.121@yandex.ru](mailto:valeriay.121@yandex.ru)

<sup>3</sup>[ezhevichka333@gmail.com](mailto:ezhevichka333@gmail.com)✉

**Abstract.** The paper presents a comparative analysis of approximate analytical relationships modelling the deflection of a homogeneous thin plate under thermal shock for the case of rigid fixation of one edge of the plate and free other edges of the plate. This analysis contains two directions: studies of the deflection temperature field.

The temperature field of the plate is analysed by comparing the results of numerical simulations with the data of in-situ tests. The experiments conducted with a new promising solar panel ROSA (Roll-Out Solar Array) in 2017 on board the International Space Station (ISS) were chosen as field tests. During these experiments, temperature measurements were made with sensors in different parts of ROSA, which allows a more correct comparison of modelling results with measured data. The comparison showed a good convergence of the results, especially near the fixed edge of ROSA. This is due to the closer real picture of the temperature shock to the mathematical formulation of the two-dimensional heat conduction problem.

To confirm the obtained results, a comparative analysis was made with the data of experiments conducted in ground conditions of the space environment simulator laboratory KM7 with the space boom section. The results of numerical modelling and in-situ experiment also have good convergence. And their differences are due to the fact that the beam model is more suitable for the boom than the plate model.

To investigate the fit of the deflection field, an experiment conducted with a reduced model ROSA solar panel in earth laboratory conditions was chosen. The deflection dynamics of the ROSA end section support beam was chosen as data for comparison. A good convergence of the results in the average value of deflections without taking into

account thermal oscillations is shown. Since in the mathematical formulation of the thermoelasticity problem thermo-vibrations were not taken into account.

Thus, as a result of the work the limits of applicability of approximate analytical dependences for practical use in accounting for the temperature shock of solar panels of a small spacecraft have been revealed. The results of the work can be used in the study of rotational motion of a small spacecraft around its centre of mass taking into account the effect of temperature shock.

**Keywords:** temperature shock, thin homogeneous plate, solar panel, small spacecraft

**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., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S. Checking the adequacy of approximate analytical dependences for the deflection of a thin homogeneous plate under temperature shock. *Trudy MAI*, 2024, no. 134. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178459>

## Введение

Проблема температурного удара больших упругих элементов имеет существенное значение для эффективного управления орбитальным движением малого космического аппарата (МКА). Требования к ориентации и ограничения на параметры вращательного движения МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) во многом определяют качество полученных с помощью МКА изображений в частности и уровень решения целевых задач МКА в целом [1-5]. Для МКА

технологического назначения температурный удар может нарушать требования по микроускорениям, налагаемые гравитационно-чувствительными процессами [6-11]. При транспортировании космического мусора с помощью тросовых систем [12-17] могут возникнуть дополнительные возмущения от температурного удара, которые в состоянии помешать успешной реализации миссии по уборке космического мусора [18-21].

В работе [22] представлен метод учёта температурного удара на динамику вращательного движения МКА, который позволяет оценить необходимость и целесообразность такого учёта, исходя из специфика целевых задач, стоящих перед МКА. Приближённые аналитические зависимости поля температур и функции прогибов [23, 24] могут стать математическим аппаратом в количественной оценке влияния температурного удара в рамках этого метода.

### Постановка задачи

В работе ставится задача проверки соответствия приближённых аналитических зависимостей, описывающих температурное поле и функцию прогибов тонкой пластины (рисунок 1), полученных в работах [23, 24].

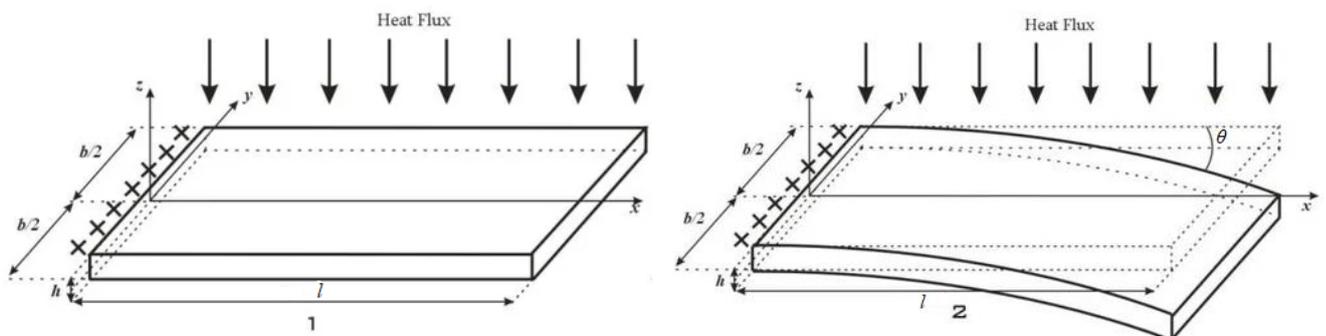


Рисунок 1. - Схема пластины в момент наступления температурного удара:  
1 - для одномерной постановки задачи теплопроводности;  
2 - для двумерной постановки задачи теплопроводности  
(процитировано по [25])

Приближённые аналитические зависимости имеют вид.

а) Для одномерной задачи теплопроводности:

поле температур [23]:

$$T(z, t) = Cz \frac{t}{t+a} + T_0, 0 \leq z \leq h, t > 0, \quad (1)$$

где  $h$  - толщина пластины;  $T(z, t)$  - одномерное нестационарное поле температур, зависящее от пространственной координаты  $z$  (рисунок 1) и времени  $t$ ;  $C$  и  $a$  - некоторые постоянные параметры модели, зависящие от свойств материала пластины.

Поле прогибов, соответствующее полю температур (1), было также описано в работе [23]:

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

где  $w(x, t)$  - одномерное нестационарное поле прогибов точек пластины, зависящее от пространственной координаты  $x$  (рисунок 1) и времени  $t$ ;  $l$  - длина пластины (рисунок 1).

При этом считалось, что половина пластины  $0 \leq x \leq l/2$  подвергается деформации сжатия, а вторая половина  $l/2 < x \leq l$  - свободно перемещается (рисунок 2).

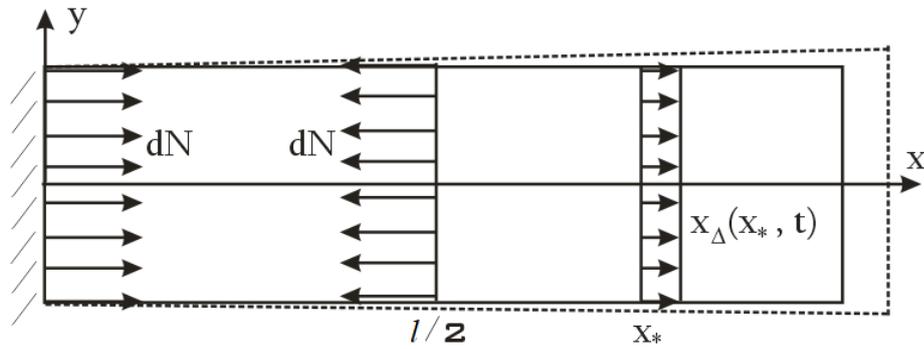


Рисунок 2. - Модель деформации пластины в её плоскости результате температурного удара

б) Для двумерной задачи теплопроводности [24]:

поле температур:

$$T(x, z, t) = Cz \frac{t}{t+a} - Mx + T_0, \quad 0 \leq x \leq l, \quad 0 \leq z \leq h, \quad t > 0, \quad (3)$$

где  $T(x, z, t)$  - двумерное нестационарное поле температур, зависящее от двух пространственных координат  $x$  и  $z$  (рисунок 1) и времени  $t$ ;  $M$  - некоторая положительная константа - параметр модели.

Поле прогибов, по-прежнему, является одномерным и отличается от выражения (2) только наличием начального прогиба [24]:

$$w(x, t) = \frac{At}{t+a} (x^4 - 4lx^3 + 6l^2x^2) + w_0(x, 0), \quad 0 \leq x \leq l, \quad t > 0, \quad (4)$$

где  $w_0(x, t)$  - одномерное нестационарное поле прогибов точек пластины, зависящее от пространственной координаты  $x$  (рисунок 1) и времени  $t$ .

Выражение (4) предполагает, что начальный прогиб  $w_0(x, t)$  не нарушает двумерной постановки задачи.

## Сравнительный анализ поля температур

Для анализа достоверности поля температур, описанного приближенными зависимостями (1) и (4), выберем эксперименты, проведённые с перспективной панелью солнечной батареи ROSA (Roll-Out Solar Array) в 2017 году на борту международной космической станции (МКС). В работах [26, 27] описано проведение этих экспериментов и их основные результаты. На рисунке 3 [26, 27] приведены результаты измерений температуры на поверхностном слое ROSA, который подвержен температурному удару. Схема расположения резистивных датчиков температуры показана на рисунке 4 [26, 27].

Результаты моделирования поля температур зависимостями (1) и (4) представлены в работах [23] и [24] соответственно и показаны на рисунке 5.

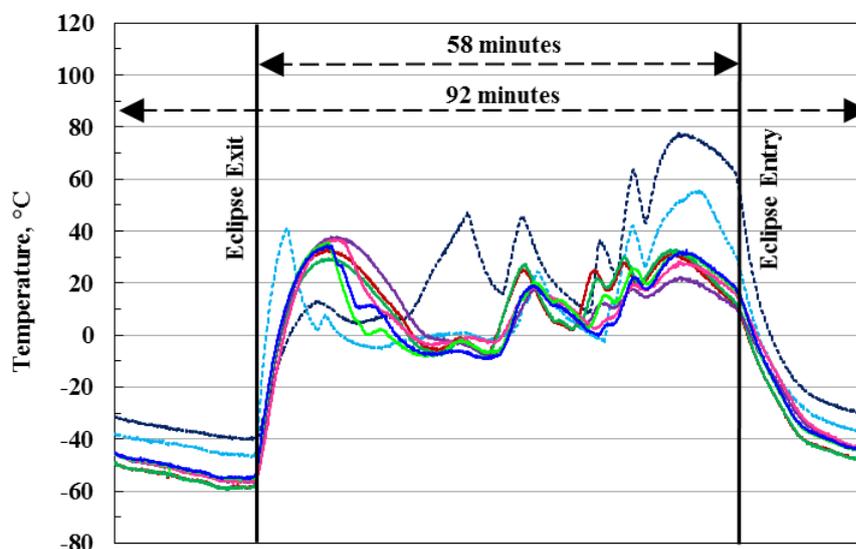


Рисунок 3. - Измерение температуры на поверхности панели ROSA во время проведения эксперимента в космосе на борту МКС (процитировано по [26, 27])

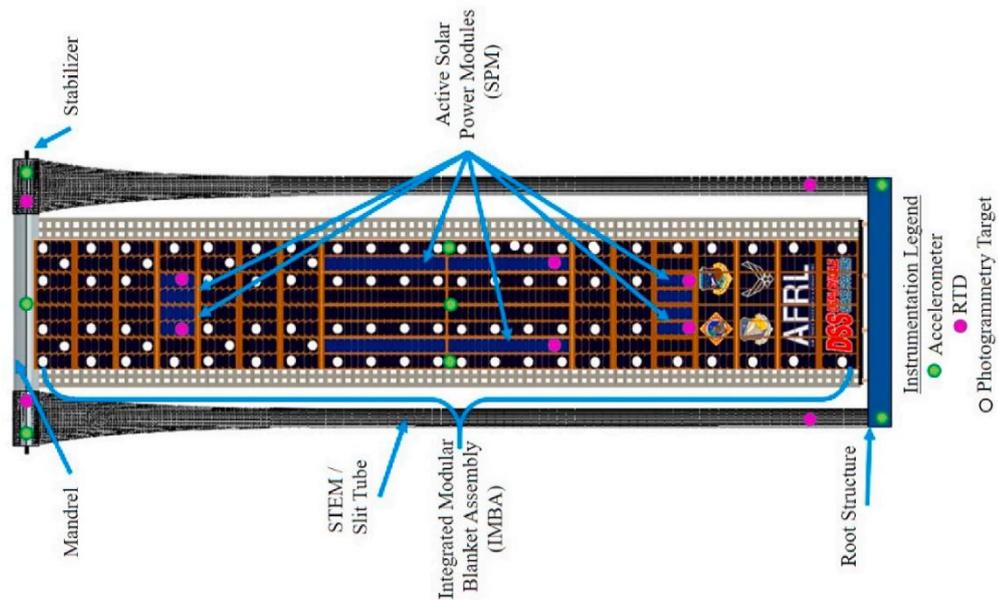


Рисунок 4. - Схема расположения резистивных датчиков температуры (процитировано по [26, 27])

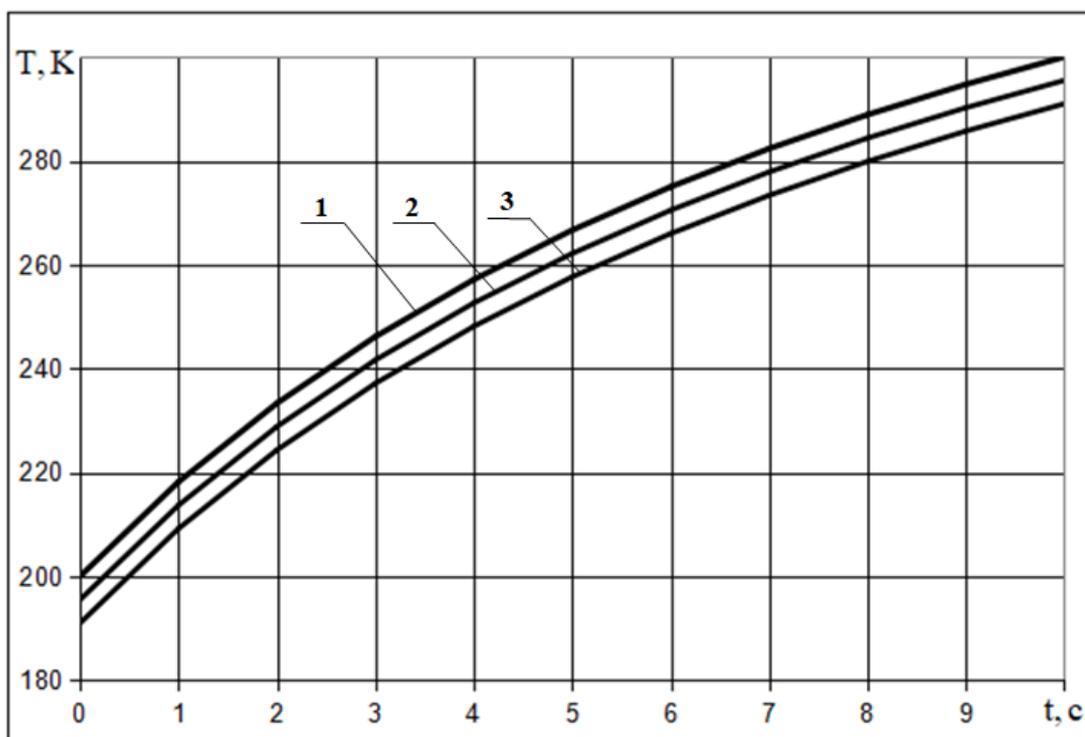


Рисунок 5. - Изменение температуры поверхностного слоя пластины, полученное с помощью приближенных зависимостей (1) и (4):  
 1 – вблизи заделки ( $x \approx 0$ ); 2 – в середине пластины ( $x \approx l/2$ );  
 3 – на свободном краю пластины ( $x \approx l$ )  
 (процитировано по [24])

Очевидно, что при  $x = 0$  зависимость (3) вырождается в (1). Для сравнения необходимо привести в соответствие параметры модели [24] (таблица 1).

Основные параметры пластины для сравнительного анализа

Таблица 1

Параметр	Обозначение	Значение		Размерность
		Для рис. 5	Для сравнения	
Материал ПСБ	–	МА2	композит	–
Коэффициент теплопроводности	$\lambda$	96,3	16,3	$Вт/(м \cdot К)$
Коэффициент линейного расширения	$\alpha$	$2,6 \cdot 10^{-5}$	$1,35 \cdot 10^{-5}$	$К^{-1}$
Внешний поток	$Q$	1400	1400	$Вт/м^2$
Температура окружающей среды	$T_c$	3	3	$К$
Начальная температура ПСБ	$T_0 = T(z, 0)$	200	227	$К$
Степень черноты	$e$	0,2	0,2	–
Удельная теплоёмкость	$c$	1130,4	461	$Дж/(кг \cdot К)$
Плотность ПСБ	$\rho$	1780	7540	$кг/м^3$
Модуль Юнга	$E$	$4 \cdot 10^{10}$	$2 \cdot 10^{11}$	$Па$
Коэффициент Ламэ	$\mu$	$1,6 \cdot 10^{10}$	$7,5 \cdot 10^{11}$	$Па$
Коэффициент Пуассона	$\nu$	0,3	0,3	–
Длина ПСБ	$l$	1	0,6	$м$
Ширина ПСБ	$b$	0,5	0,29	$м$
Толщина ПСБ	$h$	1	0,09	$мм$
Функция начального прогиба ПСБ	$u_{z0}$	$-0,1 x^2$	$-0,1 x^2$	$м$
Параметры модели [18]:	$C$	200	200	$К/м$
	$a$	1	26	$с$
	$M$	9	23	$К/м$

После подстановки данных из четвёртого столбца таблицы 1 в модель [24] и выделения соответствующего участка на рисунке 3 имеем сравнимые результаты вычислительного эксперимента [24] и натурального эксперимента [26, 27]. Эти результаты показаны на рисунке 6.

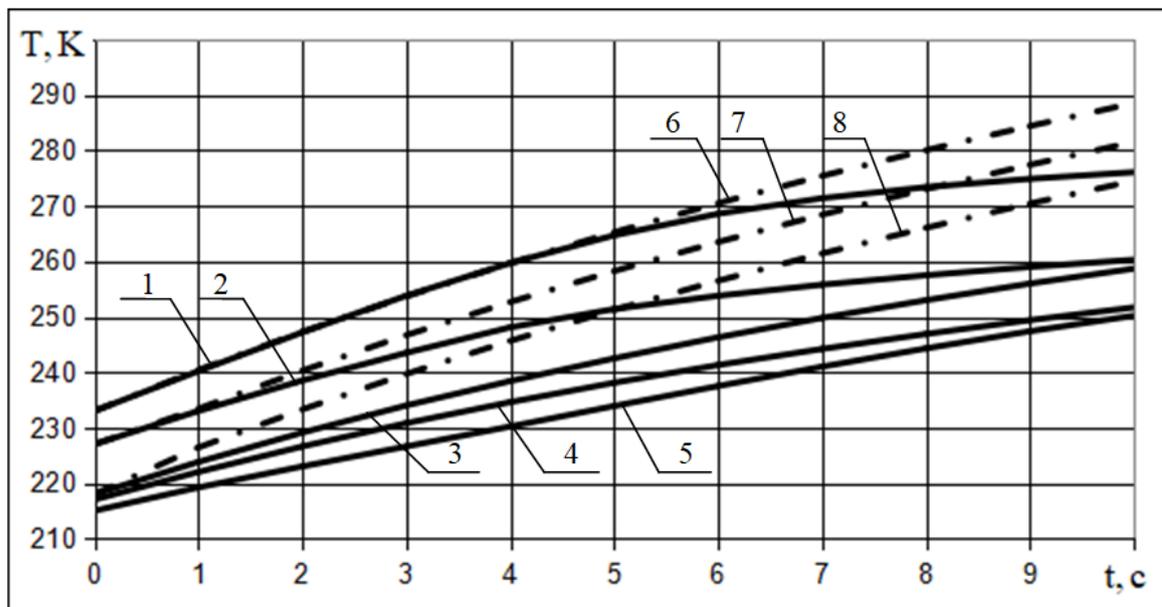


Рисунок 6. - Динамика сравнимых результатов изменения температуры для вычислительного [24] и натурального [26, 27] экспериментов:

- 1 - измерения датчиком 1 вблизи узла крепления ПСБ к корпусу;
- 2 - измерения датчиком 2 вблизи середины ПСБ;
- 3, 4, 5 - измерения датчиками 3, 4 и 5 вблизи свободного края ПСБ;
- 6 - моделирование приближенной зависимостью (4) для  $x=0$ ;
- 7 - моделирование приближенной зависимостью (4) для  $x=l/2$ ;
- 8 - моделирование приближенной зависимостью (4) для  $x=l$

Из рисунка 6 видно, что измерения датчика 1 (кривая 1) ближе к соответствующей модельной кривой (кривая 6). Это можно объяснить тем, что вблизи узла крепления форма ПСБ ближе к плоской. Для других датчиков сходимость результатов несколько хуже. Это объясняется неучётом трёхмерности случая с натурным экспериментом. При оценке частот колебаний авторы [26, 27] моделировали искривлённые формы ПСБ. Например, на рисунке 7 показана одна из них.

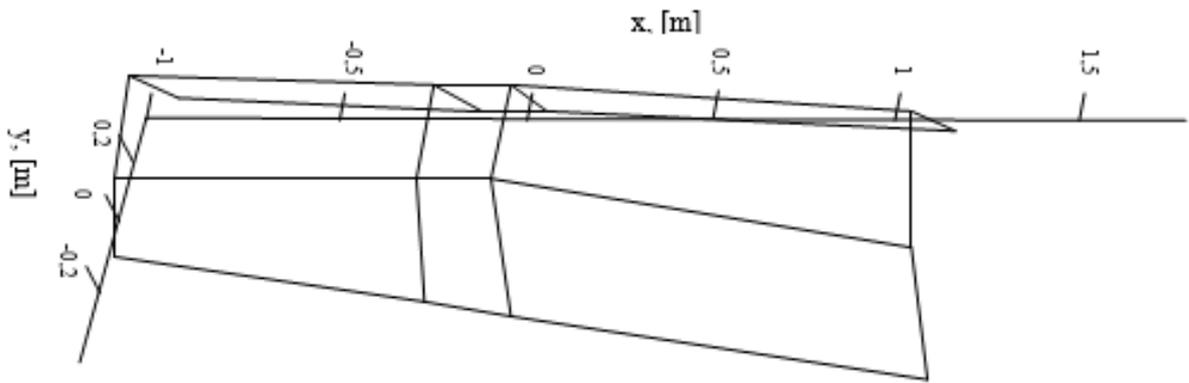


Рисунок 7. - Одна из искривлённых форм ПСБ, полученная авторами [26, 27] при моделировании температурных колебаний ПСБ ROSA

В этой ситуации двумерной постановки недостаточно - необходима трехмерная постановка задачи теплопроводности. В рамках двумерной постановки модельные значения температуры поверхностного слоя будут несколько завышены по сравнению с реальными. Эта картина и наблюдается на рисунке 6. Следует также обратить внимание и на разброс значений температуры, полученных датчиками 3, 4 и 5. Он связан не только с погрешностями самих средств измерений и разницей начальных температур. Действительно, при погрешности около 1 К и разницы начальных температур в 3 К максимальная разность составляет более 8 К. Это объясняется существенным отличием формы ПСБ от плоской, а также изменением солнечного теплового потока при движении по орбите. Таким образом, можно констатировать, что функция начального прогиба (таблица 1) в вычислительном эксперименте существенно упрощена. Это также является причиной различий соответствующих кривых (модельных и натуральных) на рисунке 6. Однако в целом можно утверждать об адекватном описании динамики температур с помощью приближенной зависимости (3) и о хорошей сходимости этого описания при самом температурном ударе.

Рассмотрим далее эксперименты, проведённые в наземных условиях лаборатории-симуляторе космической среды КМ7 [28] с термоиндуцированной вибрацией секции космической стрелы (рисунок 8) [29].

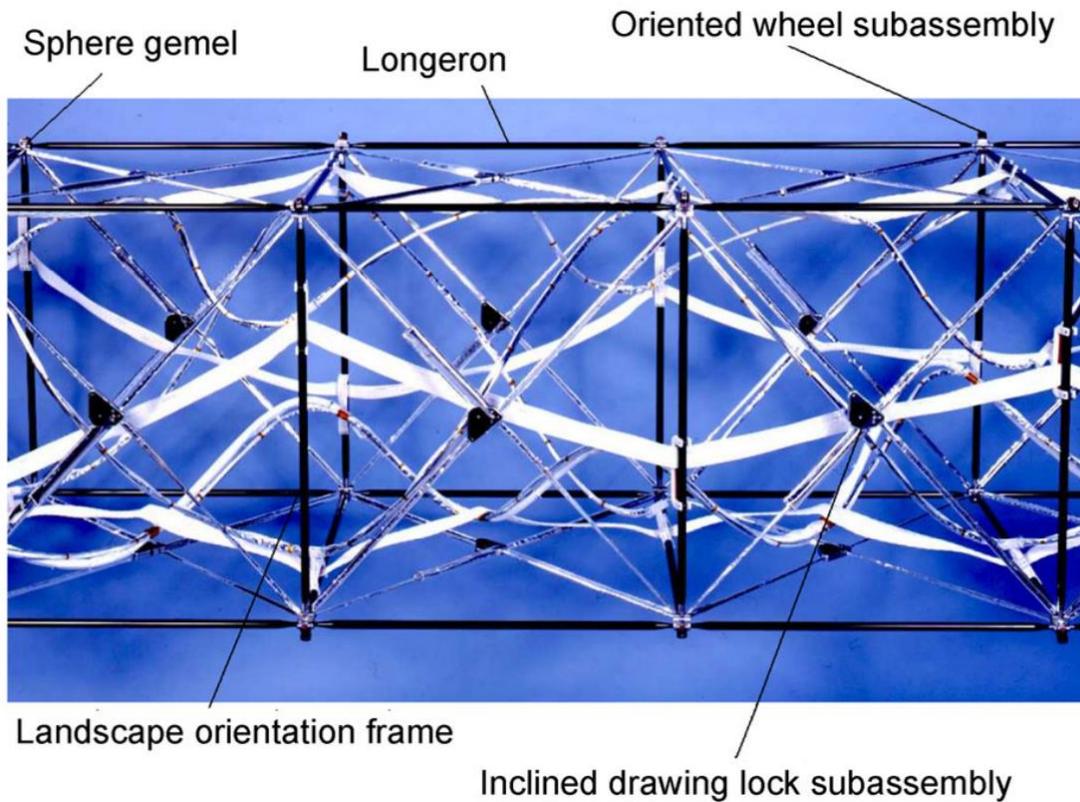


Рисунок 8. - Внешний вид элемента секции космической стрелы (цитировано по [29])

Эксперимент проводился при следующих условиях: давление в вакуумной камере  $p = 2,8 \cdot 10^{-5} \text{ Па}$ , тепловой поток  $Q = 1367 \text{ Вт/м}^2$ , начальная температуры тела и температура окружающей среды  $T_c = T_0 = 291,5 \text{ К}$  [29]. Было зафиксировано повышение температуры тела на  $\Delta T = 37,6 \text{ К}$  за  $t = 63 \text{ с}$  [29]. Результаты данного эксперимента представлены на рисунке 9 [29].

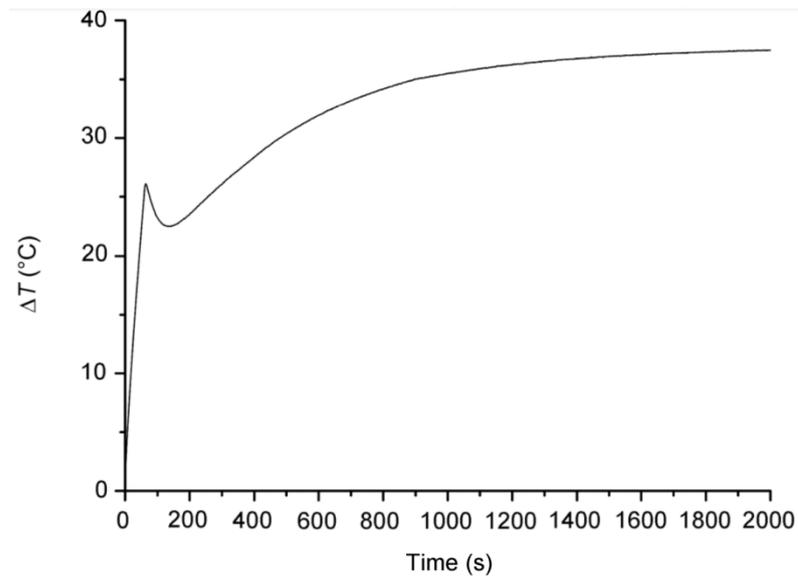


Рисунок 9. - Динамика роста температуры секции космической стрелы (проецировано по [29])

В работе [23] в рамках вычислительного эксперимента была получена динамика температуры поверхностного слоя пластины, представленная на рисунке 10.



Рисунок 10. - Изменение температуры поверхностного слоя пластины, полученное с помощью приближенной зависимости (1) (проецировано по [23])

Скорректируем основные параметры вычислительного эксперимента [23] для одномерной задачи теплопроводности (таблица 2).

Основные параметры пластины для сравнительного анализа

Таблица 2

Параметр	Обозначение	Значение		Размерность
		Для рис. 5	Для сравнения	
Материал ПСБ	–	МА2	углеродно-эпоксидный композит	–
Коэффициент теплопроводности	$\lambda$	96,3	0,3	$Вт/(м \cdot К)$
Коэффициент линейного расширения	$\alpha$	$2,6 \cdot 10^{-5}$	$7 \cdot 10^{-5}$	$К^{-1}$
Внешний поток	$Q$	1400	1367	$Вт/м^2$
Температура окружающей среды	$T_c$	3	291,5	$К$
Начальная температура ПСБ	$T_0 = T(z, 0)$	200	291,5	$К$
Степень черноты	$e$	0,2	0,4	–
Удельная теплоёмкость	$c$	1130,4	600	$Дж/(кг \cdot К)$
Плотность ПСБ	$\rho$	1780	1166	$кг/м^3$
Модуль Юнга	$E$	$4 \cdot 10^{10}$	$4 \cdot 10^9$	$Па$
Коэффициент Ламэ	$\mu$	$1,6 \cdot 10^{10}$	$9,5 \cdot 10^8$	$Па$
Коэффициент Пуассона	$\nu$	0,3	0,3	–
Длина ПСБ	$l$	1	2	$м$
Ширина ПСБ	$b$	0,5	0,5	$м$
Толщина ПСБ	$h$	1	1	$мм$
Параметры модели [17]:	$C$	200	33	$К/м$
	$a$	1	40	$c$

После подстановки данных из четвёртого столбца таблицы 2 в модель [23] и выделении соответствующего участка на рисунке 9 имеем сравнимые результаты вычислительного эксперимента [23] и натурального эксперимента [29]. Эти результаты показаны на рисунке 11.

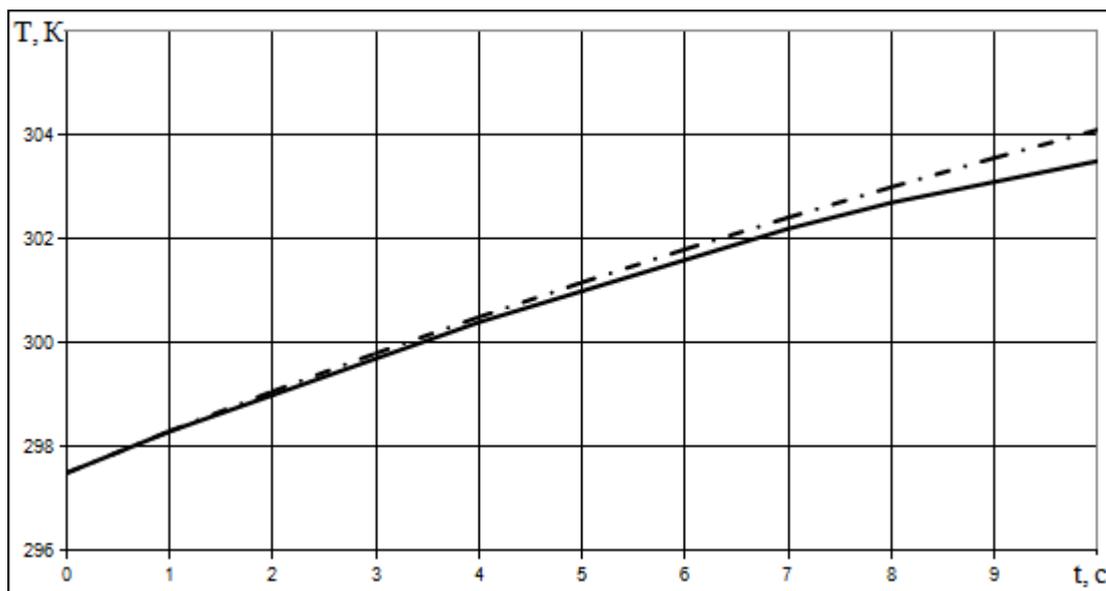


Рисунок 11. - Динамика сравнимых результатов изменения температуры для вычислительного [23] (пунктирная линия) и натурального [29] (сплошная линия) экспериментов

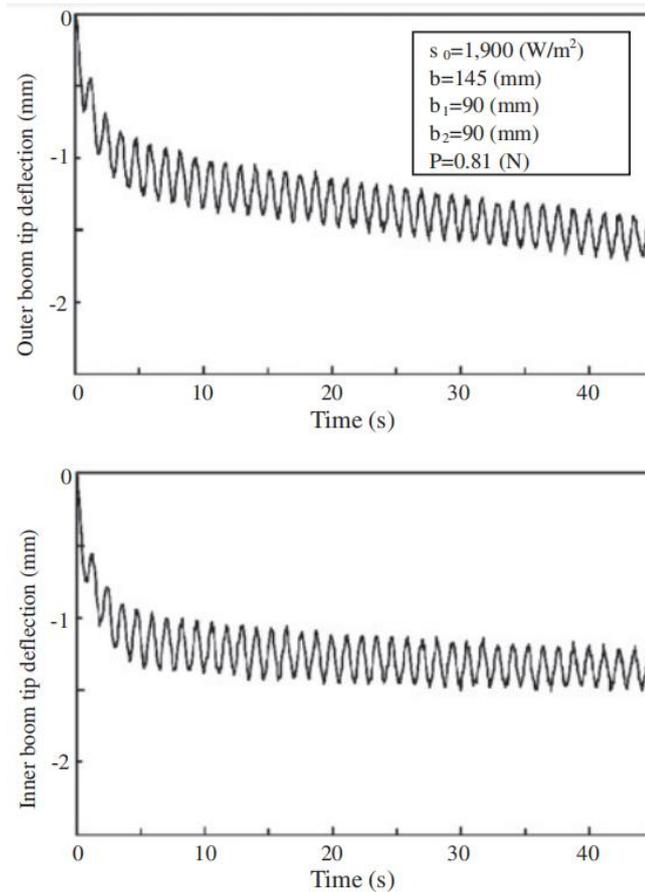
Как видно из рисунка 11, наблюдается хорошее совпадение результатов вычислительного [23] и натурального экспериментов [29]. Несмотря на различие моделей пластины и балки, их прогрев в результате температурного удара в начальный момент является практически одинаковым. В дальнейшем пластина прогревается быстрее из-за пренебрежения потерями энергии через боковые поверхности. Для балки это не так. Поэтому экспериментальная кривая лежит ниже модельной кривой.

Таким образом, можно утверждать, что приближённые аналитические зависимости поля температур (1) и (3) подтверждаются экспериментальными данными. Что говорит об их достоверности.

### **Сравнительный анализ функций прогибов**

Для проверки достоверности приближенных зависимостей для прогибов (2) и (4) воспользуемся экспериментальными данными с солнечной батареей ROSA [30]. Следует отметить, что зависимости (2) и (4) отличаются друг от друга наличием

начального прогиба в (4). Основные параметры экспериментального образца соответствуют данным, приведённым в четвёртом столбце таблицы 1. Эксперимент проводился в земных условиях в вакуумной камере с использованием уменьшенной модели солнечной батареи ROSA (рисунок 3) в масштабе 1/10. Результаты динамики прогиба концевой сечения опорной балки ROSA представлены на рисунке 12 [30].



(b) Experimental results

Рисунок 12 - Динамика прогибов концевой сечения опорной балки модели панели ROSA  
(процитировано по [30])

В вычислительном эксперименте [23] была получена функция прогибов, зависящая от времени и продольной координаты  $x$  (рисунок 13).

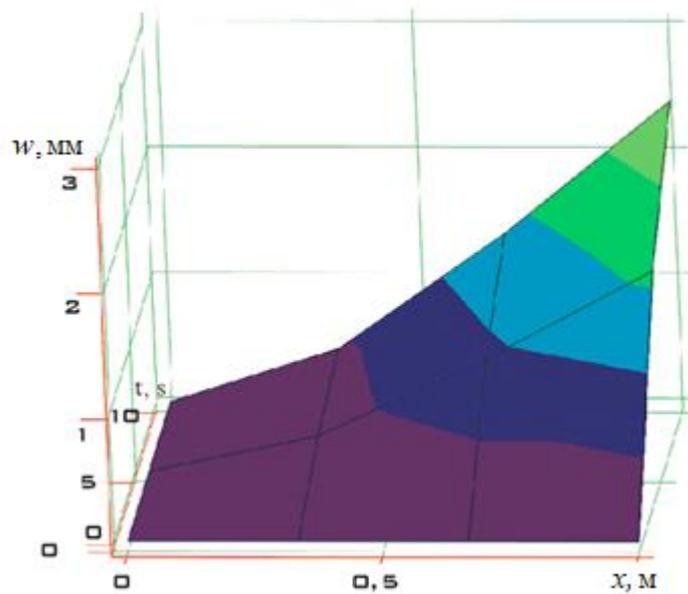


Рисунок 13. - Функция прогибов пластины в вычислительном эксперименте с использованием приближенной зависимости (2) для параметра  $A = 10^{-4} \text{ м}^{-3}$  (процитировано по [23])

Зададим основные параметры вычислительного эксперимента [23] для одномерной задачи теплопроводности, соответствующие четвёртому столбцу таблица 1,  $Q = 1900 \text{ Вт/м}^2$  как в эксперименте [30], а также  $A = 4,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}^{-3}$  и  $a = 0,05 \text{ с}$ . Получим сравнимые результаты вычислительного эксперимента [23] и натурального эксперимента [30]. Эти результаты показаны на рисунке 14.

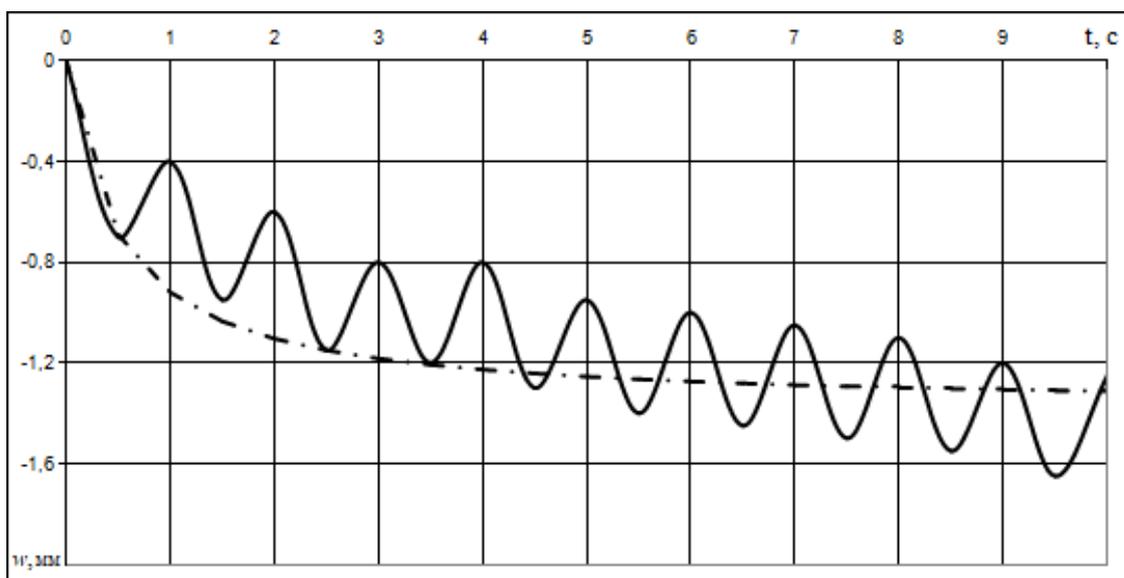


Рисунок 14. - Динамика сравнимых результатов изменения прогибов

для вычислительного [23] (пунктирная линия) и натурального [30] (сплошная линия) экспериментов

На начальной стадии температурного удара видна хорошая сходимость результатов, затем возбуждаемые термоколебания в натурном эксперименте [30] вносят существенный вклад. В вычислительном эксперименте [23] они не учитывались. Поэтому сходимость результатов заметно ухудшилась. Однако в целом можно констатировать, что в схожих постановках задачи при учёте одних и тех же факторов приближённые зависимости (2) и (4) адекватно описывают динамику прогиба от температурного удара. Добиться более корректного представления динамических факторов можно только в трёхмерной постановке задачи теплопроводности с учётом их случайности [31].

### **Выводы**

Таким образом, в работе проведена валидация приближенных зависимостей для поля температур и прогибов, полученных в ходе вычислительного эксперимента в работах [23, 24]. Результаты сравнительного анализа с данными натуральных экспериментов, проведённых в космическом пространстве и наземных условиях, показывают, что приближённые зависимости для поля температур и прогибов, полученные для модели тонкой пластины, могут быть использованы в качестве приближенных оценок вблизи температурного удара (примерно 0-10 с).

### **Список источников**

1. Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems // The Egyptian

Journal of Remote Sensing and Space Science, 2023, vol. 26 (3), pp. 427-454. DOI: [10.1016/j.ejrs.2023.06.003](https://doi.org/10.1016/j.ejrs.2023.06.003)

2. 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)

3. Lia M., Zhang Y., Hu Q., Qi R The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload // Journal of Sound and Vibration, 2019, vol. 438, pp. 441-456. DOI: [10.1016/j.jsv.2018.09.038](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2018.09.038)

4. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Дорофеев А.С. и др. Определение вращательного движения малого космического аппарата АИСТ-2Д по данным магнитных измерений // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 1. С. 61–73.

5. Lia M., Zhang Y., Hu Q., Qi R The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload // Journal of Sound and Vibration, 2019, vol. 438, pp. 441-456. DOI: [10.1016/j.jsv.2018.09.038](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2018.09.038)

6. Zhang J., Guo Z., Zhang Y. Dynamic characteristics of vibration isolation platforms considering the joints of the struts // Acta Astronautica, 2016, vol. 126, pp. 120–137. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.04.001](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.04.001)

7. 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>.

8. Абрашкин В.И., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В. Электромагнитная система управления вращательным движением спутника, обеспечивающая малый уровень микроускорений на его борту – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. Препринт № 22. - 36 с.
9. Wang A., Wang S., Xia H. et al. Dynamic Modeling and Control for a Double-State Microgravity Vibration Isolation System // Microgravity Science and Technology, 2023, vol. 35, no. 1. DOI: [10.1007/s12217-022-10027-8](https://doi.org/10.1007/s12217-022-10027-8)
10. Седельников А.В., Танеева А.С. Моделирование поля микроускорений в защищенной зоне виброзащитных устройств для реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту малого космического аппарата технологического назначения // Омский научный вестник. Серия авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2023. Т. 7. № 2. С. 65–72. DOI: [10.25206/2588-0373-2023-7-2-65-72](https://doi.org/10.25206/2588-0373-2023-7-2-65-72)
11. Kerber F., Hurlebaus S., Beadle B.M. et al. Control concepts for an active vibration isolation system // Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, vol. 21, pp. 3042–3059. DOI: [10.1016/j.ymssp.2007.04.003](https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2007.04.003)
12. 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)
13. Ледков А.С. Динамика и управление цилиндрическим космическим мусором при бесконтактной транспортировке ионным потоком // Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175910>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-04](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-04)

14. 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)
15. Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact Dynamics Modeling and Simulation of TetherNets 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)
16. Миронов В.В., Усовик И.В. Ретроспектива проблемы космического мусора. Часть 1. Техногенное засорение космического пространства и средства его контроля // Космические исследования. 2020. Т. 58. № 2. С. 117–130. DOI: [10.31857/S0023420620020089](https://doi.org/10.31857/S0023420620020089)
17. 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)
18. 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)
19. 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)
20. Orlov D.I. Modeling the Temperature Shock Impact on the Movement of a Small Technological Spacecraft // Proceedings International Conference Problems of Applied Mechanics. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2340, no. 1, pp. 050001. DOI: [10.1063/5.0047296](https://doi.org/10.1063/5.0047296)

21. Мануйлов С.А. Космический мусор – угроза безопасности космических полетов // Проблемы безопасности полетов. 2021. № 9. С. 35–53. DOI: [10.36535/0235-5000-2021-09-3](https://doi.org/10.36535/0235-5000-2021-09-3)
22. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S. 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. 3. DOI: [10.1007/s12217-023-10049-w](https://doi.org/10.1007/s12217-023-10049-w)
23. 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, pp. 638. DOI: [10.3390/math11030638](https://doi.org/10.3390/math11030638)
24. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Orlov D.I., Nikolaeva A.S. Investigating the Temperature Shock of a Plate in the Framework of a Static Two-Dimensional Formulation of the Thermoelasticity Problem // Aerospace, 2023, vol. 10, no. 5, pp. 445. DOI: [10.3390/aerospace10050445](https://doi.org/10.3390/aerospace10050445)
25. Sedelnikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V. et al. The importance of a three-dimensional formulation of the thermal conductivity problem in assessing the effect of a temperature shock on the rotational motion of a small spacecraft // E3S Web of Conferences, 2023, vol. 371, pp. 03015. DOI: [10.1051/e3sconf/202337103015](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202337103015)
26. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-Orbit Structural Dynamics Performance of the Roll-Out Solar Array // AIAA Spacecraft Structures Conference, 2018. DOI: [10.2514/6.2018-1942](https://doi.org/10.2514/6.2018-1942)

27. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., La Pointe M., La Corte P. On-orbit flight testing of the Roll-Out Solar Array // *Acta Astronautica*, 2021, vol. 179, pp. 407–414. DOI: [10.1016/j.actaastro.2020.10.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.10.024)
28. Liu C., Zhan H.Y., Wang Y., et al. Data management platform for space environment simulator based on real-time database // *Spacecraft Environment Eng China*, 2010, vol. 12, pp. 715–719.
29. Su. X.M., Zhang J.H., Wang J., Bi Ya. Q., Qie D.F., Xiang Z.H., Xue M.D. Experimental investigation of the thermally induced vibration of a space boom section // *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2015, vol. 58, no. 4, pp. 044601. DOI: [10.1007/s11433-014-5622-y](https://doi.org/10.1007/s11433-014-5622-y)
30. Lee B.H., Yamasaki M., Murozono M. Experimental Verification of Thermal Structural Responses of a Flexible Rolled-Up Solar Array // *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2013, vol. 56, no. 4, pp. 197–204. DOI: [10.2322/tjsass.56.197](https://doi.org/10.2322/tjsass.56.197)
31. Ma J., Dai C., Wang B., Beer M., Wang A. Random dynamic responses of solar array under thermal-structural coupling based on the isogeometric analysis // *Acta Mechanica Sinica*, 2023, vol. 39, no. 4, pp. 722338. DOI: [10.1007/s10409-023-22338-x](https://doi.org/10.1007/s10409-023-22338-x)

## References

1. Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems, *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science*, 2023, vol. 26 (3), pp. 427-454. DOI: [10.1016/j.ejrs.2023.06.003](https://doi.org/10.1016/j.ejrs.2023.06.003)

2. Sedel'nikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168997>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-11)
3. Lia M., Zhang Y., Hu Q., Qi R The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload, *Journal of Sound and Vibration*, 2019, vol. 438, pp. 441-456. DOI: [10.1016/j.jsv.2018.09.038](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2018.09.038)
4. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Dorofeev A.S. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2019, vol. 57, no. 1, pp. 61–73.
5. Zhang Y., Sheng C., Hu Q. et al. Dynamic analysis and control application of vibration isolation system with magnetic suspension on satellites, *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 75, pp. 99–114. DOI: [10.1016/j.ast.2017.12.041](https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.12.041)
6. Zhang J., Guo Z., Zhang Y. Dynamic characteristics of vibration isolation platforms considering the joints of the struts, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 126, pp. 120–137. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.04.001](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.04.001)
7. Sedel'nikov A.V., Nikolaeva A.S., Serdakova V.V. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176836>
8. Abrashkin V.I., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V. *Elektromagnitnaya sistema upravleniya vrashchatel'nym dvizheniem sputnika, obespechivayushchaya malyyi uroven' mikrouskorenii na ego bortu* (Electromagnetic control system of the satellite rotational motion providing a small level of micro-accelerations on its board), Moscow, IPM im. M.V. Keldysha, 2010, preprint no. 22, 36 p.

9. Wang A., Wang S., Xia H. et al. Dynamic Modeling and Control for a Double-State Microgravity Vibration Isolation System, *Microgravity Science and Technology*, 2023, vol. 35, no. 1. DOI: [10.1007/s12217-022-10027-8](https://doi.org/10.1007/s12217-022-10027-8)
10. Sedel'nikov A.V., Taneeva A.S. *Omskii nauchnyi vestnik. Seriya aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie*, 2023, vol. 7, no. 2, pp. 65–72. DOI: [10.25206/2588-0373-2023-7-2-65-72](https://doi.org/10.25206/2588-0373-2023-7-2-65-72)
11. Kerber F., Hurlebaus S., Beadle B.M. et al. Control concepts for an active vibration isolation system, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, vol. 21, pp. 3042–3059. DOI: [10.1016/j.ymssp.2007.04.003](https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2007.04.003)
12. 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)
13. Ledkov A.S. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175910>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-04](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-04)
14. Trushlyakov V.I., Yudintsev 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)
15. Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact Dynamics Modeling and Simulation of TetherNets 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)
16. Mironov V.V., Usovik I.V. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2020, vol. 58, no. 2, pp. 117–130. DOI: [10.31857/S0023420620020089](https://doi.org/10.31857/S0023420620020089)

17. 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)
18. 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)
19. 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)
20. Orlov D.I. Modeling the Temperature Shock Impact on the Movement of a Small Technological Spacecraft, *Proceedings International Conference Problems of Applied Mechanics. AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2340, no. 1, pp. 050001. DOI: [10.1063/5.0047296](https://doi.org/10.1063/5.0047296)
21. Manuilov S.A. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2021, no. 9, pp. 35–53. DOI: [10.36535/0235-5000-2021-09-3](https://doi.org/10.36535/0235-5000-2021-09-3)
22. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Nikolaeva A.S. 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. 3. DOI: [10.1007/s12217-023-10049-w](https://doi.org/10.1007/s12217-023-10049-w)
23. 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, pp. 638. DOI: [10.3390/math11030638](https://doi.org/10.3390/math11030638)
24. Sedelnikov A.V., Serdakova V.V., Orlov D.I., Nikolaeva A.S. Investigating the Temperature Shock of a Plate in the Framework of a Static Two-Dimensional Formulation

of the Thermoelasticity Problem, *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 5, pp. 445. DOI: [10.3390/aerospace10050445](https://doi.org/10.3390/aerospace10050445)

25. Sedelnikov A.V., Orlov D.I., Serdakova V.V. et al. The importance of a three-dimensional formulation of the thermal conductivity problem in assessing the effect of a temperature shock on the rotational motion of a small spacecraft, *E3S Web of Conferences*, 2023, vol. 371, pp. 03015. DOI: [10.1051/e3sconf/202337103015](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202337103015)

26. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-Orbit Structural Dynamics Performance of the Roll-Out Solar Array, *AIAA Spacecraft Structures Conference*, 2018. DOI: [10.2514/6.2018-1942](https://doi.org/10.2514/6.2018-1942)

27. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., La Pointe M., La Corte P. On-orbit flight testing of the Roll-Out Solar Array, *Acta Astronautica*, 2021, vol. 179, pp. 407–414. DOI: [10.1016/j.actaastro.2020.10.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.10.024)

28. Liu C., Zhan H.Y., Wang Y., et al. Data management platform for space environment simulator based on real-time database, *Spacecraft Environment Eng China*, 2010, vol. 12, pp. 715–719.

29. Su. X.M., Zhang J.H., Wang J., Bi Ya. Q., Qie D.F., Xiang Z.H., Xue M.D. Experimental investigation of the thermally induced vibration of a space boom section, *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2015, vol. 58, no. 4, pp. 044601. DOI: [10.1007/s11433-014-5622-y](https://doi.org/10.1007/s11433-014-5622-y)

30. Lee B.H., Yamasaki M., Murozono M. Experimental Verification of Thermal Structural Responses of a Flexible Rolled-Up Solar Array, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2013, vol. 56, no. 4, pp. 197–204. DOI: [10.2322/tjsass.56.197](https://doi.org/10.2322/tjsass.56.197)

31. Ma J., Dai C., Wang B., Beer M., Wang A. Random dynamic responses of solar array under thermal-structural coupling based on the isogeometric analysis, *Acta Mechanica Sinica*, 2023, vol. 39, no. 4, pp. 722338. DOI: [10.1007/s10409-023-22338-x](https://doi.org/10.1007/s10409-023-22338-x)

Статья поступила в редакцию 30.11.2023

Одобрена после рецензирования 06.12.2023

Принята к публикации 27.02.2024

The article was submitted on 30.11.2023; approved after reviewing on 06.12.2023; accepted for publication on 27.02.2024