

МЕХАНИКА

Научная статья

УДК 520.2.072; 520.272.22

DOI: 10.17072/1993-0550-2024-4-78-94

<https://elibrary.ru/QZXOIZ>



Моделирование стационарного теплового режима цилиндрического элемента каркаса на орбите

Андрей Рамилович Фагалов¹, Антон Юрьевич Беляев²

¹Пермский государственный национальный исследовательский университет, г. Пермь, Россия

^{1,2}Институт механики сплошных сред УрО РАН, г. Пермь, Россия

¹fagalovar@psu.ru

²belyaev@icmm.ru

Аннотация. Методом конечных элементов в программном комплексе ANSYS решена задача нахождения температурных полей цилиндрического элемента разворачиваемой конструкции. Исследуется стационарное тепловое состояние полой цилиндрической конструкции в условиях низкой околоземной орбиты. Проведена оценка влияния учета лучистого теплообмена на внутренней границе цилиндра. Для вариантов медного, алюминиевого покрытия и отсутствия внешней фольги получено распределение температур в равновесном состоянии. Предложен способ пассивного регулирования стационарных температур с помощью частичного покрытия медной фольгой, хорошо поглощающей тепловое излучение Солнца.

Ключевые слова: тепловой баланс; лучистый теплообмен; композитный материал; низкая околоземная орбита; численное моделирование

Для цитирования: Фагалов А.Р., Беляев А.Ю. Моделирование стационарного теплового режима цилиндрического элемента каркаса на орбите // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2024. Вып. 4(67). С. 78–94. DOI: 10.17072/1993-0550-2024-4-78-94. <https://elibrary.ru/QZXOIZ>.

Благодарности: Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Пермского края в рамках научного проекта №С-26/1025 и Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, проект № АААА-А20-120022590044-7.

Статья поступила в редакцию 28.08.2024; одобрена после рецензирования 30.11.2024; принята к публикации 09.12.2024.

MECHANICS

Research article

Modeling of Stationar Thermal Regime of Cylindrical Frame Element in Orbit

Andrey. R. Fagalov¹, Anton. Yu. Beliaev²

¹Perm State University, Perm, Russia

^{1,2}Institute of Continuous Media Mechanics UB RAS, Laboratory of Micromechanics of Structurally Inhomogeneous Media, Perm, Russia

¹fagalovar@psu.ru; ²belyaev@icmm.ru



Эта работа © 2024 Фагалов А.Р., Беляев А.Ю. распространяется под лицензией CC BY 4.0. Чтобы просмотреть копию этой лицензии, посетите <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Abstract. The problem of finding the temperature fields of a cylindrical element of an expandable construction was solved using the finite element method in the ANSYS software package. The steady thermal state of hollow cylindrical body in low earth orbit conditions is studied. Significance of inner boundary radiative heat exchange is evaluated. Steady-state thermal distribution is modeled for cases of copper, aluminum and mixed external coating. Method of passive regulation of stationary temperatures by changing width of solar heat absorbing copper foil coating is proposed.

Keywords: *thermal balance; radiative heat transfer; composite material; low earth orbit; numerical modeling*

For citation: Fagalov, A. R. and Beliaev, A. Yu. (2024), "Modeling of Stationar Thermal Regime of Cylindrical Frame Element in Orbit", *Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science*, no. 4(67), pp. 78-94. DOI: 10.17072/1993-0550-2024-4-78-94. <https://elibrary.ru/QZXOIZ>.

Acknowledgments: The work was supported by the Perm Region Government, scientific project № С-26/1025 and the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation, project № АААА-А20-120022590044-7.

The article was submitted 28.08.2024; approved after reviewing 30.11.2024; accepted for publication 09.12.2024

Введение

Методы радиолокационного исследования Земли активно развиваются вместе с совершенствованием космических аппаратов. Одним из перспективных направлений исследований является разработка космических РЛС с синтезированной апертурой (КРСА). Многие варианты исполнения РЛС приведены в [1], также существует достаточно большой набор работ, посвященный проектированию таких конструкций [2–8]. В зависимости от конструкции, такие аппараты могут работать в различных диапазонах частот (Х-, L-, Р- диапазоны) с различной эффективностью. В частности, для работы КРСА L-диапазона требуются достаточно объемные рефлекторы, которые могут достигать в размерах 20-30 м и иметь общую площадь порядка 100–600 м² [9].

В качестве варианта исполнения таких масштабных рефлекторов рассматриваются отверждаемые конструкции на основе полимерных композитных материалов. Их основным преимуществом является возможность компактной упаковки в процессе выведения на орбиту, что вместе с этим исключает возможность механических деформаций в результате динамических нагрузок в ходе полета. После выхода на орбиту происходит пневматическое надувание каркасных элементов, в результате которого каркас с закрепленной между балками металлической сеткой принимает требуемую форму и полученная конструкция отверждается под действием теплового излучения от Солнца и Земли.

Важным вопросом при применении такого материала является температурный режим отверждения. Низкая температура не позволит материалу полностью отвердиться, что приведет к ухудшению механических свойств материала и, как следствие, снижению жесткости конструкции. Чрезмерный нагрев, в свою очередь, приведет к нарушению режима отверждения или даже термической деструкции полимера, что опять же негативно скажется на эксплуатационных свойствах конструкции.

Таким образом, одной из задач при проектировании таких конструкций является нахождение температурных полей в процессе отверждения под действием теплового излучения. Похожие задачи поиска состояния теплового баланса космического аппарата уже рассматривались в других работах. На основе данных, полученных от спутников Земли, известны температурные диапазоны, в которых они находятся, сформулированы

различные методы поддержания требуемых температур. На данный момент существуют работы, описывающие состояние теплового равновесия космических аппаратов, в том числе составных, основываясь на различных математических моделях. Чаще всего рассматриваются модели, в которых температура составной части считается равномерной и описывается только взаимодействием составных частей между собой и с окружающей средой [10-17]. Исследования схожих задач, в том числе в смежной термомеханической постановке, также рассмотрены в литературе, например [7, 18-23].

В представленной работе температура считается неравномерной. Проанализирован выбор оптических констант – коэффициентов поглощения, отражения, излучения – и их связь. Приведен общий вид граничного условия, отвечающего теплообмену за счет теплового излучения в замкнутой области.

В данной работе рассматривается композитная структура, в состав которой входит однокомпонентное связующее, (ВСТ 1208) [24], отличающееся стабильностью при низких температурах, то есть способное долгое время (до 6 месяцев) находиться в мягком, непотвержденном состоянии. Эта особенность позволяет хранить упакованную конструкцию на космодроме в течение достаточно долгого времени. Выбранная смола также выделяет сравнительно малое количество летучих компонент в процессе реакции отверждения, после чего выделение вещества из смолы практически прекращается. Отсутствие необходимости добавления отвердителя позволяет отбросить ряд сложных задач, связанных с доставкой отвердителя и инфузией на орбите.

В формировании температурного режима играют роль два фактора: тепловые потоки и излучение нагреваемого тела. В связи с тем, что тепловые потоки имеют естественную природу, их значение не поддается изменению. Таким образом, температурный режим может быть изменен регулированием доли поглощаемого потока и излучения самого объекта. Оптические свойства покрытия влияют на значение температуры. В свою очередь, температура определяет поток излучения от нагретого объекта и, как следствие, изменение его температуры вследствие излучения. В итоге, совокупность этих факторов создает нетривиальную задачу нахождения температурного поля исследуемого объекта, решение которой происходит итерационным способом. Иными словами, перед исследователем стоит задача подбора материалов с нужными коэффициентами отражения и излучения для получения температурного поля, удовлетворяющего условиям отверждения препрега. Методы экспериментального определения оптических характеристик твердых тел можно найти в работе [25-26].

Предметом исследований в данной работе является распределение температуры в конструкции при различных геометрических параметрах и материалах исполнения конструкции. В качестве объекта исследования выступает структурный элемент космического аппарата на орбите Земли, выполненный из отверждаемого в условиях космоса композитного материала. Задача исследования состоит в том, чтобы смоделировать процесс отверждения крупногабаритных стержневых конструкций круглого сечения в условиях Земной орбиты, и на основе полученных данных сформулировать рекомендации по строению надуваемых полых цилиндрических конструкций для обеспечения полноценного протекания реакции отверждения.

Дополнительная задача состоит в оценке влияния лучистого теплообмена на внутренней границе цилиндра на итоговое распределение температур.

1. Постановка задачи

В работе рассматривается тепловое равновесие составного полого цилиндра. В таблице 1 приведены тепловые и оптические характеристики используемых материалов при комнатной температуре (приблизительно 300 К).

Таблица 1. Свойства материалов

Материал	Алюминиевая фольга	Медная фольга	Препрег	Силикон
Плотность, кг/м ³	2700	8900	2200	1230
Теплопроводность, Вт/(м К)	235	390	0.8	0.2
Теплоемкость Дж/(кг К)	920	400	923	0.84
Коэффициент отражения	0.85	0.6	0.3	0.3
Коэффициент излучения	0.04	0.02	0.64	0.85

Подробнее используемые теплопроводность и теплоемкость (с учетом перевода из Дж/(Моль·К) в Дж/(кг·К)) металлических материалов приведены в справочнике Терехова С.В. [27]. Эффективные материальные свойства препрега были определены численным методом в программе Ansys Material Designer (осреднение по представительному объему). Препрег представляет собой ткань сатинового плетения из полимерного материала, армированного стекловолокном.

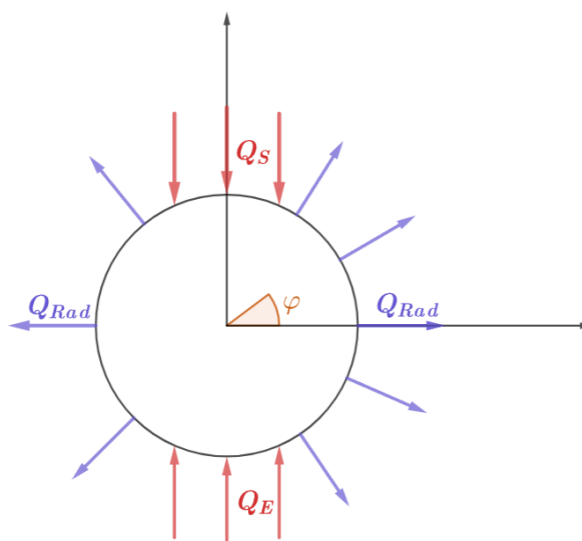


Рис. 1. Схема тепловых потоков на внешней границе

На рис. 1 представлена схема тепловых потоков на внешней границе цилиндра и введены следующие обозначения: Q_S – вектор падающего теплового потока Солнца, $Q_S = 1367 \text{ Вт/м}^2$; Q_E – вектор падающего теплового потока Земли, $Q_E = 250 \text{ Вт/м}^2$; φ – угол полярной системы координат, отсчитываемый от оси x в сторону оси y; Q_{Rad} – вектор теплового потока, испускаемый поверхностью цилиндра за счет излучения в окружающий космос (зависит от локальной температуры в точке). Также определим единичные вектора τ_S и τ_E , направление которых совпадает с направлением падения солнечного и земного излучения соответственно и единичный вектор \mathbf{n} , нормальный к внешней поверхности. Таким образом $Q_S = Q_S \cdot \tau_S$, $Q_E = Q_E \cdot \tau_E$, $Q_{Rad} = Q_{Rad} \cdot \mathbf{n}$.

Стоит отметить, что моделирование излучения Земли параллельно направленным пучком лучей является достаточно грубым приближением, более точным будет вычисление приходящего в точку цилиндра земного и отраженного солнечного излучения с помощью интегральных коэффициентов облученности, более подробную информацию о постановках таких задач можно найти в работах Ханкова, Лаповок и др. [10,28].

Введем обозначения геометрических параметров. Для определенности и постановки в КЭ анализе введем высоту цилиндра $H = 1\text{ м}$. r – внутренний радиус цилиндра (наименьший радиус); R – внешний радиус конструкции (наибольший); R_i , $i = \{1, 2, \dots\}$ – радиус концентрической окружности, по которой проходит граница материалов (фольги, силикона либо препрега). Количество R_i зависит от схемы конструкции, а нумерация производится в порядке возрастания (из центра круга).

Уточним связь между оптическими материальными константами ε – коэффициент излучения (степень черноты), A_a – эффективный коэффициент поглощения материала внешней стенки цилиндра, A_r – эффективный коэффициент отражения стенки цилиндра. Так как стенки цилиндра абсолютно непрозрачны, коэффициенты отражения и поглощения по определению связаны равенством $A_a + A_r = 1$. Исходя из закона Кирхгофа, в случае поглощения монохромного света степень серости ε соответствует коэффициенту поглощения A_a . В нашем же случае A_a и ε различаются, так как излучение и поглощение происходит в различающихся диапазонах длин волн и тело не приближается серым телом. Главным источником тепла на орбите является Солнце, излучение которого имеет значительную видимую и коротковолновую составляющую, а излучение тела происходит, (при интересующих нас температурах) преимущественно в виде инфракрасных волн. Поэтому наиболее интересными для нас являются материалы, имеющие низкий коэффициент поглощения длинных волн и более высокий коэффициент поглощения видимого и коротковолнового излучения. Медь является одним из таких материалов, другими также являются хром, золото и платина. Для обеспечения долгосрочного требуемого режима работы космических аппаратов также применяются специальные покрытия, обладающие, как правило, низкими коэффициентами A_a и ε .

Излучение в окружающий космос происходит согласно закону Стефана–Больцмана:

$$Q_{Rad} = \sigma \varepsilon T^4,$$

где $\sigma = 5.67 * 10^{-8}, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2\text{К}^4}$ – постоянная Стефана–Больцмана, ε – степень черноты материала внешней оболочки цилиндра, T – локальная температура стенки цилиндра, неравномерна.

Считая, что только нормальная часть теплового потока Солнца и Земли поглощается материалом цилиндра после отражения, запишем выражения для этих проекций. После преобразований получим:

$$Q_{Sa} = \begin{cases} A_a Q_S(-\boldsymbol{\tau}_S \cdot \mathbf{n}), & \boldsymbol{\tau}_S \cdot \mathbf{n} < 0 \\ 0, & \boldsymbol{\tau}_S \cdot \mathbf{n} \geq 0 \end{cases},$$

$$Q_{Ea} = \begin{cases} A_a Q_E(-\boldsymbol{\tau}_E \cdot \mathbf{n}), & \boldsymbol{\tau}_E \cdot \mathbf{n} < 0 \\ 0, & \boldsymbol{\tau}_E \cdot \mathbf{n} \geq 0 \end{cases}.$$

Заметим, что нулевое значение этих функций по области совпадает с отрицательным значением тепловых потоков (область тени). Перепишем Q_{Sa} , Q_{Ea} с использованием операторов максимума:

$$Q_{Sa} = A_a Q_S \cdot \max(-\boldsymbol{\tau}_S \cdot \mathbf{n}, 0)$$

$$Q_{Ea} = A_a Q_E \cdot \max(-\boldsymbol{\tau}_E \cdot \mathbf{n}, 0)$$

Суммируя полученное и отданное элементарной поверхностью тепло, получим тепловой поток на элементарной площадке внешней границы:

$$Q = Q_{Sa} + Q_{Ea} - Q_{Rad}. \quad (1)$$

Для внутренней области каждого из составных цилиндров, ставится классическая задача теплопроводности:

$$\frac{\partial T}{\partial t} - k\Delta T = f = 0,$$

где k – коэффициент теплопроводности материала, f – функция тепловых источников, Δ – оператор Лапласа. По условиям задачи $f = 0$, весь теплообмен происходит на границах тел. Сформулируем ГУ 2 рода на границах через величину нормального поглощаемого теплового потока Q , для этого выделим нормальную часть вектора теплового потока:

$$-k \text{grad } T \cdot \mathbf{n} = \mathbf{Q}_n \cdot \mathbf{n} = Q, \quad (2)$$

где $\text{grad } T$ – градиент температуры, \mathbf{n} – единичная нормаль к внешней поверхности S_0 , \mathbf{Q}_n – вектор полного теплового потока, Q – величина нормально поглощаемого теплового потока, отличная от модуля вектора \mathbf{Q}_n (не учитывается перенос тепла вдоль границы). Для внешней стенки S_0 величина Q определяется формулой (1), для внутренней поверхности S – формулами (3),(4), приведенными ниже.

Для соприкасающихся тел (полые соосные цилиндры) вдоль границ S_i , находящихся на удалении R_i от начала координат, задается идеальный тепловой контакт:

$$\begin{cases} T_1|_{S_i} = T_2|_{S_i} \\ \mathbf{Q}_{n1} \cdot \mathbf{n}_1|_{S_i} = -\mathbf{Q}_{n2} \cdot \mathbf{n}_2|_{S_i} \end{cases}$$

где S_i – поверхность контакта, T_1 и \mathbf{Q}_{n1} – температура и полный вектор теплового потока на границе первого тела, T_2 и \mathbf{Q}_{n2} – аналогичные величины второго тела. На внутренней границе S , находящейся на удалении r от оси цилиндра, происходит лучистый теплообмен за счет теплового излучения внутренних стенок цилиндра. Так как сила тяжести практически скомпенсирована центробежной силой при движении по орбите, что приводит к невозможности характерного конвективного перемешивания газов, считаем, что даже при наличии воздуха или другого газа внутри полости цилиндра он оказывает незначительное влияние на процессы теплообмена, а также является абсолютно прозрачным. Таким образом, в уравнение баланса потоков тепла на внутренней границе добавляется только слагаемое Q_w , отвечающее за лучистый теплообмен:

$$Q = Q_w = (Q_{\text{погл}} - Q_{\text{соб}}).$$

Вводятся обозначения тепловых потоков: Q_w – итоговый тепловой поток, полученный элементарной площадкой за единичный промежуток времени, $Q_{\text{погл}}$ – суммарный поток тепловой радиации, поглощенный элементарной площадкой; $Q_{\text{соб}}$ – собственный поток тепловой радиации, испускаемый элементарной площадкой, $Q_{\text{отраж}}$ – отраженный поток, $Q_{\text{эфф}}$ – полный испускаемый с элементарной площадки поток излучения (сумма собственного и отраженного), $Q_{\text{пад}}$ – нормальный поток внешнего (от других точек поверхности S) излучения, падающего на элементарную площадку:

$$Q_{\text{эфф}} = Q_{\text{соб}} + Q_{\text{отраж}} = \varepsilon\sigma T^4 + A_r Q_{\text{пад}} = \varepsilon\sigma T^4 + (1 - \varepsilon)Q_{\text{пад}}. \quad (3)$$

Так как излучение и поглощение происходит в одинаковом диапазоне длин волн, в уравнении выше справедлива замена: $A_r = 1 - A_a = 1 - \varepsilon$.

Принимается, что как отражение, так и излучение на внутренней поверхности цилиндра носит диффузный характер. С учетом этого можно записать интегральное выражение для суммарного теплового потока $Q_{\text{пад } 2}$, который исходит с поверхности S и падает нормально на элементарную площадку с радиус-вектором \mathbf{x}_2 , причем первая точка с радиус-вектором \mathbf{x}_1 определяет положение площадки dS при интегрировании по поверхности S :

$$Q_{\text{пад } 2} = \int_S (\varepsilon \sigma T_1^4 + (1 - \varepsilon) Q_{\text{пад } 1}) \frac{(\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_1)(-\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_2)}{\pi |\mathbf{l}_{1,2}|^4} dS, \quad (4)$$

где величины с индексом 1 принадлежат к первой точке, а величины с индексом 2 принадлежат к фиксированной точке поверхности S . \mathbf{n}_1 , \mathbf{n}_2 – единичные внешние нормали к поверхности S в соответствующих точках, $\mathbf{l}_{1,2}$ – вектор, соединяющий точки 1 и 2.

Строго говоря, требуется выполнение условия $(\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_1) \geq 0$, $(-\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_2) \geq 0$, иначе поток равен нулю, что соответствует отсутствию лучистого теплообмена, если поверхности не видят друг друга напрямую. Это условие реализуется в вычислительном пакете. В общем случае возможна зависимость ε от координат, но в данной задаче коэффициент излучения принимается постоянным.

Таким образом, уравнение (4) определяет падающий на элементарную площадку поток излучения $Q_{\text{пад } 2}$ интегральным образом через поток $Q_{\text{пад } 1}$, падающий на каждую из других участвующих в лучистом теплообмене элементарных площадок, а также через другие величины, которые определяются геометрией, и T_1 , которое в общем случае распределено неравномерно. После численного определения значения падающих потоков, они используются в уравнении баланса (2).

Технически возможна подстановка полученных значений напрямую в уравнение баланса тепловых потоков, протекающих через элементарную площадку dS которая приводит его к следующему виду:

$$Q = \varepsilon \left[\int_S (\varepsilon \sigma T_1^4 + (1 - \varepsilon) Q_{\text{пад } 1}) \frac{(\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_1)(-\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_2)}{\pi |\mathbf{l}_{1,2}|^4} dS - \sigma T_2^4 \right].$$

ГУ в таком виде на практике не применяется, для решения его преобразуют к численному аналогу. Все параметры, отвечающие за геометрию, в литературе и КЭ пакетах очень часто учитывают в виде форм-фактора, который определяется однозначно для пары поверхностей:

$$F_{1 \rightarrow 2} = \frac{1}{S_1} \int_{S_1} \int_{S_2} \frac{(\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_1)(-\mathbf{l}_{1,2} \cdot \mathbf{n}_2)}{\pi |\mathbf{l}_{1,2}|^4} dS_2 dS_1.$$

Вследствие определения $S_1 F_{1 \rightarrow 2} = S_2 F_{2 \rightarrow 1}$.

Во всей расчетной области задается начальное приближение $T = 50^\circ\text{C}$.

2. Реализация в пакете Ansys и результаты вычислений

Поставленная задача решалась численно с помощью вычислительного пакета Ansys. Методы численного исследования, в том числе метод конечных элементов, очень часто используются для оценки состояния космических аппаратов, а также решения связанных с ними задач. Это связано главным образом с большими затратами на проведение экспериментов – запуск спутников на орбиту.

Исследуемая слоистая цилиндрическая структура состоит из нескольких элементов, которые перечислены в порядке от внутренних к внешним. Это внутренняя цилиндрическая полость радиусом 84 мм, слой силикона толщиной 1 мм, слой препрега толщиной 2 мм, слой силикона 1 мм, слой фольги снаружи 0,03 мм ($r = 84, R_1 = 85, R_2 = 87, R_3 = 86, R = 86.03$ мм). Воздухом (газом) внутри, который теоретически может там находиться после пневматического надувания, можно пренебречь, так как в условиях орбиты невозможен конвективный теплообмен в силу отсутствия силы тяжести, и теплопроводность воздуха также пренебрежимо мала. Слои силикона введены для предотвращения слипания структуры из препрега и уменьшения возможных испарений активных составляющих. Возможность расслоения не рассматривалась.

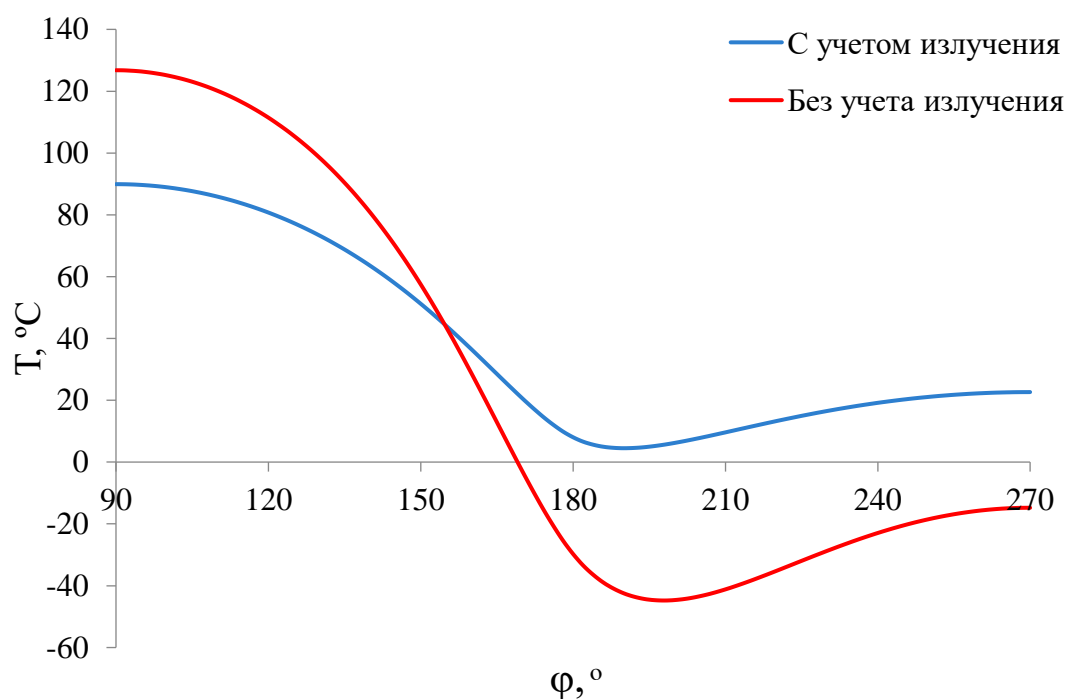


Рис. 2. Распределение температур в цилиндре без фольги и силикона, °C

Для оценки влияния внутреннего лучистого теплообмена на распределение и разброс равновесных температур было проведено несколько численных расчетов. Структуры, участвующие в них, отличаются от описанных ранее отсутствием некоторых цилиндрических слоев.

Сходимость проверялась методом сравнения решений для разных реализаций КЭ сетки. Для решения находились значения температур в нескольких выбранных точках, далее размер элемента уменьшался, находилось значение температур для текущей сетки и сравнивалось с предыдущей. Изменение размера элемента проводилось, пока значение $\Delta = |(T_1 - T_2) / T_1| \cdot 100\%$ не стабилизировалось в районе 5% (T_1, T_2 – значения температур, полученные для разных размеров элемента).

На рис. 2 приведено стационарное распределение температур в цилиндре только из препрега (без силикона и фольги), на рис. 3 – в цилиндре из препрега, обернутого в слой силикона (без фольги), на рис. 4 – в цилиндре из препрега, обернутого в слой силикона и в слой алюминиевой фольги снаружи.

На рис. 2–4 показана разница в распределении температур с учетом и без учета лучистого теплообмена на границе внутренней полости, значения приведены для угла 90–270° ввиду симметричности распределения.

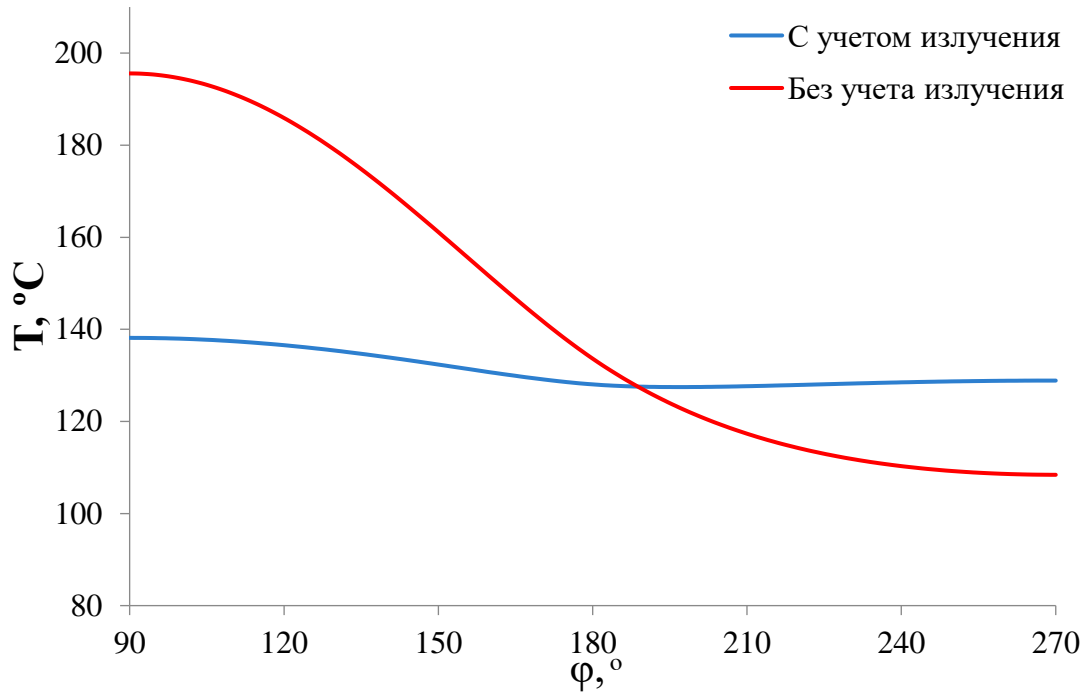


Рис. 3. Распределение температур в цилиндре без фольги, °C

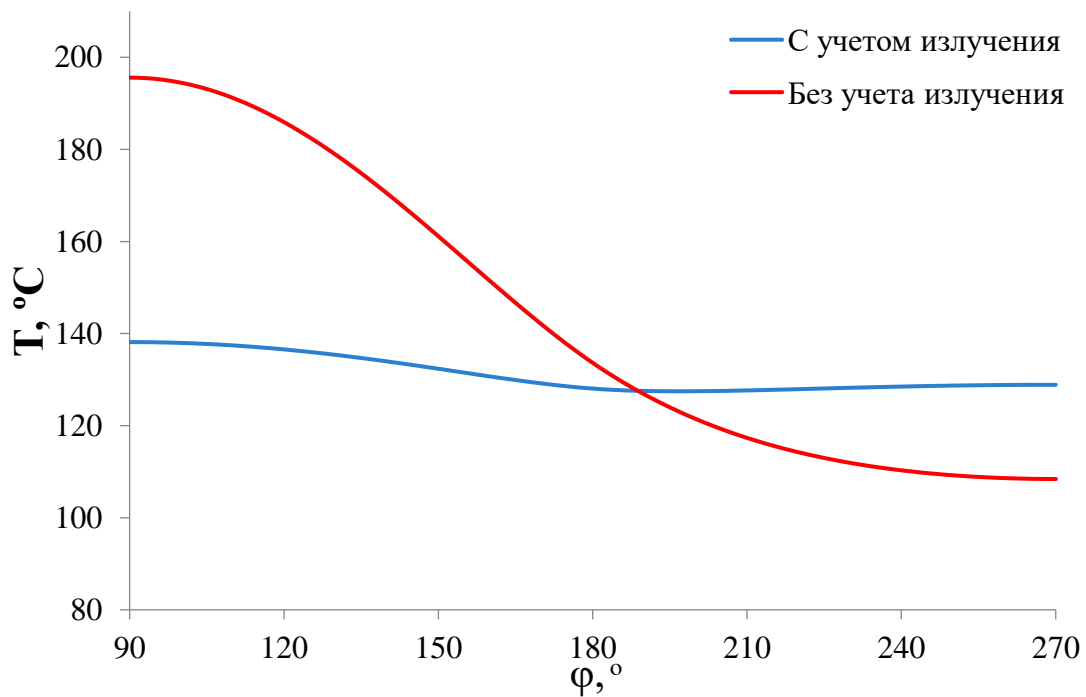


Рис. 4. Распределение температур в цилиндре, обернутом алюминиевой фольгой, °C

Таким образом, анализируя результаты, полученные на рис. 2–4, можно сделать вывод о необходимости учета теплового излучения. Лучистый теплообмен на внутренней границе вносит значительный вклад в тепловые потоки, особенно в случае отсутствия внешнего слоя изолирующей фольги. Это проявляется в сильном уменьшении разброса равновесных температур при учете лучистого теплообмена. Также наличие фольги обуславливает более равномерное распределение температур вдоль внешней поверхности цилиндра. Во всех трех случаях учет лучистого теплообмена приводил к изменениям одинакового характера, то есть к увеличению минимальных, уменьшению максимальных температур.

Второй исследуемый фактор, главным образом определяющий температурное состояние – материал внешнего слоя, в частности его оптические характеристики (коэффициент излучения и отражения). В качестве материала внешнего слоя (фольги) рассматривались алюминий и медь, главным образом из-за их доступности. Материальные свойства были приведены в табл. 1.

На рис. 4 показаны результаты моделирования цилиндра, обернутого в алюминиевую фольгу, температуры такого цилиндра приходят к значениям в пределах 120–130°C, что по предварительным результатам исследования выбранной смолы недостаточно для её полноценного отверждения.

На рис. 5 приведены равновесные температуры цилиндра, обернутого в силикон и слой медной фольги снаружи.

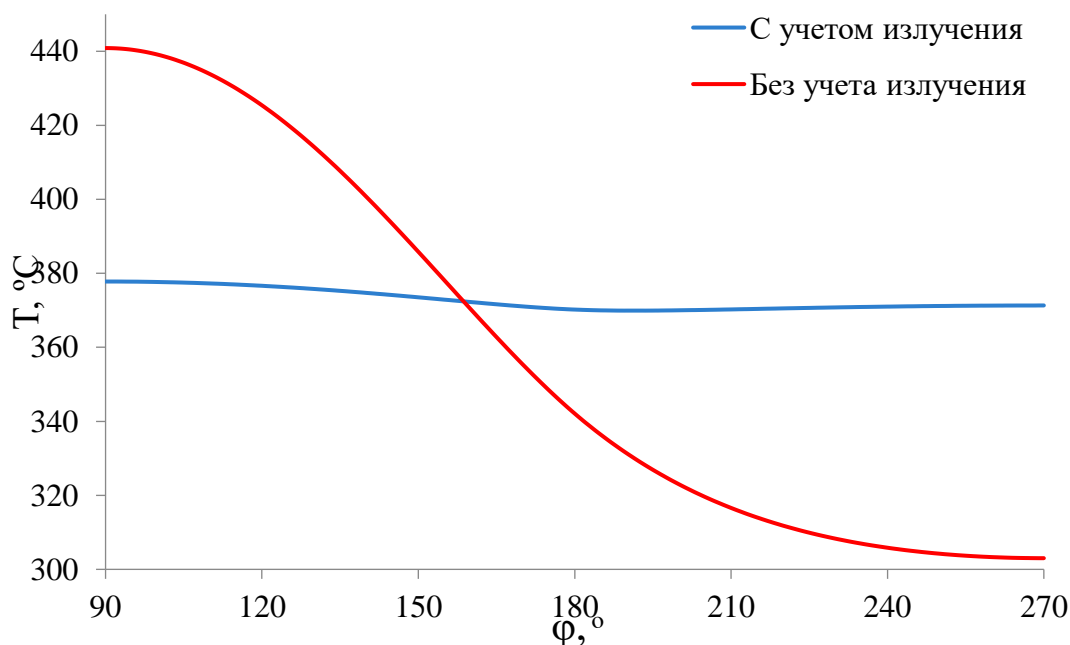


Рис. 5. Распределение температур в цилиндре, обернутом медной фольгой, °C

При использовании только медной фольги итоговая температура превышает 300°C, что уже может вызывать разрушение как препрега, так и силикона. Использование такого варианта внешнего покрытия не актуально: цилиндр перегревается.

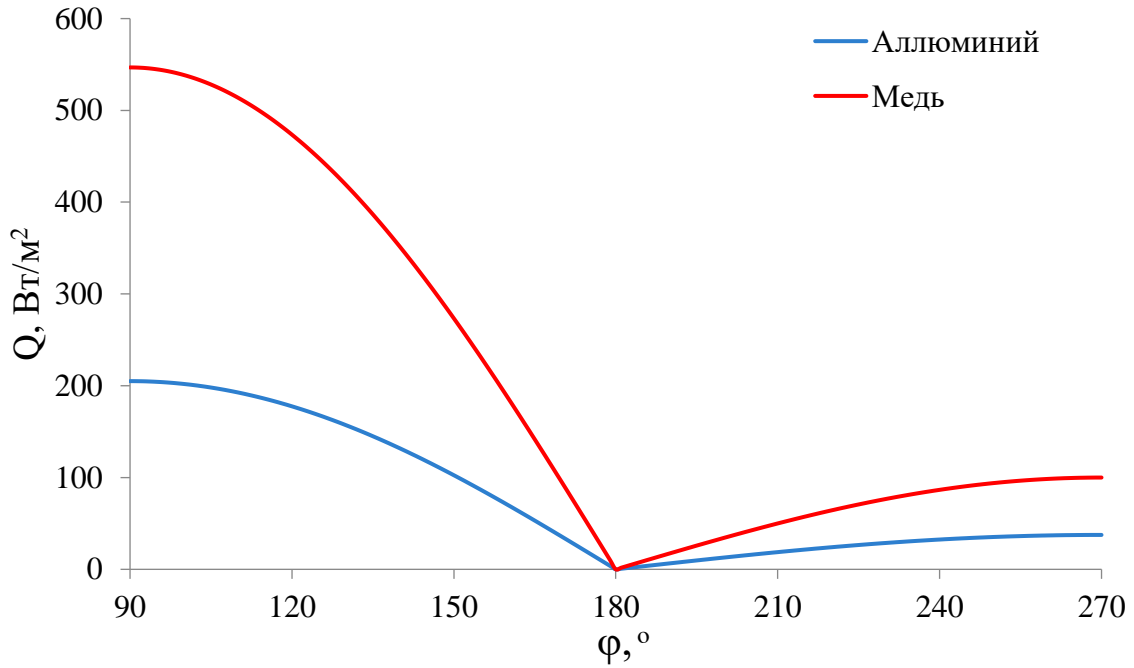


Рис. 6. Поглощаемые внешней поверхностью тепловые потоки при частичном покрытии медной фольгой, Вт/м²

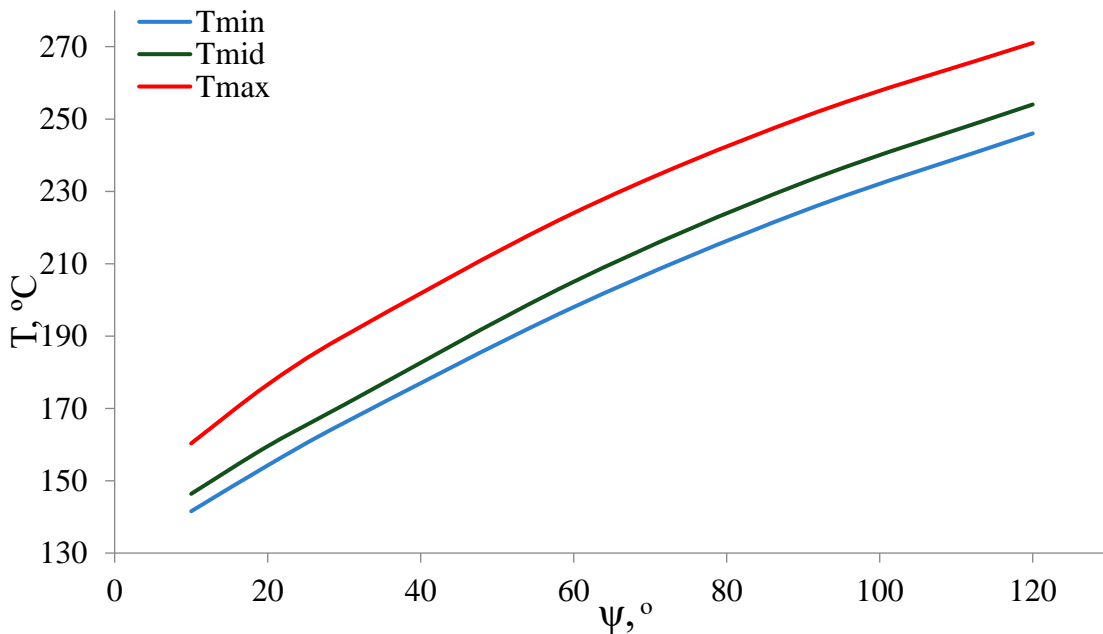


Рис. 7. Значения минимальных, средних и максимальных температур в цилиндре, обернутом частично алюминиевой и медной фольгой, в зависимости от центрального угла ψ , занимаемого медной полосой

Исходя из полученных результатов, было предложено использовать частичное медное покрытие (полоска фольги), которое позволит поглощать достаточный для достижения требуемой температуры поток солнечного излучения. Также наличие такой полоски предположительно позволит укрепить шов алюминиевой фольги, если она будет наложена поверх него. На рис. 6 приведена зависимость поглощаемых тепловых потоков от полярной координаты φ при покрытии медной и алюминиевой фольгой.

При частичном покрытии в поглощаемых тепловых потоках наблюдается вертикальный скачок, связанный с изменением материала покрытия.

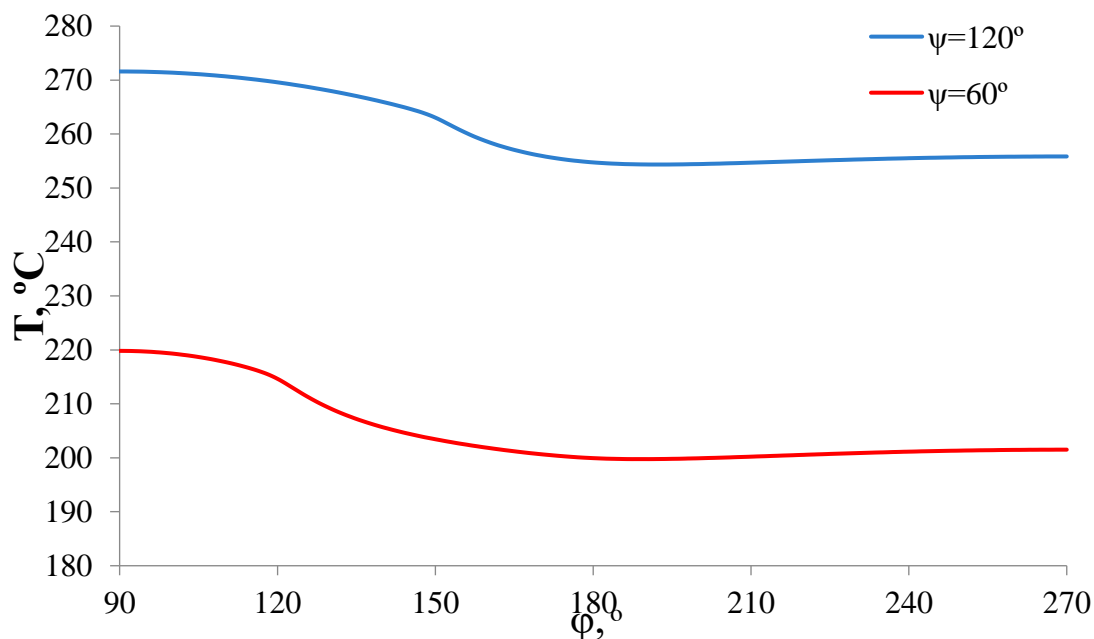


Рис. 8. Распределение температур в цилиндре, обернутом частично алюминиевой и медной фольгой, где медная фольга занимает центральный угол ψ , °C

Использование такого частичного медного покрытия позволяет получать структуры, стационарные температуры которых находятся приблизительно в интересующем нас диапазоне. Были получены аналогичные распределения температур для цилиндров при различной величине центрального угла ψ , занимаемого полоской медной фольги. Максимальная, средняя и минимальная температуры всей конструкции представлены в виде графика на рис. 7, также на рис. 8 для примера приведено несколько графиков полученного стационарного распределения температур.

Можно отметить возможность уменьшения стационарных температур в случае изменения угла падения солнечных лучей и перемещения поглощающей медной полосы в "тень". Таким образом, если структура из таких цилиндров ориентирована определенным образом, она может нагреваться, а после отверждения будет перевернута и начнет охлаждаться.

Заключение

Была поставлена и решена задача о температурном равновесии цилиндрической трубы на орбите. Анализ результатов показал, что лучистый теплообмен на внутренней границе в значительной степени влияет на температурное поле, и его учет необходим для более качественной постановки задачи. Рассмотрено два материала внешнего покрытия – алюминиевая и медная фольга, а также их комбинации. Цилиндр, обернутый в алюминиевую фольгу, не способен поглощать достаточное количество солнечного излучения и обеспечить температуры для полноценного протекания реакции полимеризации.

Оборачивание в медную фольгу приводит к слишком большим температурам и перегреву конструкции. Комбинация двух покрытий, то есть частичное покрытие медной фольгой, позволяет получить итоговые температуры в промежуточном диапазоне, который нас интересует.

Таким образом, возможно создание разворачиваемых в условиях космоса конструкций, которые длительное время могут храниться в свернутом состоянии, будучи выведенными в космос развернуться под действием внутреннего давления и пройти отверждение под действием солнечного и земного излучения при необходимом температурном режиме, обеспеченном за счет комбинации разных покрытий.

Список источников

1. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2007. № 3(16). С. 78–81.
2. *Design and fabrication of large polymer constructions in space* / Alexey Kondyurin: Elsevier. 2023. ISBN: 978-0-12-816803-5.
3. Зарубин В.С., Зимин В.Н., Кувыркин Г.Н. Распределение температуры сферической оболочки космического калибровочно-юстировочного аппарата // Прикладная механика и теоретическая физика. 2017. Т. 58, № 6(346). С. 149–157. DOI: 10.15372/PMTF20170614.
4. Городецкий М.А., Климакова Л.А., Михайловский К.В., Резник С.В. Новые подходы к созданию термостабильных космических платформ для дистанционного зондирования Земли // Ключевые тренды в композитах: наука и технологии: сб. материалов Междунар. науч.-практ. конф. 2019. С. 142–149. EDN CCXDRR.
5. Филина Е.К., Михайловский К.В., Архипов М.Ю., Голубев Е.С. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методами параметрической и топологической оптимизации // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2019. Т. 20, № 4. С. 276–284. DOI: 10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284.
6. Елисеева А.Ю., Комар Л.А., Кондюрин А.В. Вычислительное моделирование отверждения каркаса надувной антенны спутника на околоземной орбите // Вычислительная механика сплошных сред. 2020. Т. 13, № 4. С. 414–423. DOI: 10.7242/1999-6691/2020.13.4.32. EDN PDFKAL.
7. Беляев А.Ю., Свистков А.Л. Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника // Вестник Пермского университета. Физика. 2017. № 4(38). С. 5–10. DOI: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10. EDN ZXNXMN.
8. Тулин Д.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальные методы проектирования систем обеспечения теплового режима космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. 2014. Т. 3. С. 1320–1437. EDN VNSMWX.
9. Демин Д.С., Кононенко П.И., Лебедево В.И. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом // Тр. МАИ. 2021. № 119. DOI:10.34759/trd-2021-119-12.
10. Баева Ю.В., Лаповок Е.В., Ханков С.И. Аналитическая методика расчета тепловых потоков в околоземном пространстве, формирующих тепловой режим космических телескопов // Оптический журнал. 2013. Т. 80, № 5. С. 30–37. EDN TQNXNZ.

11. *Elweteedy, Ahmed & Elmaiyy, Ali & Elhefnawy, Ahmed.* Small Satellite Operational Phase Thermal Analysis and Design: A Comparative Study // INCAS BULLETIN 2021. Vol. 13. P. 59–74. 10.13111/2066-8201.2021.13.4.6.
12. *Баева Ю.В., Лаповок Е.В., Ханков С.И.* Методика расчета нестационарных температур космического объекта, движущегося по эллиптической орбите // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 6(88). С. 67–72. EDN RKOLXJ.
13. *Qiao Tan, Fengfeng Li, Liwu Liu, Yanju Liu, Jinsong Leng.* Effects of vacuum thermal cycling, ultraviolet radiation and atomic oxygen on the mechanical properties of carbon fiber/epoxy shape memory polymer composite // Polymer Testing. 2023. Vol. 118. 107915. URL: <https://doi.org/10.1016/j.polymertesting.2022.107915> (дата обращения: 28.08.2024)..
14. *Marjan Moghanipour, Maryam Kiani, Seid H. Pourtakdoust* Radiation based satellite attitude and thermal parameters estimation considering conduction effect // Advances in Space Research. 2023. Vol. 72. I. 10. P. 4517–4530. DOI: 10.1016/j.asr.2023.08.042.
15. *Kaihua Zhang, Yitong Lv, Biyuan Wu, Kun Yu, Yufang Liu, Xiaohu Wu.* A theoretical study on the effect of protective layer on the solar absorption and infrared emittance of spacecraft smart thermal control devices // Optics & Laser Technology. 2024. Vol. 169. 110087. URL: <https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2023.110087> (дата обращения: 28.08.2024).
16. *Евлампиева С.Е., Беляев А.Ю., Мальцев М.С., Свистков А.Л.* Анализ температурного режима отверждаемых надувных элементов антенн наноспутников // Механика композиционных материалов и конструкций. 2017. Т. 23. С. 459–469. DOI: 10.25590/mkkm.ras.2017.23.04.459_469.01.
17. *Garishin O.K., Svistkov A.L., Belyaev A.Yu., Gilev V.G.* On the possibility of using epoxy prepregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas // Mater. Sci. Forum. 2018. Vol. 938. P. 156–163. DOI: 10.4028/www.scientific.net/msf.938.156.
18. *Дементьев И.И., Устинов А.Н., Атамасов В.Д. и др.* Трехмерная математическая модель напряженно-деформированного состояния крупногабаритного композитного выносного элемента конструкции космического аппарата // Альманах современной науки и образования. 2015. № 1(91). С. 39–48. EDN ТВУНСВ.
19. *Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В.* Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2011. № 1(82). С. 92–105. EDN NDXJKV.
20. *Пономарев В.С., Пономарев С.В., Халиманович В.И.* Термомеханический анализ крупногабаритного сетчатого рефлектора космического назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2016. Т. 17, № 2. С. 343–358. EDN ХАУУЗХ.
21. *Тестоедов Н.А., Двирный Г.В., Пермяков М.Ю.* Определение величины температурной деформации размеростабильных рефлекторов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2011. № 2(35). С. 67–71. EDN NXUZIP.
22. *Lingyi Wang, Hao Zhu, Wei Xu, Nanyu Meng.* Thermal-structural analysis of a large space hoop-column antenna under unidirectional solar radiations // Thin-Walled Structures. 2024. Vol. 198. 111695. URL: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2024.111695> (дата обращения: 28.08.2024).

23. Zhiqi Shi, Qinghua Zhou, Hao Zhu, Wanyou Yang, Nanyu Meng. Thermal-dynamic coupling analysis of space truss antennas in actual space thermal environment // *Engineering Structures*. 2024. Vol. 298. 117020. DOI: 10.1016/j.engstruct.2023.117020.
24. Железняк В.Г., Чурсова Л.В. Модификация связующих и матриц на их основе с целью повышения вязкости разрушения // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. № 1. С. 47–50. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-1-47-50.
25. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В., Топорков А.Г. Расчет условий освещенности в процессе выведения космического аппарата на геостационарную орбиту // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2016. № 12(60). С. 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-12-1568. EDN XEQDWL.
26. Асланян Р.О., Анисимов Д.И., Марченко И.А., Пантелеев В.И. Имитаторы солнечного излучения для термовакуумных испытаний космического аппарата // *Сибирский журнал науки и технологий*. 2017. Т. 18, № 2. С. 323–327. EDN YMACUS.
27. Терехов С.В. Тепловые свойства металлов / Справочник. Донецк: ГБУ "Донецкий физико-технический институт им. А.А. Галкина", 2023. 184 С.
28. Теплообмен излучением: пер. с англ. / Зигель Р., Хауэлл Дж. М.: Мир, 1975. С. 934.

References

1. Lopatin, A. V., Rutkovskaya, M. A. (2007) "*Obzor konstruksiy sovremennykh transformiruyemykh kosmicheskikh antenn (chast' 2)*", *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, № 3(16), pp. 78-81.
2. Kondyurin, Alexey (2023) "*Design and fabrication of large polymer constructions in space*", Elsevier. ISBN: 978-0-12-816803-5.
3. Zarubin, V. S., Zimin, V. N. and Kuvyrkin, G. N. (2017) "Распределение температуры сферической оболочки космического калибровочно-устойчивого аппарата", *Прикладная механика и теоретическая физика*, vol. 58, № 6(346), pp.149-157. DOI: 10.15372/PMTF20170614.
4. Gorodetskiy, M. A., Klimakova, L. A., Mikhaylovskiy, K. V. and Reznik, S. V. (2019) "*Novyye podkhody k sozdaniyu termostabil'nykh kosmicheskikh platform dlya distantsionnogo zondirovaniya Zemli*", *Klyuchevyye trendy v kompozitakh: nauka i tekhnologii: sbornik materialov Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*, pp. 142-149. EDN CCXDRR.
5. Filina, Ye. K., Mikhaylovskiy, K. V., Arkhipov, M. Yu. and Golubev, Ye. S. (2019) "*Razrabotka skhemy podkrepleniya otrazhayushchey obshivki reflektora metodami parametricheskoy i topologicheskoy optimizatsii*", *Vestnik Rossiyskogo universiteta druzhby narodov. Seriya: Inzhenernyye issledovaniya*, vol. 20, № 4, pp. 276-284. DOI: 10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284.
6. Yeliseyeva, A. Yu., Komar, L. A. and Kondyurin, A. V. (2020) "*Vychislitel'noye modelirovaniye otverzhdeniya karkasa naduvnoy anteny sputnika na okolozemnoy orbite*", *Vychislitel'naya mekhanika sploshnykh sred*, vol. 13, № 4, pp. 414-423. DOI: 10.7242/1999-6691/2020.13.4.32. EDN PDFKAL
7. Beliaev, A. Yu., Svistkov, A. L. (2017) "*Modelirovaniye otverzhdayemykh tsilindricheskikh elementov naduvnoy anteny nanosputnika*", *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika*, № 4(38), pp. 5-10. DOI 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10. EDN ZXNXMN.
8. Tulin, D. V., Finchenko, V. S. (2014) "*Teoretiko-eksperimental'nyye metody proyektirovaniya sistem obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov*", *Proyektirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy*, vol. 3, pp. 1320-1437. EDN VNSMWX.

9. Demin, D.S., Kononenko, P.I. and Lebedenko, V.I. (2021) "*Kontsepsiya bortovogo radiolokatora na osnove AFAR s ispol'zovaniyem reflektora s otverzhdayemym pnevmokarkasom*", Trudy MAI, № 119. DOI:10.34759/trd-2021-119-12.
10. Bayeva, Yu. V., Lapovok, Ye. V. and Khankov, S. I. (2013) "*Analiticheskaya metodika rascheta teplovykh potokov v okolozemnom prostranstve, formiruyushchikh teplovoym rezhim kosmicheskikh teleskopov*", Opticheskiy zhurnal, vol. 80, № 5, pp. 30-37. EDN TQNXNZ.
11. Elweteedy, Ahmed & Elmaihy, Ali & Elhefnawy, Ahmed. Small (2021) "*Satellite Operational Phase Thermal Analysis and Design: A Comparative Study*", INCAS BULLETIN, vol. 13, pp. 59-74. 10.13111/2066-8201.2021.13.4.6.
12. Bayeva, Yu. V., Lapovok, Ye. V. and Khankov, S. I. (2013) "*Metodika rascheta nestatsionarnykh temperatur kosmicheskogo ob'yekta, dvizhushchegosya po ellipticheskoy orbite*", Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik informatsionnykh tekhnologiy, mekhaniki i optiki. № 6(88), pp. 67-72. EDN RKOLXJ.
13. Qiao Tan, Fengfeng Li, Liwu Liu, Yanju Liu, Jinsong Leng (2023) "*Effects of vacuum thermal cycling, ultraviolet radiation and atomic oxygen on the mechanical properties of carbon fiber/epoxy shape memory polymer composite*", Polymer Testing, vol. 118. 107915. <https://doi.org/10.1016/j.polymertesting.2022.107915>.
14. Marjan Moghanipour, Maryam Kiani, Seid H. Pourtakdoust (2023) "*Radiation based satellite attitude and thermal parameters estimation considering conduction effect*", Advances in Space Research, vol. 72. i. 10. pp. 4517-4530. DOI: 10.1016/j.asr.2023.08.042.
15. Kaihua Zhang, Yitong Lv, Biyuan Wu, Kun Yu, Yufang Liu, Xiaohu Wu (2024) "*A theoretical study on the effect of protective layer on the solar absorption and infrared emittance of spacecraft smart thermal control devices*", Optics & Laser Technology, vol. 169. 110087. <https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2023.110087>.
16. Yevlampiyeva, S. Ye., Beliaev, A. Yu., Mal'tsev, M. S. and Svistkov, A. L. (2017) "*Analiz temperaturnogo rezhima otverzhdayemykh naduvnykh elementov antenn nanosputnikov*", Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktsiy, vol. 23, pp. 459-469. DOI: 10.25590/mkmm.ras.2017.23.04.459_469.01.
17. Garishin, O. K., Svistkov, A. L., Beliaev, A. Yu. and Gilev, V. G. (2018) "*On the possibility of using epoxy prepregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas*", Material Science Forum, vol. 938, pp. 156-163. DOI: 10.4028/www.scientific.net/msf.938.156.
18. Dement'yev, I. I., Ustinov, A. N., Atamasov, V. D. et al. (2015) "*Trekhmernaya matematicheskaya model' napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya krupnogabaritnogo kompozitnogo vynosnogo elementa konstruktsii kosmicheskogo apparata*", Al'manakh sovremennoy nauki i obrazovaniya, № 1(91), pp. 39-48. EDN TBYHCV.
19. Denisova, L. V., Kalinin, D. Yu. and Reznik, S. V. (2011) "*Teoreticheskiye i eksperimental'nyye issledovaniya teplovykh rezhimov setchatykh reflektorov kosmicheskikh anten*", Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroyeniye, № 1(82), pp. 92-105. EDN NDXJKV.
20. Ponomarev, V. S., Ponomarev, S. V. and Khalimanovich, V. I. (2016) "*Termomekhanicheskiy analiz krupnogabaritnogo setchatogo reflektora kosmicheskogo naznacheniya*", Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva, vol. 17, № 2, pp. 343-358. EDN XAYYZX.
21. Testoyedov, N. A., Dvirnyy, G. V. and Permyakov, M. Yu. (2011) "*Opredeleniye velichiny temperaturnoy deformatsii razmerostabil'nykh reflektorov*", Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva. № 2(35), pp. 67-71. EDN NXUZIP.

22. Lingyi Wang, Hao Zhu, Wei Xu, Nanyu Meng (2024) "Thermal-structural analysis of a large space hoop-column antenna under unidirectional solar radiations", *Thin-Walled Structures*. vol. 198. 111695. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2024.111695>.
23. Zhiqi Shi, Qinghua Zhou, Hao Zhu, Wanyou Yang, Nanyu Meng (2024) "Thermal-dynamic coupling analysis of space truss antennas in actual space thermal environment", *Engineering Structures*. vol. 298. 117020. DOI: 10.1016/j.engstruct.2023.117020.
24. Zheleznyak, V.G., Chursova, L.V. (2014) "Modifikatsiya svyazuyushchikh i matrits na ikh osnove s tsel'yu povysheniya vyzkosty razrusheniya", *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii*. № 1, pp. 47-50. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-1-47-50.
25. Kazakovtsev, V. P., Koryanov, V. V., Prosuntsov, P. V. and Toporkov, A. G. (2016) "Raschet usloviy osveshchennosti v protsesse vyvedeniya kosmicheskogo apparata na geostatsionarnuyu orbitu", *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. № 12(60), pp. 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-12-1568. EDN XEQDWL.
26. Aslanyan, R. O., Anisimov, D. I., Marchenko, I. A. and Panteleyev, V. I. (2017) "Imitatory solnechnogo izlucheniya dlya termovakuumnykh ispytaniy kosmicheskogo apparata", *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*, vol. 18, № 2, pp. 323-327. EDN YMACUC.
27. Terekhov, S.V. (2023) "Teplovyye svoystva metallov", *Spravochnik*. Donetsk: GBU "Donetskiy fiziko-tekhnicheskiy institut im. A.A. Galkina". 184 p.
28. Zigel' R., Khauell Dzh. (1975) *Teploobmen izlucheniye: Per. s angl.* / М.: Mir, p. 934.

Информация об авторах:

А. Р. Фагалов – магистр 2 года обучения по направлению "Механика и математическое моделирование" физико-математического института Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15), Scopus ID: 58312938900;

А. Ю. Беляев – младший научный сотрудник лаборатории Микромеханики структурно-неоднородных сред, Институт механики сплошных сред УрО РАН (614013, Россия, г. Пермь, ул. Академика Королева, 1), WoS ID: F-6708-2017, Scopus ID: 57190124627, ID РИНЦ: 584106.

Information about the authors:

A. R. Fagalov – Second year Master of Mechanics and Mathematical Modeling at the Physics and Mathematics Institute of Perm State University (15, Bukireva St., Perm, Russia, 614068), Scopus ID: 58312938900;

A. Yu. Beliaev – Junior Researcher, Laboratory of Micromechanics of Structurally Inhomogeneous Media, Institute of Continuous Media Mechanics, Ural Branch of RAS (1, Akademika Koroleva St., Perm, Russia, 614013), WoS ID: F-6708-2017, Scopus ID: 57190124627.