

Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 2. С. 59–69  
Thermal processes in engineering, 2026, vol. 18, no. 2, pp. 59–69

Научная статья  
УДК 629.7.01  
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187720>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/RVVZYU>

## Математическое моделирование и результаты испытания теплового состояния неразрушаемой многослойной тепловой защиты летательного аппарата

Д.М. Титов<sup>1</sup>✉, А.Ф.М. Бон<sup>2</sup>, В.Ю. Ермаков<sup>3</sup>, А. Туфан<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

<sup>1</sup>[d.titov@mai.ru](mailto:d.titov@mai.ru)✉

**Аннотация.** В статье представлены результаты разработки конструкции и расчетного исследования теплового состояния модели неразрушаемого теплозащитного покрытия, созданного на основе композитных материалов с керамической матрицей и аэрогелем, а также проведена оценка применимости этого покрытия для тепловой защиты поверхности многоразовой космической системы с учетом уровня тепловых потоков, воздействующих на критические элементы ее конструкции – носовой обтекатель и переднюю кромку консоли крыла, а также с учетом влияния давления газа внутри пористого материала теплозащитного покрытия. Теоретическая часть исследования включает разработку математической модели для расчета теплофизических характеристик теплозащитного покрытия, и на основе двумерной нестационарной задачи теплопроводности выполнено численное моделирование прогрева теплозащитного покрытия рассматриваемой конструкции в условиях воздействия тепловых нагрузок. Экспериментальную часть исследования составили испытания образца теплозащитного покрытия, изготовленного по результатам численного расчета его геометрических характеристик и температурного состояния. Полученные данные сопоставлены с характеристиками теплозащитного покрытия многоразовой космической системы типа «Буран», что позволило провести оценку эффективности разработанного теплозащитного покрытия.

**Ключевые слова:** многоразовое теплозащитное покрытие, многоразовая космическая система, аэрогель, керамическая матрица, нестационарная задача теплопроводности, вакуумная плазменная установка

**Финансирование.** Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 23-19-00764.

**Для цитирования.** Титов Д.М., Бон А.Ф.М., Ермаков В.Ю., Туфан А. Математическое моделирование и результаты испытания теплового состояния неразрушаемой многослойной тепловой защиты летательного аппарата // Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 2. С. 59–69. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187720>

Original article

## Mathematical modeling and testing results for the thermal state of an undamaged multilayer thermal protection of a flight vehicle

D.M. Titov<sup>1</sup>, A.F.M. Bon<sup>2</sup>, V.Yu. Ermakov<sup>3</sup>, A. Tufan<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

<sup>1</sup>d.titov@mai.ru

**Abstract.** In the current context of rocket and space technology development, the problem of creating efficient transportation systems for delivering payloads both to and from orbit has acquired particular importance. Colonization of celestial bodies and extraction of minerals on them are becoming key objectives of the 21st century, requiring a range of design solutions aimed at increasing cargo capacity. These solutions must be optimized for both practical and economic efficiency to ensure sustainable development of space programs.

One of the promising transportation systems capable of effectively addressing these challenges is the reusable aerospace system. This system features horizontal takeoff and landing capabilities, allowing for a smoother acceleration profile and reduced peak dynamic pressure in the lower atmosphere. Additionally, it benefits from enhanced aerodynamic performance due to the use of atmospheric air as an oxidizer for propulsion systems throughout most of the ascent trajectory.

Despite its numerous advantages, the reusable aerospace system faces a significant technical challenge – ensuring reliable thermal protection. During operation, this system experiences substantial thermal loads arising both during horizontal takeoff and landing, as well as during various stages of the ascent trajectory.

To address this issue, a new concept of reusable thermal protection coating has been investigated. The concept utilizes composite materials with a ceramic matrix and aerogel to protect critical structural elements of reusable aerospace systems from thermal loads in various operational modes.

Through numerical simulation of the thermal protection coating at critical points of the reusable aerospace system, using specially developed algorithmic software, it was determined that the temperature range at the considered points of the thermal protection coating reaches values from 935 K in the area of maximum radius rounding more than 1500 K at a rounding radius of 0,07 m.

Based on the results of numerical simulation, an experimental thermal protection coating sample was manufactured. This sample underwent comprehensive testing on a vacuum plasma facility. Analysis of experimental data allowed comparing the characteristics of the proposed thermal protection coating with the similar material used in the Buran-type reusable aerospace system, known as gravimol.

The results showed significant advantages of the proposed thermal protection coating in the following parameters: lower coating thickness at comparable heat fluxes compared to carbon-carbon material used in Buran-type systems; lower mass per unit surface area up to heat fluxes of  $2,5 \times 10^6$  W/m<sup>2</sup>.

**Keywords:** Reusable thermal protection coating, reusable aerospace system, aerogel, ceramic matrix, unsteady heat conduction problem, Vacuum plasma facility

**Funding.** Financial support was provided by the Russian Science Foundation (RSF) grant No. 23-19-00764.

**For citation.** Titov D.M., Bon A.F.M., Ermakov V.Yu., Tufan A. Mathematical modeling and testing results for the thermal state of an undamaged multilayer thermal protection of a flight vehicle. *Thermal processes in engineering*. 2026, vol. 18, no. 2, pp. 59–69. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187720>

## Введение

В современных условиях развития ракетно-космической техники особую значимость приобретает проблема создания эффективных транспортных систем для доставки полезных грузов (ПН) как на орбиту, так и с орбиты. Колонизация небесных тел и добыча полезных ископаемых на них становятся одними из основных задач 21 века, требующих целый ряд проектно-конструкторских решений, направленных на увеличение грузопотока. При этом эти решения необходимо сделать максимально эффективными как с практической, так и с экономической точек зрения, чтобы обеспечить устойчивое развитие космических программ [1].

Одной из перспективных транспортных систем, способных эффективно решать поставленные задачи, является многоразовая космическая система (МКС), которая обладает возможностью горизонтального взлета и посадки, позволяющей обеспечить более плавный профиль ускорения и снижение пикового динамического давления в нижних слоях атмосферы, а также повышенным аэродинамическим качеством за счет применения силовых установок, использующих в качестве окислителя атмосферный воздух на большей части траектории выведения, что позволяет существенно повысить удельный импульс, а также снизить массу необходимого окислителя на борту [2].

МКС, несмотря на свои многочисленные преимущества, сталкивается с серьезной технической задачей – обеспечением надежной и многократно используемой теплозащиты. В процессе эксплуатации данная система подвергается значительным тепловым нагрузкам, возникающим как при горизонтальном взлете и посадке, так и при прохождении различных участков траектории выведения. Этим условиям может удовлетворять неразрушаемое под действием тепловых потоков теплозащитное покрытие.

### Описание модели неразрушаемого теплозащитного покрытия

В работе осуществляется расчетное и экспериментальное исследования предлагаемого неразрушаемого теплозащитного покрытия (ТЗП), которое имеет вид многослойного пакета, как представлена на рисунке 1. Внешний слой этого покрытия выполнен из композитного материала

на основе керамической матрицы (ККМ). В качестве материала матрицы могут быть использованы оксиды и бориды тугоплавких металлов [3]. Применение ККМ дополнительно обосновано возможностью введения в его состав карбида кремния. При воздействии высоких температур происходит образование боросиликатного стекла в поверхностном слое, что эффективно препятствует эрозии материала и повышает его устойчивость к механическим и термическим нагрузкам [3].

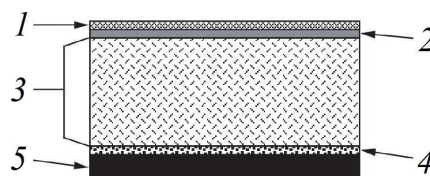


Рис. 1. Схема предлагаемого состава теплозащитного покрытия: 1 – внешний слой; 2 – промежуточный слой; 3 – изоляционный слой; 4 – адгезионный слой; 5 – защищаемая конструкция

Изоляционный слой выполнен из высокопористых наноматериалов, таких как аэрогели. Эти материалы характеризуются сверхнизкой плотностью, что позволяет существенно снизить общую массу ТЗП. Кроме того, аэрогели отличаются исключительно низкой теплопроводностью. Благодаря этому они эффективно изолируют конструкцию аппарата от интенсивного теплового потока, при этом минимизация теплопередачи достигается за счет высокопористой наноструктуры [4, 5].

Однако при реализации данной конструкции возникает существенная проблема: наблюдается значительный температурный перепад между максимальной рабочей температурой ККМ и предельной температурой эксплуатации ниже лежащего слоя аэрогеля (не более 1273 К). Для эффективного решения проблемы необходимо внедрение промежуточного буферного слоя, который бы эффективно сглаживал температурный градиент и предотвращал разрушение аэрогелевого слоя. При этом рассматривается использование волокнистого материала на основе тугоплавких оксидов. Особое внимание заслуживает объемное  $ZrO_2-Al_2O_3$  волокно типа «ZirCar NAB», которое характеризуется низкой теплопроводностью, малой плотностью и высокой термостойкостью по сравнению с существующими аналогами [6, 7].

На рисунке 2 в качестве примера возможного применения такого ТЗП представлена модель МКС с обозначением исследуемых зон применения: носовой обтекатель и передняя кромка консоли крыла в трех характерных сечениях, а также значения радиусов их затупления  $R$ .

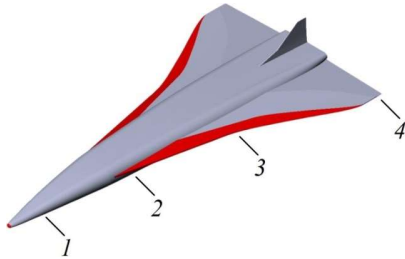


Рис. 2. Модель многоэтажной космической системы: 1 – носовой обтекатель ( $R = 0,39$  м); 2 – основание крыла ( $R = 0,137$  м); 3 – средняя часть крыла ( $R = 0,107$  м); 4 – законцовка крыла ( $R = 0,07$  м)

**Аналитические исследования  
теплофизических характеристик  
неразрушаемого теплозащитного  
покрытия**

Для оценки теплового потока в критической точке с учетом скоростей ниже  $9,0 \times 10^3$  м/с используем эмпирическую формулу Детра-Кемпа-Ридделя [8]:

$$Q_{кр} = 1,171 \times 10^8 \times \sqrt{\frac{\rho_h}{R}} \times \left( \frac{V_h}{V_{орб}} \right)^{3,25}, \quad (1)$$

где  $\rho_h$  – плотность набегающего потока, кг/м<sup>3</sup>;  $V_h$  – скорость набегающего потока, м/с;  $V_{орб}$  – орбитальная скорость аппарата вдоль траектории полета, м/с.

Результаты оценки конвективного теплового потока, выполненной по формуле (1), представлены на рисунке 3.

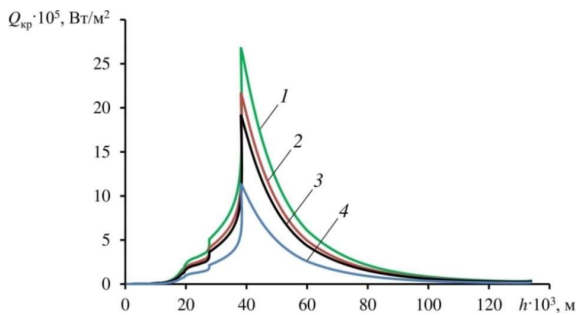


Рис. 3. Зависимость конвективного теплового потока в критической точке от высоты на исследуемых точках по формуле (1): 1 – законцовка крыла ( $R = 0,07$  м); 2 – средняя часть крыла ( $R = 0,107$  м); 3 – основание крыла ( $R = 0,137$  м); 4 – носовой обтекатель ( $R = 0,39$  м)

Из анализа результатов, представленных на рисунке 3, следует, что распределение тепловых потоков по поверхности МКС характеризуется значительной неоднородностью. Максимальный тепловой поток на носовом обтекателе в пиковой точке достигает значения  $11,0 \times 10^5$  Вт/м<sup>2</sup>. На передней кромке крыла наблюдается градиент тепловых нагрузок: от  $18,0 \times 10^5$  Вт/м<sup>2</sup> у основания до  $27,3 \times 10^5$  Вт/м<sup>2</sup> в районе законцовки.

Проведенный сравнительный анализ с эксплуатационными параметрами МКС типа «Space Shuttle» демонстрирует существенное превышение полученных значений. Зарегистрированные тепловые потоки превышают максимальный уровень нагрузки, зафиксированный на МКС типа «Space Shuttle» ( $5,5 \times 10^5$  Вт/м<sup>2</sup>) [9], в диапазоне от 2 до 5,5 раз.

Расчет распределения температуры был выполнен с использованием метода конечных разностей. Исследование проводилось на основе двумерной модели, где рассматривалась теплопередача через многослойную конструкцию. В рамках модели анализировалась система, состоящая из внутренней стенки и изолирующего слоя определенной толщины  $x$ . Изоляционный материал – аэрогель выполнял функцию теплоизоляции, отделяющего внутреннюю стенку от внешней среды [10].

При создании модели были приняты следующие допущения: внутреннее тепловыделение отсутствует; адиабатическая внутренняя поверхность – температура на внутренней стороне ТЗП принимается равной температуре внутреннего материала; учитывается только конвективная составляющая теплового потока; тепло, возникающее в результате возможных химических реакций в обтекающем МКС потоке, не учитывается.

Для решения задачи используется метод дискретизации с помощью конечных разностей. При этом толщина  $x$  ТЗП разбивается на сетку с количеством узлов  $N_x$  и  $N_y$ , где  $N_x$  – количество узлов вдоль пространственной координаты  $x$ ,  $N_y$  – количество узлов вдоль пространственной координаты  $y$ .

Каждый узел сетки характеризуется индексами  $i$  и  $j$ , где  $i$  изменяется от 1 до  $N_x$  вдоль координаты  $x$ , а  $j$  изменяется от 1 до  $N_y$  вдоль координаты  $y$ . При расчете температуры  $T$  необходимо учитывать баланс между конвективным тепловым потоком и тепловым потоком излучения.

Для реализации метода конечных разностей применяется аппроксимация второй производной с использованием формулы центрированных разностных отношений.

$$\begin{aligned} \frac{d^2T}{dx^2} &= \frac{T_{i+1} - 2T_i + T_{i-1}}{dx^2}; \\ \frac{d^2T}{dy^2} &= \frac{T_{j+1} - 2T_j + T_{j-1}}{dy^2} \end{aligned} \quad (2)$$

где  $i$  – индекс в диапазоне от 2 до  $N_x - 1$  и  $j$  – индекс в диапазоне от 2 до  $N_y - 1$ .

Для определения производной по времени был использован явный метод конечных разностей. Частная производная температуры по времени аппроксимируется с помощью прямых конечных разностей. Предположим, что  $T_{i,j}^n$  представляет собой значение температуры в пространственной точке с координатами  $i, j$  в момент времени  $t$ .

$$\frac{dT}{dt} = \frac{T_{i,j}^{n+1} - T_{i,j}^n}{dt} \quad (3)$$

После подстановки выражений частных производных по пространственным координатам и времени в уравнение (3) получаем преобразованное уравнение следующего вида:

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dx} &= \frac{T_{i,j}^{n+1} - T_{i,j}^n}{dt} = \alpha \left( \frac{d^2T}{dx^2} + \frac{d^2T}{dy^2} \right) = \\ &= \alpha \left( \frac{T_{i+1,j} - 2T_{i,j} + T_{i-1,j}}{dx^2} + \frac{T_{i,j+1} - 2T_{i,j} + T_{i,j-1}}{dy^2} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

где  $\alpha$  – коэффициент температуропроводности материала ТЗП,  $\text{м}^2/\text{с}$ :  $\alpha = \frac{\lambda}{c_p \times \rho_m}$ ;  $\lambda$  – теплопроводность материала ТЗП,  $\text{Вт}/(\text{м} \times \text{К})$ ;  $c_p$  – удельная теплоемкость материала ТЗП,  $\text{Дж}/(\text{кг} \times \text{К})$ ;  $\rho_m$  – плотность материала ТЗП,  $\text{кг}/\text{м}^3$ .

Решение для  $T_{i,j}^{n+1}$  принимает вид:

$$\begin{aligned} T_{i,j}^{n+1} &= T_{i,j}^n + \alpha \frac{dt}{dx^2} (T_{i+1,j} - 2T_{i,j} + T_{i-1,j}) + \\ &+ \alpha \frac{dt}{dy^2} (T_{i,j+1} - 2T_{i,j} + T_{i,j-1}) \end{aligned} \quad (5)$$

Уравнение (5) справедливо для внутренних узлов. Для решения задачи сначала необходимо выбрать соответствующие граничные условия:

1. Граничное условие для внешней поверхности ( $x = 0$ ).

Граничное условие на внешней поверхности задается следующим образом: оно включает в себя входящий конвективный тепловой поток, выходящий радиационный поток, а также проводящий теплообмен между соседними ячейками:

$$\begin{aligned} &\lambda \frac{T(2, j, n) - T(1, j, n)}{dx} - \\ &- \varepsilon \sigma T^4(1, j, n) + q_{\text{конв},j} = \\ &= \rho_m c_p \frac{\Delta x}{2} \frac{T(1, j, n+1) - T(1, j, n)}{dt} \end{aligned} \quad (6)$$

где  $\varepsilon$  – коэффициент излучения внешнего слоя;  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана,  $\text{Вт}/(\text{м}^2 \times \text{К}^4)$ ;  $q_{\text{конв},j}$  – распределение конвективного теплового потока по радиусу скругления,  $\text{Вт}/\text{м}^2$ :  $q_{\text{конв},j} = Q_{\text{кр}} \times \cos \varphi$ ;  $\varphi$  – угол кривизны профиля, рад.

Тепловая энергия покидает систему за счет излучения через внешнюю обшивку. Согласно уравнению (6), характер теплового баланса системы определяется соотношением радиационного и конвективного тепловых потоков. При преобладании радиационного потока над конвективным наблюдается процесс охлаждения системы, тогда как обратное соотношение приводит к ее нагреву.

При решении для температуры  $T(1, j, n+1)$ , граничное условие для внешней поверхности получает следующий вид:

$$\begin{aligned} T(1, j, n+1) &= T(1, j, n) + \frac{2\Delta t}{\rho_m c_p dx} \times \\ &\times \left( q_{k,j} + \frac{T(2, j, n) - T(1, j, n)}{dx} - \varepsilon \sigma T^4(1, j, n) \right) \end{aligned} \quad (7)$$

2. Граничное условие для внутренней поверхности ( $x = N_x, y = 1, N_y$ ).

Граничное условие на внутренней поверхности может быть получено путем подстановки значения  $i$ , равного  $N_x$ :

$$\begin{aligned} T(N_x, n+1) &= \frac{\alpha dt}{dx^2} [T(N_x - 1, n) - \\ &- 2T(N_x, n) + T(N_x + 1, n)] + T(N_x, n) \end{aligned} \quad (8)$$

Известно, что температура  $T_{i,j}^{n+1}$  – это температура в узле, рассматриваемого как адиабатическая стенка, поэтому:

$$T(N_x, n) = T(N_x + 1, n). \quad (9)$$

Итак, граничное условие для внутренней поверхности примет вид:

$$\begin{aligned} T(N_x, j, n+1) = \\ = \frac{\alpha dt}{dx^2} [T(N_x - 1, j, n) - T(N_x, j, n)] + \\ + T(N_x, j, n) \end{aligned} \quad (10)$$

Аналогично для  $y = 1, N_y$ :

$$\begin{aligned} T(i, N_y, n+1) = \\ = \frac{\alpha dt}{dy^2} [T(i, N_y - 1, n) - T(i, N_y, n)] + \\ + T(i, N_y, n), \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} T(i, 1, n+1) = \\ = \frac{\alpha dt}{dy^2} [T(i, 2, n) - T(i, 1, n)] + \\ + T(i, 1, n). \end{aligned} \quad (12)$$

Расчет теплофизических характеристик композитных материалов выполнялся методом объемной доли элементов с учетом неоднородности их теплофизических свойств. При этом определялись плотность и удельная теплоемкость материала ТЗП, соответственно:

$$\begin{aligned} \rho_m = \rho_{m,1} \times \mathcal{G}_{m,1} + \\ + \rho_{m,2} \times \mathcal{G}_{m,2} + \dots + \rho_{m,n} \times \mathcal{G}_{m,n}, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} c_p = \frac{\rho_{m,1} \times \mathcal{G}_{m,1} \times c_{p,1} + \\ + \rho_{m,2} \times \mathcal{G}_{m,2} \times c_{p,2} + \dots + \rho_{m,n} \times \mathcal{G}_{m,n} \times c_{p,n}}{\rho_m}, \end{aligned} \quad (14)$$

где  $\mathcal{G}$  – объемная доля каждого элемента [11].

Для расчета коэффициента теплопроводности ККМ использовалась модель с однонаправленными волокнами, описанная в работе [11]:

$$\lambda_{\text{пр}} = \mathcal{G}_{\text{арм}} \times \lambda_{\text{арм}} + \mathcal{G}_m \times \lambda_m, \quad (15)$$

$$\lambda_{\text{рад}} = \left( \frac{\mathcal{G}_{\text{арм}}}{\lambda_{\text{арм}}} + \frac{\mathcal{G}_m}{\lambda_m} \right)^{-1}, \quad (16)$$

$$\lambda_{xx} = \lambda_{\text{пр}} \times \cos^2(\theta) + \lambda_{\text{рад}} \times \sin^2(\theta), \quad (17)$$

$$\lambda_{yy} = \lambda_{\text{пр}} \times \sin^2(\theta) + \lambda_{\text{рад}} \times \cos^2(\theta), \quad (18)$$

где  $\lambda_{\text{пр}}$  – продольная теплопроводность композитного материала, Вт/(м×К);  $\mathcal{G}_{\text{арм}}$  – объемная доля армирующего материала;  $\lambda_{\text{арм}}$  – теплопроводность армирующего материала, Вт/(м×К);  $\lambda_{\text{рад}}$  – радиальная теплопроводность композитного материала, Вт/(м×К);  $\mathcal{G}_m$  – объемная доля материала матрицы;  $\lambda_m$  – теплопроводность материала матрицы, Вт/(м×К);  $\lambda_{xx}, \lambda_{yy}$  – продольная и радиальная теплопроводность материала ТЗП, соответственно, Вт/(м×К);  $\theta$  – угол расположения волокон, рад.

При определении коэффициента теплопроводности волокнистого материала была применена модель, учитывающая случайное пространственное распределение волокон в структуре материала:

$$\lambda_{xx} = \lambda_{yy} = \frac{1}{3} \lambda_{\text{пр}} + \frac{2}{3} \lambda_{\text{рад}}. \quad (19)$$

Определение коэффициента теплопроводности аэрогеля осуществлялось с применением теории эффективной среды, дополненной коррекцией по числу Кнудсена [12]. Для расчета числа Кнудсена используется следующая формула:

$$K_n = \frac{\lambda_{\text{газ}}}{d_{\text{ср}}}, \quad (20)$$

где  $\lambda_{\text{газ}}$  – коэффициент теплопроводности газа, Вт/(м×К);  $d_{\text{ср}}$  – средний диаметр пор, м.

Эффективный коэффициент теплопроводности газа имеет формулу:

$$\lambda_{\text{газ}}^{\text{эфф}} = \frac{\lambda_{\text{газ}}}{1 + 2\beta K_n}, \quad (21)$$

где  $\beta$  – безразмерный коэффициент, характеризующий эффективность передачи энергии между молекулами газа и стенками пор:  $\beta = 2$  [13].

В итоге получим формулу:

$$\lambda_{xx} = \lambda_{yy} = (1 - \mathcal{G}_{\text{газ}}) \lambda_m + \mathcal{G}_{\text{газ}} \times \lambda_{\text{газ}}^{\text{эфф}}. \quad (22)$$

### Результаты численного моделирования теплозащитного покрытия

На рисунках 4–7 представлены поля распределения температур в ТЗП исследуемых зон МКС, построенные с помощью специально разработанного программно-алгоритмического обеспе-

чения, где «а» соответствует композитному материалу на основе керамической матрицы, зона «б» – волокнистому материалу, зона «в» – аэрогелю. На этих же рисунках точка «0.00» соответствует внешней поверхности, а «x» – внутренней адиабатической стенке.

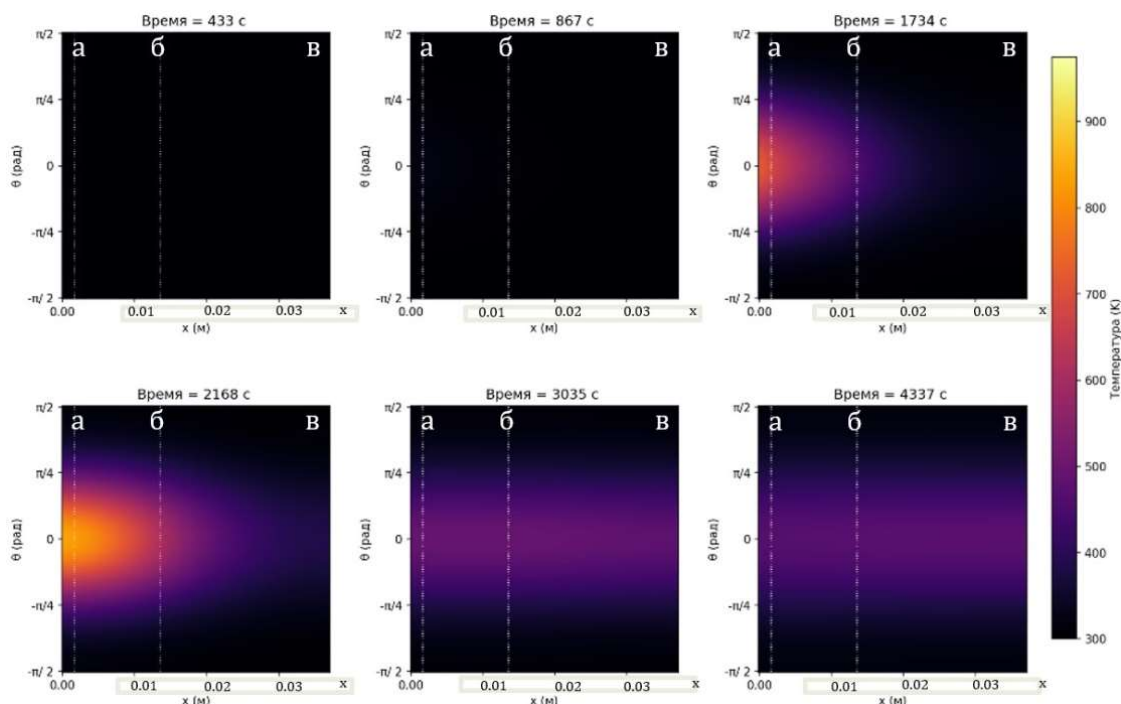


Рис. 4. Поля распределения температур в теплозащитном покрытии носового обтекателя ( $R = 0,39$  м)

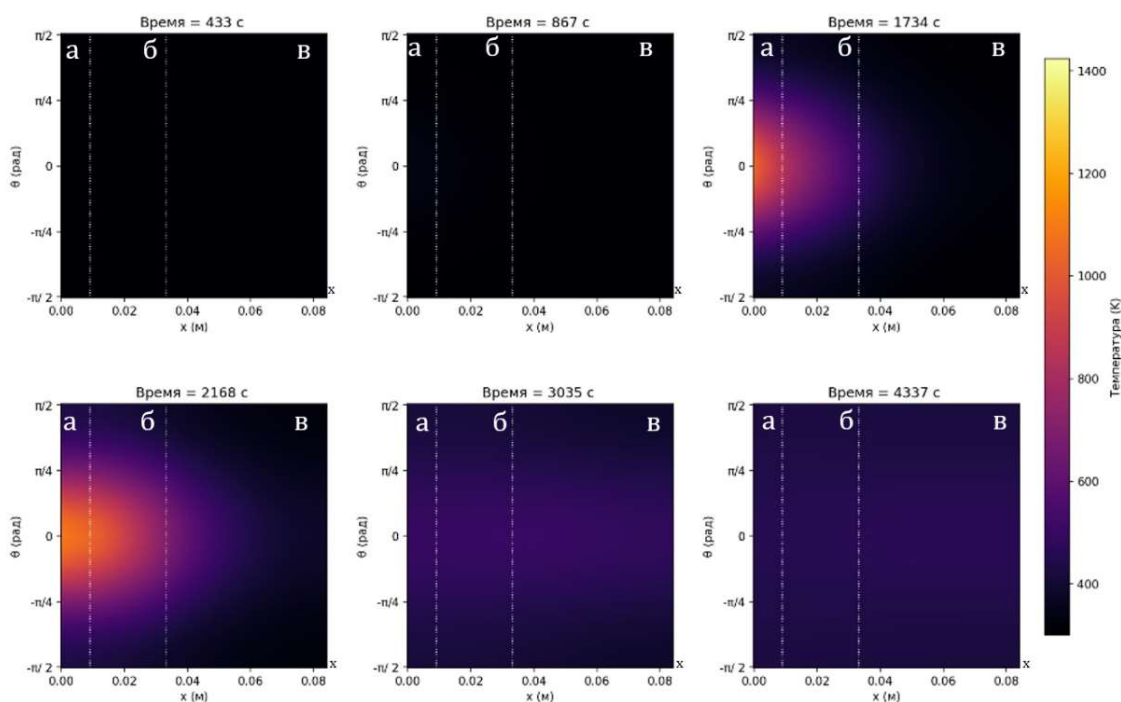


Рис. 5. Поля распределения температур в теплозащитном покрытии, расположенном в зоне основания крыла ( $R = 0,137$  м)

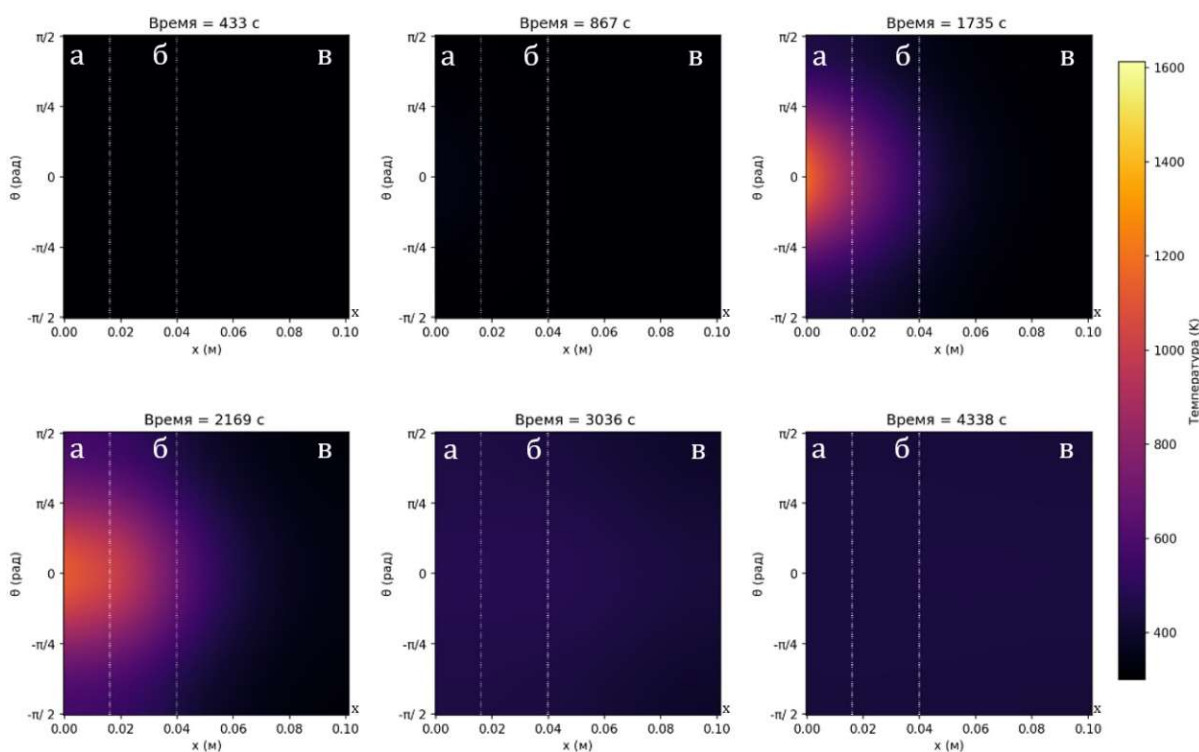


Рис. 6. Поля распределения температур в теплозащитном покрытии, расположенном в средней части крыла ( $R = 0,107$  м)

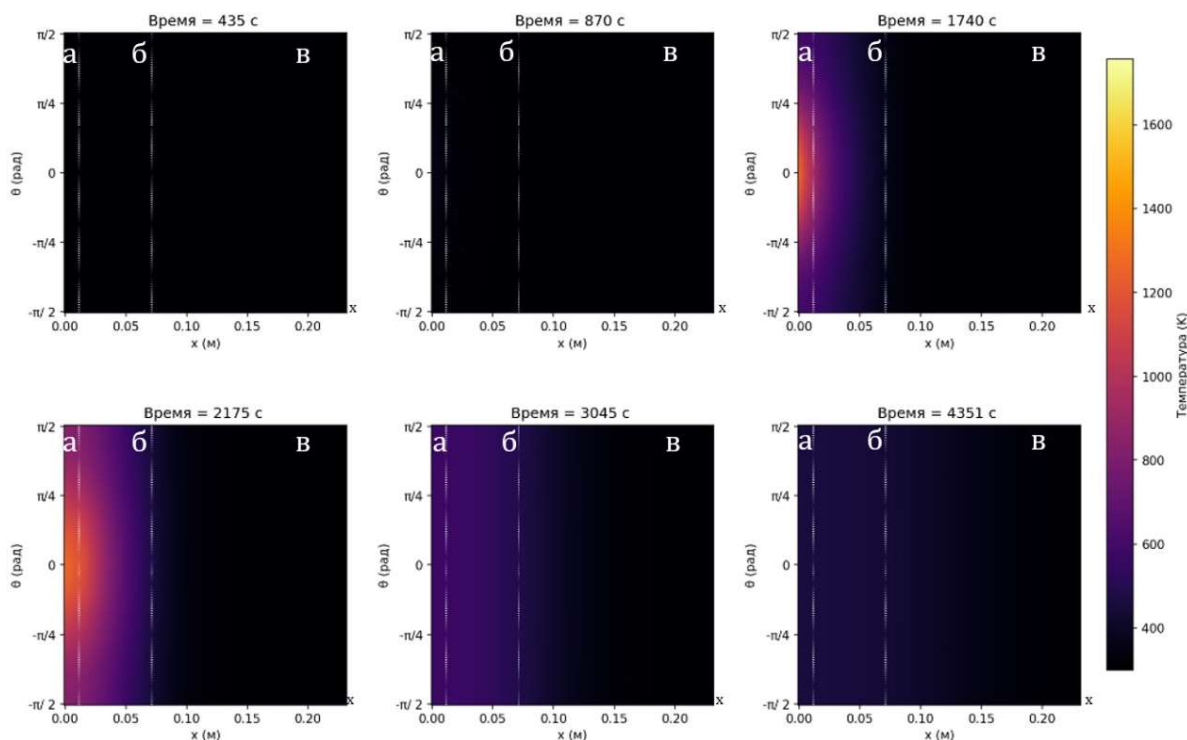


Рис. 7. Поля распределения температур в теплозащитном покрытии, расположенном на законцовке крыла ( $R = 0,07$  м)

На основе результатов численного моделирования (рисунки 4–7) проведено исследование полей распределения температуры внутри ТЗП. Анализ проведенных исследований внешнего

слоя ТЗП показал следующий диапазон температур: минимальное значение: 935 К (при радиусе скругления  $R = 0,39$  м); максимальное значение: 1732 К (при радиусе скругления  $R = 0,07$  м).

Толщины слоев и общая толщина ТЗП, полученные в результате численного моделирования, представлены в таблице 1.

Таблица 1. Толщина слоев и общая толщина теплозащитного покрытия

Радиус скругления, м	Толщина слоя КKM, м	Толщина слоя волокна, м	Толщина слоя аэрогель, м	Толщина ТЗП, м
0,39	0,003	0,024	0,01	0,037
0,137	0,009	0,024	0,051	0,084
0,107	0,011	0,024	0,061	0,096
0,07	0,016	0,06	0,16	0,236

### Экспериментальные исследования образца неразрушаемого теплозащитного покрытия

На основе результатов численного моделирования был изготовлен экспериментальный образец неразрушаемого теплозащитного покрытия, геометрические характеристики которого были выбраны из таблицы 1. По оси образца устанавливаются термодпары в следующих зонах: между композитным материалом на керамической основе и зоной воздействия набегающего потока; между композитным материалом на керамической основе и материалом из керамического волокна; между материалом из керамического волокна и силикатным аэрогелем.

Рассматривается экспериментальная установка, которая предназначена для изучения процессов экстремального аэродинамического нагрева, где исследуются образцы космического аппарата при входе в атмосферу или высокоскоростном полете. Принцип действия установки основан на генерации высокоэнтальпийного плазменного потока с использованием электрического дугового разряда. Процесс реализуется путем пропускания рабочего газа (воздуха) через дуговой разряд, локализованный в сужающемся сопле. Во время работы установки происходит интенсивный нагрев и частичная ионизация газа, что приводит к формированию сверхзвуковой высокотемпературной плазменной струи.

Вакуумная плазменная установка [10] с установленным образцом ТЗП представлена на рисунке 8.

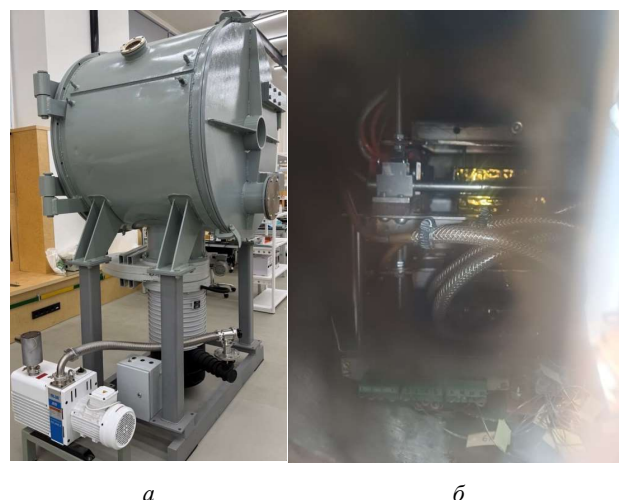


Рис. 8. Вакуумная плазменная установка (а) и образец теплозащитного покрытия в данной установке (б) [10]

В результате проведенных экспериментальных и расчетных исследований были определены тепловые потоки в ТЗП при различных значениях толщины покрытия и массы используемого материала. Полученные данные были сопоставлены с характеристиками теплозащитного покрытия из материала типа «гравимол» [14, 15], которое использовалось на МКС типа «Буран» (рисунок 9).

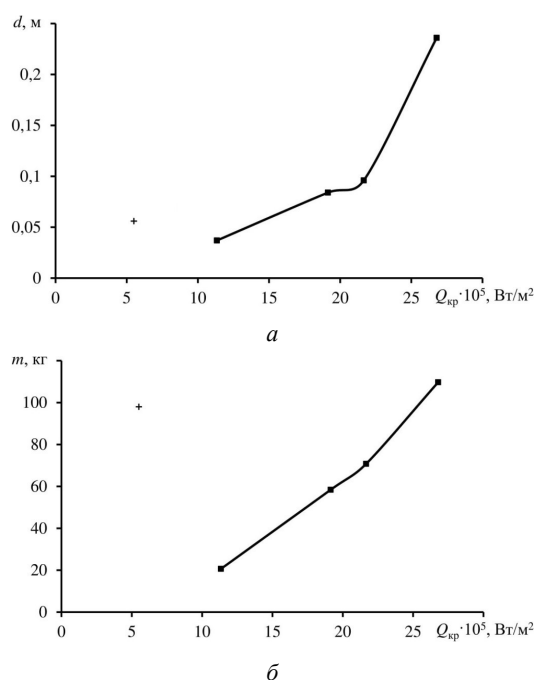


Рис. 9. Зависимость толщины (а) и массы единичной площади поверхности (б) предлагаемого теплозащитного покрытия (■) и теплозащитного покрытия многоэтапной космической системы типа «Буран» (+) от тепловых потоков в критических точках

Из рисунка 9 видно, что при тепловых потоках менее  $1,5 \times 10^6$  Вт/м<sup>2</sup> толщина  $d$  предлагаемого ТЗП меньше, чем у универсального углерод-углеродного материала (УУМ), использованного на МКС типа «Буран», при этом масса единицы площади поверхности  $m$  предлагаемого ТЗП остается меньшей по сравнению с УУМ вплоть до тепловых потоков  $2,5 \times 10^6$  Вт/м<sup>2</sup>.

### Выводы

Исследована новая концепция неразрушаемого под воздействием тепловых потоков, соответствующих входу летательных аппаратов в атмосферу и продолжающемуся полету в ней, теплозащитного покрытия на основе композитных материалов с керамической матрицей и аэрогелем для защиты критических элементов конструкции этих аппаратов.

В результате численного моделирования такого теплозащитного покрытия в критических точках многоразовой космической системы, проведенного с помощью специально разработанного программно-алгоритмического обеспечения, установлено, что диапазон температур в рассматриваемых точках теплозащитного покрытия достигает значений от 935 К в зоне максимального радиуса скругления более 1500 К при радиусе скругления 0,07 м.

На основе результатов численного моделирования изготовлен образец неразрушаемого теплозащитного покрытия, который прошел испытания на вакуумной плазменной установке. Анализ экспериментальных данных позволил сравнить характеристики предлагаемого теплозащитного покрытия с материалом типа «гравимол», использованным на многоразовой космической системе типа «Буран». В результате установлено существенное преимущество предложенного теплозащитного покрытия по следующим параметрам: меньшая толщина покрытия при аналогичных тепловых потоках по сравнению с углерод-углеродным материалом, использованным в многоразовой космической системе типа «Бурана»; меньшая масса единицы площади поверхности до тепловых потоков  $2,5 \times 10^6$  Вт/м<sup>2</sup>. Полученные результаты свидетельствуют о перспективности предложенной концепции неразрушаемого теплозащитного покрытия, рекомендуемого для применения в перспективных многоразовых космических системах.

### Список источников

1. Емелин А.А., Завилов И.М., Кленина Т.В. О роли многоразовых транспортных средств в условиях организации космического производства // Экономика космоса. 2022. № 2 (2). С. 74–78.
2. Nebylov A., Nebylov V. Reusable Space Planes Challenges and Control Problems // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49. № 17. pp. 480–485. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.082
3. Житнюк С.В. Бескислородные керамические материалы для аэрокосмической техники (обзор) // Труды ВИАМ. 2018. № 8 (68). С. 81–88.
4. Fesmire J.E. Aerogel insulation systems for space launch applications // Cryogenics. 2006. Vol. 46. pp. 111–117. DOI: 10.1016/J.CRYOGENICS.2005.11.007
5. Runze J., Zihan Z., Jia L. et al. Aerogels for thermal protection and their application in Aerospace // Gels. 2023. Vol. 9. № 8. pp. 606. DOI: 10.3390/gels9080606
6. Zircar Zirconia ZYBF-1 Zirconia Bulk Fiber Insulation.
7. Suthesh P.M., Chollackal A. Thermal performance of multilayer insulation: A review // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 396. № 1. DOI: 10.1088/1757-899X/396/1/012061
8. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 335 с.
9. Measurements on Space Shuttle Hermes.
10. Алифанов О.М., Ненарокомов А.В., Салосина М.О. Обратные задачи в тепловом проектировании и испытаниях космических аппаратов. М.: МАИ, 2021. 158 с.
11. Springer G.S., Tsai S.W. Thermal conductivities of unidirectional materials // Journal of Composite Materials. 1967. Vol. 1. № 2. pp. 166–173. DOI: 10.1177/002199836700100206
12. Zeng S.Q., Hunt A., Greif, R.J. Theoretical modeling of carbon content to minimize heat transfer in silica aerogel // Journal of Non-Cryst Solids. Vol. 186. pp. 271–277. DOI: 10.1016/0022-3093(95)00076-3
13. Zhu C.-Y., Li Z.-Y., Pang H.-Q. et al. Numerical modeling of the gas-contributed thermal conductivity of aerogels // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2020. Vol. 131. pp. 217–235. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.11.052
14. Условия работы теплозащиты ОК Буран.
15. Тимошенко В.П., Просунцов П.В., Резник С.В. Анализ теплового состояния конструкции орбитального корабля «Буран» в зонах возможного повреждения элементов теплозащитного покрытия // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2024. № 6. С. 94–107.

### References

1. Emelin AA, Zavilov IM, Klenina TV. On the role of reusable vehicles in the organization of space production. *Ekonomika kosmosa*. 2022;(2 (2)):74–78. (In Russ.).

2. Nebylov A., Nebylov V. Reusable Space Planes Challenges and Control Problems. *IFAC-PapersOnLine*. 2016; 49(17):480–485. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.082
3. Zhitnyuk S.V. Oxygen-free ceramic materials for aerospace engineering (review). *Trudy VIAM*. 2018;(8 (68)): 81–88. (In Russ.).
4. Fesmire JE. Aerogel insulation systems for space launch applications. *Cryogenics*. 2006;46:111–117. DOI: 10.1016/J.CRYOGENICS.2005.11.007
5. Runze J, Zihan Z, Jia L et al. Aerogels for thermal protection and their application in Aerospace. *Gels*. 2023; 9(8):606. DOI: 10.3390/gels9080606
6. *Zircar Zirconia ZYBF-1 Zirconia Bulk Fiber Insulation*.
7. Suthesh PM, Chollackal A. Thermal performance of multilayer insulation: A review. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018;396(1). DOI: 10.1088/1757-899X/396/1/012061
8. Yaroshevskii VA. *Entry of space vehicles into the atmosphere*. Moscow: Nauka Publ.; 1988. 335 p. (In Russ.).
9. *Measurements on Space Shuttle Hermes*.
10. Alifanov OM, Nenarokomov AV, Salosina MO. *Inverse problems in thermal design and testing of spacecraft*. Moscow: MAI; 2021. 158 p. (In Russ.).
11. Springer GS, Tsai SW. Thermal conductivities of unidirectional materials. *Journal of Composite Materials*. 1967; 1(2):166–173. DOI: 10.1177/002199836700100206
12. Zeng SQ, Hunt A, Greif RJ. Theoretical modeling of carbon content to minimize heat transfer in silica aerogel. *Journal of Non-Cryst Solids*. 186:271–277. DOI: 10.1016/0022-3093(95)00076-3
13. Zhu C-Y, Li Z-Y, Pang H-Q et al. Numerical modeling of the gas-contributed thermal conductivity of aerogels. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020; 131:217–235.
14. Operating conditions of thermal protection of the Buran-type orbital spacecraft. (In Russ.).
15. Timoshenko VP, Prosuntsov PV, Reznik SV. Analyzing thermal state of the Buran orbital space vehicle structure in the areas of possible damages to its thermal protection elements. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2024;(6):94–107. (In Russ.).