



DOI: 10.22363/2312-8143-2026-27-2-137-152

EDN: KMYNHQ

Научная статья / Research article

Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности материала на натурной космической конструкции при локальном радиационном нагреве

И.А. Ефременко^{ORCID}, О.В. Денисов^{ORCID}, Л.В. Денисова^{ORCID}

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
✉ denisov.sm13@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 5 ноября 2025 г.
Доработана: 10 февраля 2026 г.
Принята к публикации: 15 февраля 2026 г.

Заявление о конфликте интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Заявление об использовании технологий искусственного интеллекта

При создании настоящей статьи технологии генеративного искусственного интеллекта не использовались.

Заявление о доступности данных

Все данные, полученные в ходе этого исследования, включены в опубликованную статью.

Аннотация. Предложена методика определения теплопроводности в плоскости армирования композиционных материалов по данным тепловых испытаний натурных космических конструкций без нарушения их целостности. Методика предусматривает локальный радиационный нагрев с помощью галогенной лампы, тепловизионное измерение температурных полей и обработку экспериментальных данных с помощью решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности с учетом методических погрешностей. Объект исследования — рефлектор космической антенны из углепластика, разработанный в МГТУ им. Н.Э. Баумана. При обработке экспериментальных термограмм искомая теплопроводность составила $\lambda = 19,2 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)} \pm 15 \%$. Показано, что результат существенно зависит от погрешности измерения температуры и точности задания координат контрольных точек (смещение на 1 мм приводит к заметному изменению оценок λ). Сопоставление с данными испытаний плоских образцов-свидетелей ($\lambda = 15,0 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$) демонстрирует расхождение порядка 28 %, которое может быть вызвано технологическими факторами изготовления, особенностями теплообмена в эксперименте и принятых допущений математической модели. Предложенный подход применим для крупногабаритных композитных оболочек сложной геометрии и может использоваться при тепловой отработке и верификации расчетных тепловых моделей космических конструкций.

Ключевые слова: коэффициент теплопроводности, тепловизор, рефлектор космической антенны, углепластик, измерение температуры, обратная задача теплопроводности

Вклад авторов

Ефременко И.А. — визуализация, валидация, написание текста; Денисов О.В. — концепция исследования, общее руководство, утверждение текста; Денисова Л.В. — визуализация, валидация, написание текста. Все авторы ознакомлены с окончательной версией статьи и одобрили ее.

Благодарности

Авторы благодарят доктора технических наук, профессора С.В. Резника и доктора технических наук, профессора П.В. Просунцова за советы и ценные замечания при работе над данной статьей.

© Ефременко И.А., Денисов О.В., Денисова Л.В., 2026



This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>

Для цитирования

Ефременко И.А., Денисов О.В., Денисова Л.В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности материала на натурной космической конструкции при локальном радиационном нагреве // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2026. Т. 27. № 2. С. 137–152. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2026-27-2-137-152> EDN: KMYHQH

Calculation and Experimental Determination of the Thermal Conductivity of a Material in a Full-Scale Space Structure Under Local Radiation Heating

Ivan A. Efremenko^{ID}, Oleg V. Denisov^{ID}✉, Liliana V. Denisova^{ID}

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

✉ denisov.sm13@mail.ru

Article history

Received: November 5, 2025

Revised: February 10, 2026

Accepted: February 15, 2026

Conflicts of interest

The authors declare that there is no conflict of interest.

Statement on the use of artificial intelligence technologies.

No generative artificial intelligence technologies were used in the creation of this article.

Data availability

All data obtained during this study are included in the published article.

Abstract. A method is proposed for determining the in-plane thermal conductivity of composite materials in the reinforcement plane using thermal test data obtained from full-scale space structures without compromising their integrity. The method involves local radiative heating using a halogen lamp, thermal imaging measurements of temperature fields, and processing of the experimental data by solving a coefficient-based inverse problem of thermal conductivity, accounting for methodological errors. The object of the study is reflector of a carbon-fiber-reinforced plastic (CFRP) space antenna developed at Bauman Moscow State Technical University. When processing the experimental thermograms, the desired thermal conductivity was $\lambda = 19.2 \text{ W/(m}\cdot\text{K)} \pm 15\%$. It is shown that the result depends significantly on the temperature measurement error and the accuracy of the control point coordinates; a displacement of 1 mm leads to a noticeable change in the estimates of λ . A comparison with test data from flat reference specimens ($\lambda = 15.0 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$) reveals a discrepancy of approximately 28%, which may be attributed to manufacturing process factors, heat transfer characteristics during the experiment, and the assumptions of the mathematical model. The proposed approach is applicable to large-scale composite shells of complex geometries and can be used in thermal testing and verification of computational thermal models for space structures.

Keywords: thermal conductivity coefficient, infrared thermography, carbon-fiber antenna reflector, carbon fiber reinforced plastic, temperature measurement, inverse heat conduction problem

Authors' contribution

Efremenko I.A. — visualization, validation, writing; *Denisov O.V.* — research concept, general guidance, approval of the text; *Denisova L.V.* — visualization, validation, writing. All authors read and approved the final version of the article.

Acknowledgements

The authors would like to thank Professor S.V. Reznik, Doctor of Technical Sciences, and Professor P.V. Prosuntsov, Doctor of Technical Sciences, for their advice and valuable comments while working on this article.

For citation:

Efremenko IA, Denisov OV, Denisova LV. Calculation and experimental determination of the thermal conductivity of a material in a full-scale space structure under local radiation heating. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2026;27(2):137–152. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2026-27-2-137-152> EDN: KMYHQH

Введение

Композиционные материалы (КМ) нашли широкое применение в космической технике благодаря их высокой прочности, низкому весу и устойчивости к внешним воздействиям. Они

активно используются при создании силовых элементов космических конструкций (КК): рефлекторов космических антенн, каркасов напланетных транспортных систем, узлов телескопов и исследовательских аппаратов (рис. 1) [1–6]. Такие конструкции требуют высокой точ-

ности и стабильности размеров при эксплуатации в условиях вакуума и периодического нагрева излучением. Например, для современных высокоэффективных антенн отклонения от теоретической формы рефлектора не должны уменьшать коэффициент усиления сигнала более чем на 3,5 % [2]. Такую малую величину потерь можно обеспечить, если среднеквадра

тическое отклонение от теоретической формы твердотельного рефлектора не превышает $0,015 \lambda$, а для развертываемого — $0,02 \lambda$, где λ — длина волны [7; 8]. Поэтому для антенны с верхней границей рабочей частоты 60 ГГц допустимое отклонение профиля отражающей поверхности рефлектора не должно превышать 0,1 мм [9].



Рис. 1. Космические конструкции из КМ:

а — размеростабильная несущая конструкция объектива оптико-электронного комплекса [1];
б — антенна, состоящая из двух тонких композитных оболочек [2]; *в* — корпус КА Экспресс-2000 [3];
г — КА системы «КондорФКА»

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 1. Composite space structures:

a — dimensionally stable supporting structure of the lens of the optical-electronic complex [1];
b — antenna consisting of two thin composite shells [2]; *v* — body of the Express-2000 spacecraft [3];
г — spacecraft of the “Condor FKA” system [4]

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Как правило, объекты космической техники представляют собой тонкостенные конструкции, иногда с достаточно развитой площадью поверхности. Для обеспечения размерной стабильности КК должны быть ограничены температурные перепады и вызванные ими напряжения и перемещения [10–15].

При расчете температурного, а затем и напряженно-деформированного состояния КК

в пакете прикладных программ необходимы достоверные исходные данные о теплофизических характеристиках КМ. Углеродистые материалы характеризуются значительной анизотропией теплопроводности: значения вдоль и поперек плоскости армирования значительно различаются. Теплопроводность поперек плоскости армирования оказывает минимальное влияние на работу конструкции из-за малой термической

толщины и, как следствие, незначительных температурных перепадов в этом направлении.

Ключевое значение при тепловом проектировании имеет точность данных о теплопроводности в плоскости армирования. Именно в этом направлении возникают существенные температурные перепады (до 100 °С и более), определяющие термонапряженное состояние конструкции [16].

Традиционные методы определения теплопроводности, такие как метод лазерной вспышки и абсолютный стационарный метод, основаны на испытаниях стандартных образцов небольших размеров. Однако такие образцы чаще всего не являются представительными и не обеспечивают условия подобия для композитных конструкций со сложной геометрией и ярко выраженной анизотропией. Изготовление таких образцов из готовой КК может быть сопряжено со структурными изменениями или повреждением материала, а иногда и вовсе невозможно из-за нарушения требования к ее целостности. Тепловые испытания изготовленных по аналогичной технологии контрольных образцов КК могут содержать погрешность искомой теплопроводности из-за разных с КК напряженно-деформированных состояний. Поэтому необходимы методики, позволяющие измерять теплопроводность непосредственно на натурных конструкциях.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработано семейство методик по определению теплопроводности в плоскости армирования элементов натурных композитных КК с использованием контактного нагрева [17–21]. Температуры в заданных точках образца регистрируются термомпарами и (или) тепловизором, а обработка экспериментальных данных производится на основе математического аппарата обратных задач теплопроводности (ОЗТ) [22]. Контактный метод нагрева хорошо зарекомендовал себя из-за простоты технической реализации, однако при обработке экспериментальных данных могут возникать погрешности вследствие неопределенности термических сопротивлений между поверхностями контакта. Этого недостатка лишен радиационный метод нагрева [23; 24].

Цель исследования — повышение точности определения теплопроводности в плоскости армирования КК на основе методики тепловых испытаний натурной композитной конструкции при локальном радиационном нагреве. Методика предусматривает использование галогенной лампы, измерение температуры с помощью тепловизора и обработку экспериментальных данных на основе решения коэффициентной ОЗТ.

1. Выбор параметров экспериментальной установки

Объектом исследований служил рефлектор, изготовленный по технологии вакуумной инфузии из эпоксидного компаунда Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener и углеродной ткани Аспро-А80 (рис. 2). Конструкция представляет собой тонкостенный параболоид с пересекающимися ребрами жесткости в виде шестиконечной звезды (рис. 2, табл. 1) [14].

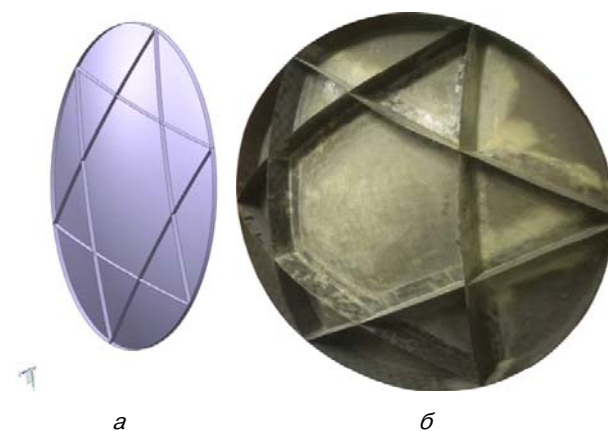


Рис. 2. Конструкция рефлектора:
а — геометрическая модель; б — натурная конструкция
Источник: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 2. Reflector design: а — geometric model;
б — full-scale design

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

В качестве источника нагрева использовалась галогенная лампа OSRAM 64635 HLX со штатным отражателем, покрытым золотым напылением (рис. 3, табл. 2).

Таблица 1. Конструктивные параметры рефлектора /
Table 1. Design parameters of the reflector

Толщина ребер, мм / Rib thickness, mm	Толщина оболочки, мм / Shell thickness, mm	Высота ребер, мм / Height of ribs, mm	Масса рефлектора, кг / Reflector weight, kg	Максимальная термическая деформация, мм / Maximum thermal deformation, mm	Погонная плотность, кг/м ² / Linear density, kg/m ²
0,6	0,6	90,0	1,235	0,09	1,332

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Таблица 2. Характеристики лампы OSRAM 64635 HLX /
Table 2. OSRAM 64635 HLX lamp specifications

Характеристика / Characteristic	Напряжение, В / Voltage, V	Мощность, Вт / Power, W	Фокусное расстояние, мм / Focal length, mm	Длина, мм / Length, mm	Наружный диаметр, мм / Outer diameter, mm
Значение / Value	15	до 150 / up to 150	19	45	51

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

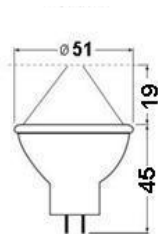


Рис. 3. Галогенная лампа OSRAM 64635 HLX

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 3. Halogen lamp OSRAM 64635 HLX

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

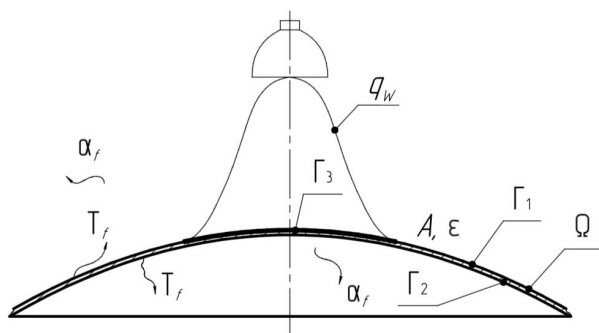


Рис. 4. Геометрическая модель

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 4. Geometric model

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

На этапе подготовки тепловых испытаний необходимо выбрать параметры эксперимента: мощность нагревателя, диаметр пятна нагрева и размер рабочей зоны для тепловизионных измерений, расстояние от нагревателя до поверхности рефлектора.

Для моделирования тепловых процессов приняты следующие допущения. Рефлектор представляет собой тонкостенную параболическую оболочку толщиной h . На поверхность Γ_3 падает постоянный по времени тепловой поток от нагревателя плотностью q_w (рис. 4).

Пространственное распределение q_w известно, а его величина определяется мощностью нагревателя P , которая считается постоянной во времени τ и рассчитывается по формуле

$$P = UI, \quad (1)$$

где P — мощность галогенной лампы; U , I — напряжение и сила тока источника питания.

Учитывается собственное излучение рефлектора и самооблучение его отражающей поверхности Γ_2 . Материал рефлектора квазиизотропный, продольная теплопроводность во всех направлениях одинакова. Теплофизические ха-

рактеристики материала не зависят от температуры. Степень черноты ε и поглощательная способность A постоянны по всему спектральному диапазону и не зависят от температуры. Начальное распределение температуры T_0 и температура окружающей среды T_f известны. На фронтальной и тыльной поверхностях развивается естественная конвекция с коэффициентом теплоотдачи α_f .

Уравнение теплопроводности для элементов конструкции рефлектора в локальных системах координат имеет вид

$$c\rho h \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} = h \left(\lambda_x \frac{\partial^2 T(x, y, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 T(x, y, \tau)}{\partial y^2} \right) + q_p + E_{r,i} + q_{\text{conv}} + q_h, \quad (2)$$

где T — температура, τ — время, x, y — координаты на поверхности рефлектора, ρ — плотность материала, c — удельная теплоемкость, λ — коэффициент теплопроводности, h — толщина элемента.

Плотность собственного излучения q_p рассчитывается по закону Стефана — Больцмана:

$$q_p = \varepsilon \sigma_0 \left(T^4(x, y, \tau) - T_f^4 \right),$$

$$(x, y) = \Gamma_1 \cup \Gamma_2 \cup \Gamma_3, \quad \tau \in]0, \tau_f]. \quad (3)$$

Плотность потока излучения $E_{r,i}$:

$$E_{r,i} = \varepsilon_i \sigma_0 \sum_{j=1}^N \Phi_{j,i} \varepsilon_j \left(T_i^4(x, y, \tau) - T_j^4(x, y, \tau) \right),$$

$$i \neq j, \quad (x, y) = \Gamma_2, \quad \tau \in]0, \tau_f]. \quad (4)$$

Плотность теплового потока, вызванного естественной конвекцией q_{conv} , описывается следующим уравнением:

$$q_{\text{conv}} = \alpha_f \left(T(x, y, \tau) - T_f \right),$$

$$(x, y) = \Gamma_1 \cup \Gamma_2 \cup \Gamma_3, \quad \tau \in]0, \tau_f]. \quad (5)$$

Плотность поглощенного теплового потока от нагревателя q_h :

$$q_h = A q_w, \quad (x, y) = \Gamma_3, \quad \tau \in]0, \tau_f]. \quad (6)$$

Начальные условия:

$$T(x, y, 0) = T_0, \quad (x, y) \in \Omega, \quad (7)$$

где σ_0 — постоянная Стефана — Больцмана, A — коэффициент поглощения, ε — степень черноты, Φ_{ij} — разрешающий угловой коэффициент.

Пространственное распределение плотности теплового потока галогенной лампы OSRAM 64635 HLX было заимствовано из [25].

Для обоснования условий эксперимента необходимо выбрать такую мощность лампы и расстояние до поверхности нагрева, при которых перепад температуры в рабочей зоне составляет около 100 К, а максимальная температура рефлектора не превышает температуру разложения связующего.

Моделирование проводилось при следующих исходных данных материала рефлектора:

$$\begin{aligned} \lambda &= 31 \text{ Вт/(м·К)}; \\ C &= 1000 \text{ Дж/(кг·К)}; \\ \rho &= 1550 \text{ кг/м}^3, \\ A &= 0,735; \\ \varepsilon &= 0,85; \\ h &= 0,6 \text{ мм}. \end{aligned}$$

Установлено, что при изменении мощности нагревателя от 5 Вт до 25 Вт максимальная температура поверхности рефлектора может составлять 330 и 430 К соответственно, а время эксперимента не превышает 150 с (рис. 5).

Температурное состояние рефлектора в зависимости от расстояния до источника нагрева мощностью 15 Вт показано на рис. 6 и 7. При расположении лампы на расстоянии менее 45 мм от поверхности рефлектора из углепластика есть опасность его перегрева и повреждения связующего. При расстоянии свыше 65 мм температурные перепады по поверхности рефлектора невелики, что будет негативно отражаться на точности обработки экспериментальных данных из-за влияния методических погрешностей.

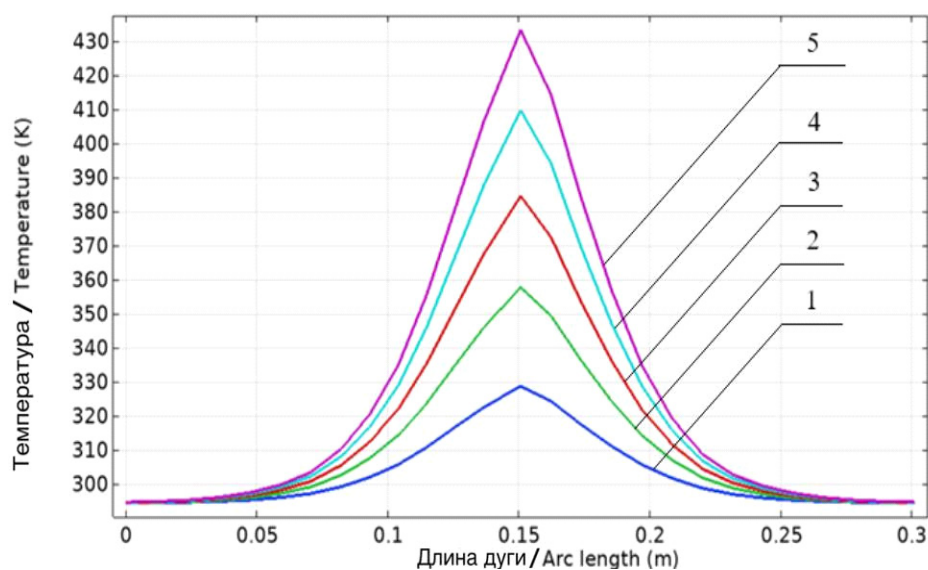


Рис. 5. Распределение температуры на поверхности рефлектора при нагреве в течение 150 с и мощности нагревателя:
1 — 5 Вт; 2 — 10 Вт; 3 — 15 Вт; 4 — 20 Вт; 5 — 25 Вт

Источник: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 5. Temperature distribution on the reflector surface during heating for 150 s and heater power:

1 — 5 W; 2 — 10 W; 3 — 15 W; 4 — 20 W; 5 — 25 W

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

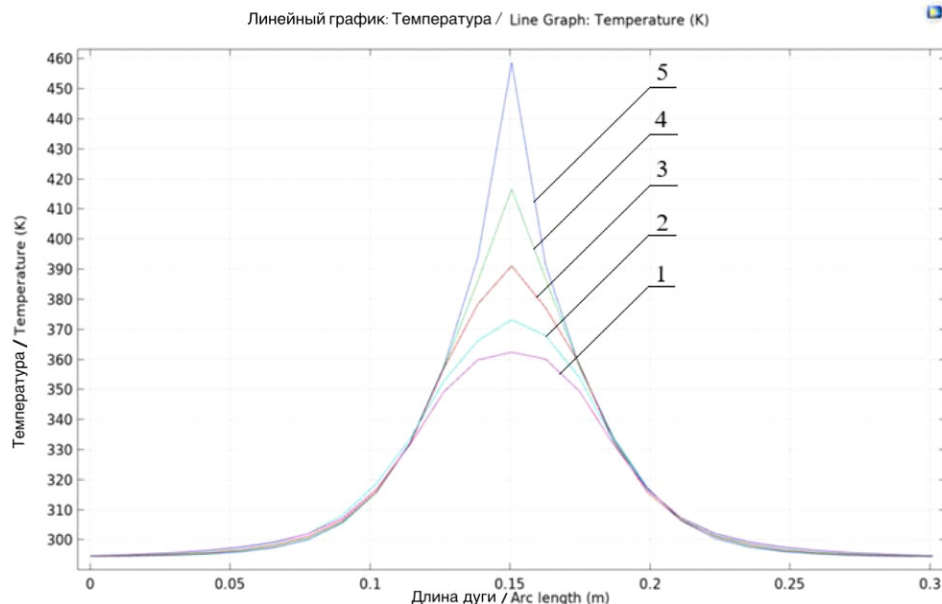


Рис. 6. Зависимость температуры поверхности рефлектора от расстояния до лампы при $\tau = 150$ с:

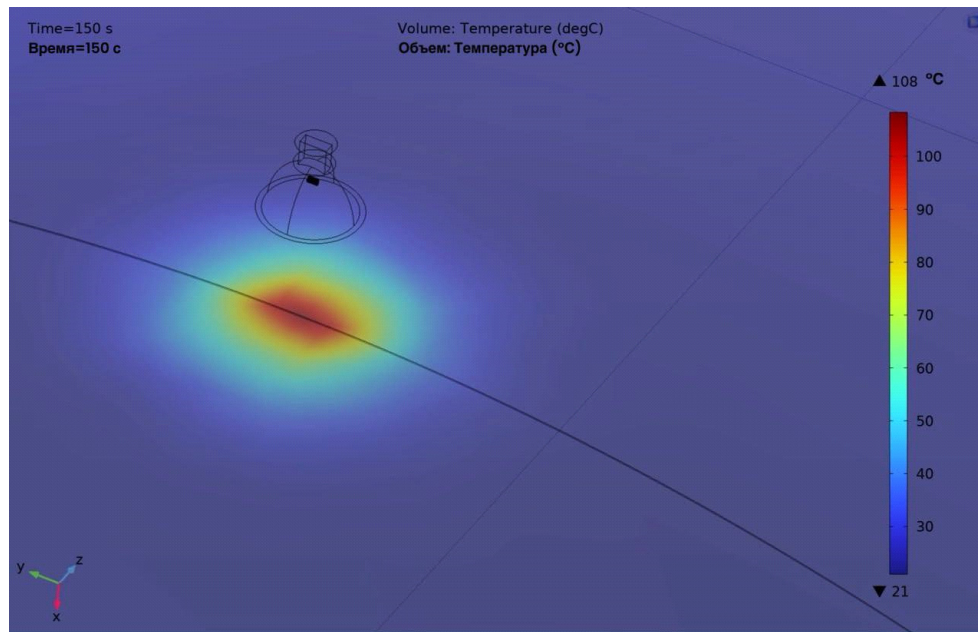
1 — 75 мм; 2 — 65 мм; 3 — 55 мм; 4 — 45 мм; 5 — 35 мм

Источник: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

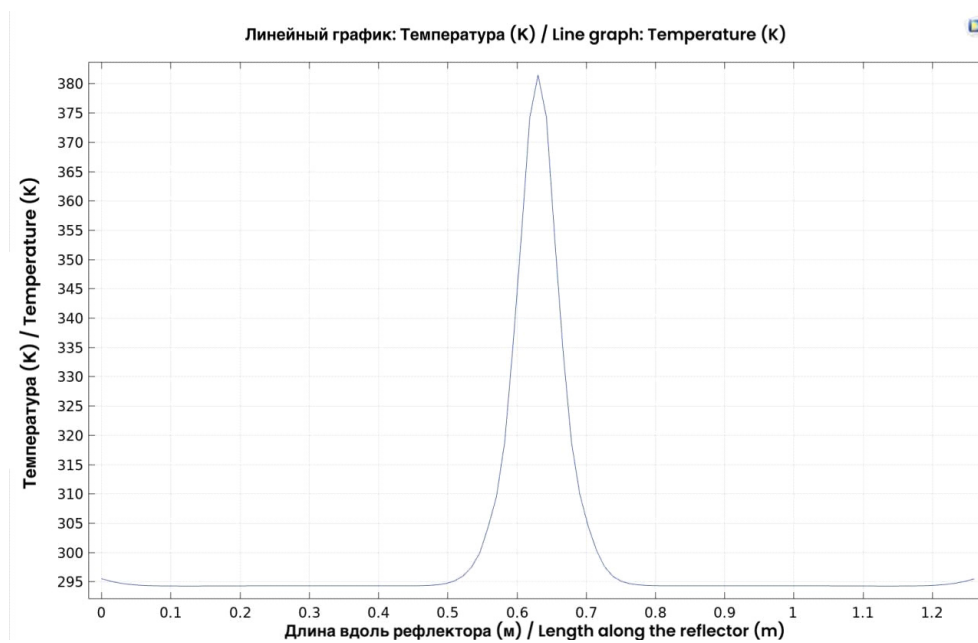
Figure 6. Reflector surface temperature as a function of distance to the lamp at $\tau = 150$ s:

1 — 75 mm; 2 — 65 mm; 3 — 55 mm; 4 — 45 mm; 5 — 35 mm

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.



a



б

Рис. 7. Распределение температуры на поверхности рефлектора при нагреве в течение 150 с и расстоянии 55 мм от лампы:
a — визуально в программе; *б* — температурный профиль вдоль длины поверхности рефлектора
 Источник: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 7. Temperature distribution on the reflector surface during heating for 150 s and at a distance of 55 mm from the lamp:
a — visually in the program; *б* — temperature profile along the length of the reflector surface
 Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Таким образом, были выбраны следующие параметры экспериментальной установки: мощность нагревателя — 15 Вт, время — 150 с, расстояние до рефлектора — 55 мм, диаметр рабочей зоны — 180 мм.

2. Подготовка и проведение эксперимента

Для проведения тепловых испытаний был создан экспериментальный стенд, оснащенный подвижным кронштейном для регулировки положения галогенной лампы и изменения диаметра пятна нагрева. Под рефлектором установлен тепловизор SATIR-D300 на штативе, подключенный к компьютеру для регистрации температурных полей. Для питания системы использовался источник постоянного напряжения Mastech HY5005E-2 (рис. 8).

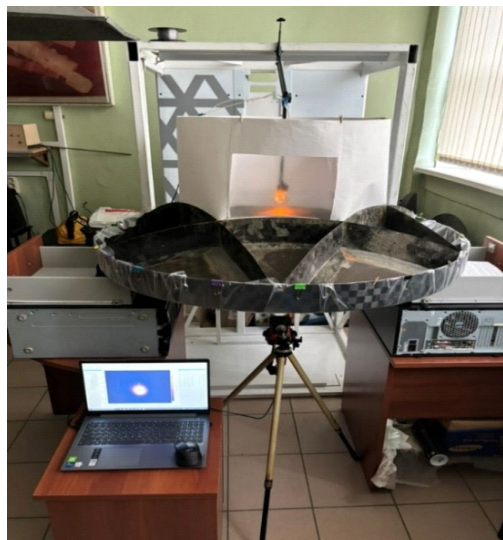


Рис. 8. Общий вид экспериментальной установки

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 8. General view of the experimental setup

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

На радиоотражающей стороне рефлектора установлена камера спокойного воздуха с прозрачной пленкой для защиты объекта от неконтролируемых конвективных потоков. В центральной части пленки предусмотрено отверстие для тепловизионных измерений. На тыль-

ной стороне рефлектора устанавливалась камера спокойного воздуха с окном для визуального контроля тепловых испытаний (рис. 9).



a



б

Рис. 9. Камеры спокойного воздуха:

a — на радиоотражающей стороне рефлектора;

б — на тыльной стороне рефлектора

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 9. Chambers with still air:

a — on the radio-reflective side of the reflector;

б — on the back side

Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Процесс нагрева образца регистрировался тепловизором, настроенным на значение излучательной способности 0,9. Термоизображения были оцифрованы и построены временные зависимости значений температуры поверхности рефлектора на расстояниях 0, 30, 60 и 90 мм от центра пятна нагрева (рис. 10).

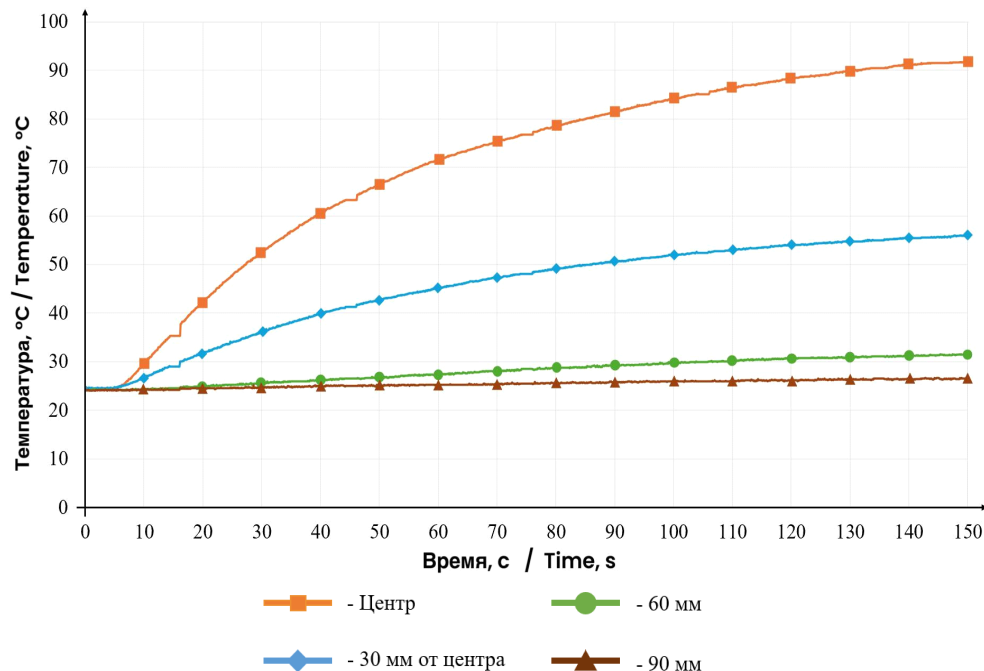


Рис. 10. Типичные экспериментальные термограммы
Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 10. Typical experimental thermograms
Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

3. Постановка коэффициентной обратной задачи теплопроводности

Постановка ОЗТ заключалась в нахождении значения коэффициента теплопроводности материала, которое обеспечивается при минимуме квадратичного функционала невязки расчетных и экспериментальных температур в точках T_1 , T_2 , T_3 и T_4 на поверхности рефлектора (рис. 11). Плотность падающего потока q_w от нагревателя задавалась как граничное условие 2-го рода. Учитывались естественная конвекция и собственное излучение с поверхностей объекта испытаний.

$$\text{ср} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\lambda_r}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} \right) + \lambda_z \frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial z^2};$$

$$\Omega \in \Omega_1, \quad \tau \in [0, \tau_f]. \quad (8)$$

Начальные условия:

$$T(r, z, 0) = T_0, \quad (r, z) \in \Omega_1. \quad (9)$$

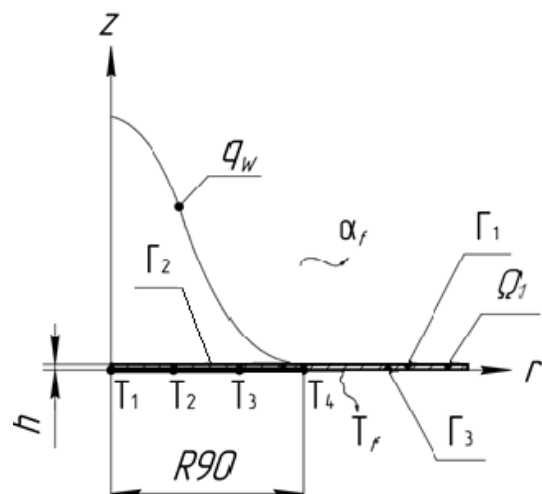


Рис. 11. Теплометрическая схема

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.

Figure 11. Heat metering diagram of the experiment
Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Граничные условия:

$$\lambda_z \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = \alpha_f(r, \tau) (T(r, z, \tau) - T_f) - \varepsilon \sigma_0 (T^4(r, z, \tau) - T_f^4);$$

$$(r, z) \in \Gamma_1 \cup \Gamma_2 \cup \Gamma_3, \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (10)$$

$$\lambda_z \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = A q_w(r),$$

$$(r, z) \in \Gamma_2, \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (11)$$

$$-\lambda_r \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} = 0, \quad r = 0, \quad \tau \in [0, \tau_f], \quad (12)$$

где λ — коэффициент теплопроводности; z, r — координаты; Ω — область образца; Γ — поверхность образца.

Процесс решения ОЗТ структурирован в следующие этапы:

1. Аппроксимация температурной зависимости $\lambda(T)$ с помощью линейных базисных функций:

$$L(T) = \sum_{i=1}^n L_i f_i(T); \quad (13)$$

$$f_i(T) = \begin{cases} 1, & T = T_i \\ 0, & T \neq T_i \end{cases}, \quad (14)$$

где L_i — теплопроводность образца для соответствующей температурной точки T_i , которая является неизвестной величиной и вычисляется итерационно, n — количество базисных функций $f_i(T)$, T_i — температура в i интервале.

2. Минимизация функционала невязки методом градиентного спуска.

Вычисления прекращаются, когда достигается установленный критерий невязки, обеспечивающий правильность математической модели.

4. Результаты обработки экспериментальных данных и анализ погрешностей

В результате обработки экспериментальных данных искомое значение теплопроводности материала рефлектора составило $19,2 \pm 2,9$ Вт/(м·К). Это на 28 % выше, чем при испытаниях образцов-свидетелей на установке контактного нагрева [20], где $\lambda = 15,0$ Вт/(м·К). Возможные причины расхождения (физико-технологические, экспериментальные и модельные) рассмотрены в разделе «Обсуждение результатов».

Точность определения теплопроводности зависит от точности исходных данных и методики измерений. Экспериментальные термограммы имеют как случайные, так и методические погрешности. Наибольшее влияние на точность решения ОЗТ оказывают методические погрешности, возникающие вследствие ошибок тепловизионных измерений температуры, несовпадения расчетных и реальных точек измерений и плотности теплового потока от нагревателя, а также неопределенности степени черноты и коэффициента поглощения поверхности, удельной теплоемкости, коэффициента теплоотдачи.

Тепловизор SATIR D300, использованный в эксперименте, имеет погрешность ± 2 °С. Изменение температуры на ± 2 °С приводит к завышению или занижению искомой теплопроводности на 7,7 % (табл. 3)

Таблица 3. Влияние погрешности измерения температуры на точность решения ОЗТ /
Table 3. The influence of temperature measurement error on the accuracy
of the Inverse Heat Conduction Problem (IHCP) solution

Погрешности измерений, °С / Measurement errors, °С	+1	+2	–1	–2
Расчетные значения теплопроводности λ , Вт/(м·К) / Calculated values of thermal conductivity λ , W/(m·K)	20,34	20,74	18,28	17,81

Источник: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.
Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

Неточность позиционирования точек измерения на ± 1 мм приводит к значительным изменениям коэффициента теплопроводности

λ (табл. 4). Смещение точки T_2 на 1 мм к центру пятна нагрева увеличивает расчетное значение теплопроводности λ на 14,9 %.

Таблица 4. Влияние неточности позиционирования на точность решения ОЗТ /
Table 4. The effect of positioning inaccuracy on the accuracy of the IHCP solution

Погрешности позиционирования T_2 и T_3 , мм / Positioning errors T_2 and T_3 , mm	$T_2 + 1$	$T_2 - 1$	$T_3 + 1$	$T_3 - 1$
Расчетные значения теплопроводности λ , Вт/(м·К) / Calculated values of thermal conductivity λ , W/(m·K)	17,85	22,14	17,56	21,82

Источники: выполнено И.А. Ефременко, О.В. Денисовым, Л.В. Денисовой.
Source: by I.A. Efremenko, O.V. Denisov, L.V. Denisova.

5. Обсуждение результатов

Расхождение результатов настоящей работы с результатами, полученными на плоских образцах-свидетелях при контактном нагреве, является ожидаемым для КМ при переходе от лабораторных образцов к реальным конструкциям и требует раздельного анализа факторов, влияющих на определение искомой λ .

1. *Физико-технологические факторы.* На натурной криволинейной оболочке рефлектора возможны локальные отличия структуры от плоских образцов-свидетелей: драпировка и волнистость армирующих слоев при формировании на криволинейной оснастке, изменение ориентации и объемной доли волокон; локальные неоднородности, связанные с технологией изготовления (например, распределение связующего, пористость, неравномерность толщины); а также влияние конструктивных элементов (ребра жесткости, утолщения, клеевые/стыковые зоны), которые изменяют реальный путь теплопереноса в зоне локального нагрева. В сумме это может приводить к отличию теплопроводности, определяемой по температурному полю натурной конструкции, от значения, полученного на плоских вырезках.

2. *Экспериментальные факторы.* Локальный радиационный нагрев на криволинейной поверхности формирует неидеальное распределение поглощенного потока: меняются угол падения и расстояние до нагревателя по пятну,

что приводит к перераспределению плотности потока и возможной асимметрии нагрева; существенен вклад естественной конвекции и собственного излучения, которые зависят от ориентации и кривизны поверхности; ИК-измерение температуры чувствительно к степени черноты и отраженному фону, причем эффективная ϵ может зависеть от угла наблюдения. Неопределенность коэффициента теплоотдачи в периферийной части рефлектора может вызывать дополнительный теплоотвод с рабочей зоны локального нагрева, что при обработке экспериментальных данных приводит к завышенной величине искомой теплопроводности λ . Следует отметить высокую чувствительность результата от погрешности позиционирования контрольных точек: смещение точки T_2 на 1 мм к центру пятна нагрева изменяет расчетное значение λ на 14,9 % (табл. 4).

3. *Модельные факторы.* При решении коэффицентной ОЗТ принимаются допущения, которые могут давать систематический вклад в восстановленное значение λ : задание усредненного граничного условия 2-го рода для плотности падающего потока q_w и его распределения по пятну нагрева; использование постоянных (или усредненных) параметров радиационного и конвективного теплообмена (A , ϵ , α_f), которые в реальном эксперименте могут изменяться по поверхности и во времени; геометрические упрощения натурального объекта при построении расчетной модели (идеализация оболочки,

пренебрежение локальными особенностями — ребрами/утолщениями); а также выбранная аппроксимация $\lambda(T)$ линейными базисными функциями.

Перспективы развития методики заключаются в переходе от эмпирического выбора точек измерения T_1 – T_4 к процедуре оптимального планирования измерений. Для снижения расходов и повышения воспроизводимости целесообразно проводить калибровку ϵ и отраженного фона; а также расширить модель до 3D-геометрии натурального объекта с учетом ребер и локальных утолщений.

Заключение

Разработана методика определения теплопроводности композиционного материала на натуральных композитных КК, которые представляют собой геометрически, структурно и технологически подобные предметные модели. Методика апробирована на тонкостенном композитном рефлекторе с использованием локального радиационного нагрева и регистрацией температурного поля на его неосвещенной поверхности с помощью тепловизора. Обоснованы условия тепловых испытаний: расстояние до нагревателя — от 45 до 65 мм, мощность галогенной лампы 15...20 Вт, диаметр рабочей зоны — до 180 мм, время эксперимента — 150...200 с. Методика применима для конструкций с продольными размерами не менее 150–200 мм и толщиной до 2 мм.

Методика открывает новые возможности определения теплофизических характеристик КМ в процессе реализации проектного облика изделия и технологии его изготовления, что позволит повысить точность теплового проектирования объектов ракетно-космической техники.

Список литературы

1. Биткин В.Е., Денисов А.В., Денисова М.А., Жидкова О.Г., Назаров Е.В., Рогальская О.И., Мелентьев А.В., Мизинова И.А. Апробирование технологического комплекса изготовления силовых и высокоточных размеростабильных элементов конструкций интегрального типа из волокнистых композиционных материалов // Известия Самарского научного

центра Российской академии наук. 2014. Т. 16. № 1 (5). С. 1320–1327. EDN: TJEZZR

2. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Обзор конструкций зеркальных антенн космических аппаратов с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 1 (35). С. 14–26. <https://doi.org/10.26732/j.st.2021.1.02> EDN: ZNLFGI

3. Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петроковский С.А., Халиманович В.И. Анизотропные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение в космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50. EDN: MTZUHB

4. Zhang J., Zhou P., Guan C., Liu TQ, Kang W-H, Feng P, Gao Sh. An ultra-lightweight CFRP beam-string structure // Composite Structures. 2021. Vol. 57. Article no. 113149. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113149>

5. Wang Y., Liu R., Yang H. Design and Deployment Analysis of Modular Deployable Structure for Large Antennas // Journal of Spacecraft and Rockets. 2015. Vol. 52. No. 4. P. 1101–1111. <https://doi.org/10.2514/1.A33127>

6. Sairajan K., Mishra L., Channi A.V. et al. Development of multifunctional structures for spacecraft applications // Advances in Space Research. 2025. Vol. 77. Iss. 2. P. 2389–2410. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.10.103>

7. Baunge M., Ekstrom H., Ingvarson P., Petersson M. A new concept for dual gridded reflectors // Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation, Barcelona, 2010. P. 1–5. ISSN 2164-3342

8. Kang D.-S., Keum D.-H., Choi J.-H., Lee M.-H., Park K., Jung H.-Y., Kang D.-S., Yun J.-H., Lee J.-W., Roh J.-H. Flexible surface reflector antenna for small satellites // Aerospace. 2025. Vol. 12. No. 5. Article no. 414. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050414>

9. Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 1 (694). С. 71–83. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-1-71-83> EDN: YLVQZY

10. Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Денисов А.В., Бородавин А.В., Митюшкина Д.В., Родионов А.В., Нонин А.С. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния размеростабильных композитных элементов конструкций оптических телескопов с помощью метода конечных элементов // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия «Физико-математические науки». 2016. Т. 20. № 4. С. 707–729. <https://doi.org/10.14498/vsgtu1514>

11. Тестоедов Н.А., Двирный Г.В., Пермяков М.Ю. Определение величины температурной деформации размеростабильных рефлекторов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического универси-

тета имени академика М.Ф. Решетнева. 2011. № 2 (35) С. 67–71. EDN: NXUZIP

12. Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88. № 3. С. 674–680. EDN: TSXOLT

13. Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Моделирование температурного и напряженно-деформированного состояний рефлектора зеркальной космической антенны // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88. № 4. С. 945–950. EDN: UARYWL

14. Новиков А.Д., Просунцов П.В., Резник С.В. Определение конструктивного облика рефлектора зеркальной космической антенны из композиционного материала // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2017. Т. 18. № 3. С. 308–317. <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-308-317> EDN: ZSMGPN

15. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 121–131. <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-3-121-131>

16. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4. С. 200–208. <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-4-200-208> EDN: MTTHSW

17. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Шуляковский А.В., Денисова Л.В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в плоскости армирования на основе бесконтактного измерения температуры // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 12. С. 557–563. EDN: XEFEDZ

18. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Ли В. Расчетно-экспериментальная методика определения теплопроводности композиционного материала корпуса наноспутника // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2017. Т. 18. № 3. С. 345–352. <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352> EDN: ZSMGRB

19. Reznik S.V., Denisov O.V., Prosuntsov P.V., Denisova L.V., Bondaletov D.N., Petrov N.M. Elaboration of method for studying of thermal conductivity coefficient of anisotropic composites // Complex Systems: Control and Modeling Problems: XXI International Scientific Conference. September, 3–6, Samara, 2019. P. 592–595. <https://doi.org/10.1109/CSCMP45713.2019.8976659>

20. Новиков А.Д., Резник С.В., Денисов О.В. Экспериментальное определение механических и теплофизических характеристик углепластика тонкостенной оболочки антенного рефлектора // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 3 (720). С. 84–91. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-3-84-91> EDN: EINWVE

21. Ван Ц., Денисов О.В., Денисова Л.В. Методика определения коэффициента теплопроводности в окружном направлении полых стержневых элементов композитных космических конструкций // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 2. С. 86–99. EDN: BQPWNW

22. Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена. Москва : Машиностроение, 1988. 280 с. URL: <https://djvu.online/file/AxCbSvCpvgR0Q> (дата обращения: 27.08.2025).

23. Колесников А.В., Палешкин А.В., Сыздыков Ш.О. Перспективы применения галогеновых ламп накаливания для моделирования условий внешнего теплообмена космических аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. № 3–4. С. 158–165. EDN: YNWFQL

24. Abad B., Borca-Tasciuc D.-A., Martin-Gonzalez M.S. Non-contact methods for thermal properties measurement // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2017. Vol. 76. P. 1348–1370. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2017.03.027> EDN: YXMEEH

25. Худорожко М.В., Просунцов П.В. Метод выбора параметров рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 12. С. 547–558. EDN: EHTJRK

References

1. Bitkin VE, Denisov AV, Denisova MA, Zhidkova OG, Nazarov EV, Rogalskaya OI, Melentyev AV, Mizinova IA. Approbation of the technological complex of production the power and high-precision size-stable integrated type construction elements from fibrous composite materials. *Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. 2014;16(1–5): 1320–1327. (In Russ.) EDN: TJEZZR
2. Taygin VB, Lopatin AV. The review of designs of mirror spacecraft antennas with solid high precision size stable reflector. *Spacecrafts and Technologies*. 2021;5(1): 14–26. (In Russ.) <https://doi.org/10.26732/j.st.2021.1.02> EDN: ZNLFGI
3. Vasil'ev VV, Barynin VA, Razin AF, Petrovskiy SA, Khalimanovich VI. Anisogrid composite lattice structures — development and application in space technology. *Composites and Nanostructures*. 2009;3(3):38–50. (In Russ.) EDN: MTZUHB
4. Zhang J, Zhou P, Guan C, Liu TQ, Kang WH, Feng P, Gao Sh. et al. An ultra-lightweight CFRP beam-

- string structure. *Composite Structures*. 2021;57:113149. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113149>
5. Wang Y, Liu R, Yang H, Cong H, Guo H. Design and Deployment Analysis of Modular Deployable Structure for Large Antennas. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015;52(4):1101–1111. <https://doi.org/10.2514/1.A33127>
6. Sairajan KK, Mishra L, Channi AV. et al. Development of multifunctional structures for spacecraft applications. *Advances in Space Research*. 2026;77(2):2389–2410. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.10.103>
7. Baunge M, Ekstrom H, Ingvarson P, Petersson M. A new concept for dual gridded reflectors. *Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation*; 2010 Apr 12; Barcelona. p. 1–5. ISSN 2164-3342
8. Kang DS, Keum DH, Choi JH, Lee MH, Park K, Jung HY, Kang D-S, Yun J-H, Lee J-W, Roh J-H. Flexible surface reflector antenna for small satellites. *Aerospace*. 2025;12(5):414. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050414>
9. Reznik SV, Prosuntsov PV, Novikov AD. Prospects of increasing the dimensional stability and the weight efficiency of mirror space antenna reflectors made of composite materials. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2018;1(694):71–83. (In Russ.) <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-1-71-83> EDN: YLVQZY
10. Bitkin VE, Zhidkova OG, Denisov AV, Borodavin AV, Mityushkina DV, Rodionov AV, Nonin AS. Mathematical simulation for strain-stress state of optical telescope stable-size composite elements with finite-element method. *Journal of Samara State Technical University, Physical and Mathematical Sciences*. 2016;20(4):707–729. (In Russ.) <https://doi.org/10.14498/vsgtu1514>
11. Testoedov NA, Dvirnyi GV, Permyakov MYu. Temperature deformation value definition of size stable reflectors. *Vestnik SIBSAU. Aerospace Technologies and Control Systems*. 2011;2(35):67–71. (In Russ.) EDN: NXUZIP
12. Reznik SV, Prosuntsov PV, Azarov AV. Justification of the structural-layout scheme of a reflector for a mirror space antenna with high shape stability and low areal density. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2015;88(3):674–680. (In Russ.) EDN: TSXOLT
13. Reznik SV, Prosuntsov PV, Azarov AV. Modeling of temperature and stress-strain states of a reflector for a mirror space antenna. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2015;88(4):945–950. (In Russ.) EDN: UARYWL
14. Novikov AD, Prosuntsov PV, Reznik SV. Mirror space antenna reflector made of composite materials constructive appearance determination. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2017;18(3):308–317. (In Russ.) <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-308-317> EDN: ZSMGPN
15. Taygin VB, Lopatin AV. Design of the Mirror Antenna of a Spacecraft with the Ultralight High Precision Size-Stable Reflector. *Rocket and Space Technology*. 2019;3(29):121–131. (In Russ.) <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-3-121-131>
16. Taygin B, Lopatin AV. Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft. *Spacecrafts and Technologies*. 2019;4(30):200–208. (In Russ.) <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-4-200-208> EDN: MTTHSW
17. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Shulyakovskiy AV, Denisova LV. Numerical and experimental estimation of heat conductivity of carbon plastic in a reinforcement plane on the basis of contactless measurement of temperature. *Thermal Processes in Engineering*. 2016;8(12):557–563. (In Russ.) EDN: XEFEDZ
18. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Lee W. Nanosatellite body composite material thermal conductivity determination computational and theoretical method. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2017;18(3):345–352. (In Russ.) <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352> EDN: ZSMGRB
19. Reznik SV, Denisov OV, Prosuntsov PV, Denisova LV, Bondaletov DN, Petrov NM. Elaboration of method for studying of thermal conductivity coefficient of anisotropic composites. *Complex Systems: Control and Modeling Problems: XXI International Scientific Conference*. September, 3–6, Samara, 2019. p. 592–595. <https://doi.org/10.1109/CSCMP45713.2019.8976659>
20. Novikov AD, Reznik SV, Denisov OV. An experimental study to determine mechanical and thermophysical characteristics of thin-walled carbon plastic antenna reflectors. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 2020;3(720):84–91. (In Russ.) <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-3-84-91> EDN: EINWVE
21. Wang J, Denisov OV, Denisova LV. Thermal conductivity determining technique in the circumferential direction of the space composite structures' hollow rod elements. *Thermal Processes in Engineering*. 2024;16(2):86–99. (In Russ.) EDN: BQPWNW
22. Alifanov OM. *Inverse heat transfer problems*. Moscow: Mashinostroenie Publ.; 1988. (In Russ.) Available from: <https://djvu.online/file/AxCbSvCpvgR0Q> (accessed: 27.08.2025)
23. Kolesnikov AV, Paleshkin AV, Syzdykov ShO. Prospects for the use of halogen incandescent lamps to simulate conditions of external heat exchange of spacecraft. *Thermal Processes in Engineering*. 2018;10(3–4):158–165. (In Russ.) EDN: YNWFQL
24. Abad B, Borca-Tasciuc DA, Martin-Gonzalez MS. Non-contact methods for thermal properties measurement. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2017;76:1348–1370. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2017.03.027> EDN: YXMEEH
25. Khudorozhko MV, Prosuntsov PV. Parameters selection method of concentrated radiation heating facility working area. *Thermal Processes in Engineering*. 2024;16(12):547–558. (In Russ.) EDN: EHTJRK

Сведения об авторах

Ефременко Иван Алексеевич, магистрант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции», Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр.1; ORCID: 0009-0000-6463-932X; e-mail: ivan10052002@yandex.ru

Денисов Олег Валерьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции», Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1; eLIBRARY SPIN-код: 6884-6227, ORCID: 0000-0002-7320-0201; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Денисова Лилиана Валентиновна, кандидат технических наук, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции», Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1; eLIBRARY SPIN-код: 3508-7617, ORCID: 0000-0003-4748-5351; e-mail: u.pasika@yandex.ru

About the authors

Ivan A. Efremenko, Master's student of the Department SM13 Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University, 5 2-nd Baumanskaya St, Moscow, 105005, Russian Federation; ORCID: 0009-0000-6463-932X; e-mail: ivan10052002@yandex.ru

Oleg V. Denisov, PhD in Technical Sciences, Associate Professor of the Department SM13 Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University, 5 2-nd Baumanskaya St, Moscow, 105005, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-7320-0201, eLIBRARY SPIN-code: 6884-6227; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Liliana V. Denisova, PhD in Technical Sciences, Associate Professor of the Department SM13 Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University, 5 2-nd Baumanskaya St, Moscow, 105005, Russian Federation; ORCID: 0000-0003-4748-5351, eLIBRARY SPIN-code: 3508-7617; e-mail: u.pasika@yandex.ru