

Научная статья

УДК 520.2.072; 520.272.22

DOI: 10.17072/1993-0550-2025-4-60-75

<https://elibrary.ru/qqfsuq>



Температурный режим каркаса рефлектора космического аппарата в условиях солнечно-синхронной орбиты

Андрей Рамилевич Фагалов¹, Антон Юрьевич Беляев²,
Татьяна Николаевна Поморцева³

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

³Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь, Россия

¹fagalovar@psu.ru

²belyaev@icmm.ru

³tata.lisica@yandex.ru

Аннотация. Тепловое отверждение полимеров представляет интерес для создания надувных космических конструкций на орбите Земли. Исследуется тепловое состояние каркаса, представленного набором полых слоистых цилиндрических структур, в условиях солнечно-синхронной орбиты. Приведен упрощенный вариант моделирования собственного и отраженного излучения Земли. Оптические характеристики внешнего покрытия оказывают большое влияние на итоговые температуры. Для достижения нужных температур используется продольная полоса поглощающего солнечный свет материала (меди). Построена зависимость стационарных температур от величины этой полосы и угла отклонения направления падения солнечных лучей от плоскости осевого сечения элемента каркаса.

Ключевые слова: тепловой баланс; лучистый теплообмен; композитный материал; солнечно-синхронная орбита; численное моделирование.

Для цитирования: Фагалов А. Р., Беляев А. Ю., Поморцева Т. Н. Температурный режим каркаса рефлектора космического аппарата в условиях солнечно-синхронной орбиты // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2025. № 4(71). С. 60–75. DOI: 10.17072/1993-0550-2025-4-60-75. <https://elibrary.ru/qqfsuq>.

Благодарности: работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, проект № АААА-А20-120022590044-7.

Статья поступила в редакцию 25.09.2025; одобрена после рецензирования 27.10.2025; принята к публикации 08.12.2025.



© 2025 Фагалов А. Р., Беляев А. Ю., Поморцева Т. Н. Лицензировано по CC BY 4.0. Чтобы ознакомиться с условиями этой лицензии, перейдите по ссылке <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Research article

Thermal Balance of the Spacecraft Reflector Frame in Sun-Synchronous Orbit

Andrey R. Fagalov¹, Anton Yu. Beliaev², Tatyana N. Pomortseva³

^{1,2}Institute of Continuous Media Mechanics UB RAS, Perm, Russia

³Perm State University, Perm, Russia

¹fagalovar@psu.ru

²belyaev@icmm.ru

³tata.lisica@yandex.ru

Abstract. Thermally curing polymer composites is an alternative method to produce inflatable structures in Earth orbit. This work studies thermal balance for framework of the orbital radar sounding probe in sun-synchronous orbit. The framework is composed of hollow layered cylindrical structures. Simplified model of Earth's infrared and albedo radiation is described. The outer coating's absorbing and reflective properties have profound value in resulting thermal balance. As a method of reaching desired temperatures, solar radiation absorbing stripe (made of copper foil) is used. By varying the size of said stripe for every cylindrical structure, the amount of absorbed solar flux can be changed. The resulting steady state temperatures are plotted for various stripe sizes and solar flux angles of incidence.

Keywords: *thermal balance; radiative heat transfer; composite material; sun-synchronous orbit; numerical modeling.*

For citation: Fagalov, A. R., Beliaev, A. Yu. and Pomortseva, T. N. (2025), "Thermal Balance of the Spacecraft Reflector Frame in Sun-Synchronous Orbit", *Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science*, no 4(71), pp. 60–75, DOI: 10.17072/1993-0550-2025-4-60-75, <https://library.ru/qqfsuq>.

Acknowledgments: the work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation, project No. AAAA-A20-120022590044-7.

The article was submitted 25.09.2025; approved after reviewing 27.10.2025; accepted for publication 08.12.2025.

Введение

В новом тысячелетии человечество продолжает активно осваивать космическое пространство, совершенствуя технологии изготовления космических аппаратов (КА). На различных орбитах Земли на 2025 год уже находится более девяти тысяч спутников, большинство из которых обеспечивают телекоммуникационную связь, и их количество увеличивается с каждым годом. Исследователи и на текущий момент продолжают искать более практичные способы вывода на орбиту, обеспечения работоспособности спутников, уменьшения их массы, повышения надежности. Появление новых материалов, в том числе композитных, во многом способствует исследованиям в этой области.

Идея использования в космосе надувных крупногабаритных конструкций из композиционного материала не теряет актуальности [1–3]. Такие конструкции обладают рядом преимуществ перед аналогами, созданными из металла [4, 5], в частности, они имеют высокий коэффициент упаковки и уменьшенный вес, обладают более высокой надежностью на этапе приведения складных конструкций в рабочее состояние. Все активнее в этой области исследований продолжает развиваться направление использования препрегов как основного строительного материала оболочки надувного изделия.

В последние годы изучается технология отверждения на орбите полимерных композитных материалов. Авторами работ [6, 7] предложена технология отверждения

препрегов в лабораторных условиях, которые моделируют условия открытого космоса. В работе [8] рассматривается возможность создания крупногабаритной конструкции с отверждаемым каркасом из композиционного материала при поддержании внутреннего давления. Главным преимуществом надувной конструкции является возможность компактной упаковки большого объема, так как пропитанная связующим ткань (препрег) до отверждения является гибкой. После доставки в космос конструкция из этой ткани раздувается, принимая требуемую форму, затем связующее полимеризуется, образуя жесткую конструкцию из композитного материала.

В качестве связующего обычно применяются органические эпоксидные, фенольные, полиэфирные смолы и их комбинации [9]. В матрицу, для улучшения механических свойств, добавляют различные добавки (минеральные порошки, углеродные нанотрубки и т.п.). В качестве армирования могут использоваться нити или ткани на основе углеродных, стеклянных, базальтовых или органических волокон [9, 11]. В качестве связующего в данной работе используется цианэфирная смола, которая разработана и изготавливается Всероссийским научно-исследовательским институтом авиационных материалов Национального исследовательского центра «Курчатовский институт» (ВИАМ) – ВСТ 1208 [12,13]. Это связующее однокомпонентное, его химические составляющие заранее смешаны, но не вступают в активную реакцию без определенных условий. В таком случае пропитка ткани может быть проведена на Земле, и активный процесс отверждения на орбите протекает при нагреве смеси до определенной температуры. Такой способ отверждения позволяет избежать набора проблем, например, обеспечение равномерного смешения компонентов и пропитки ткани на орбите, характерных для двухкомпонентных связующих, в которых химические составляющие физически разделены, и химическая реакция между ними начинается сразу при их смешении. Выбранное связующее обладает рядом свойств, необходимых при составлении планируемого каркаса – низкое испарение в ходе реакции и возможность длительного (до 1 года) хранения [13].

В качестве исследуемой модели использовался описанный в статье [14] каркас рефлектора (рис. 5, а). Радиолокационное зондирование Земли является одним из перспективных направлений, использующих орбитальные спутники Земли. Об основных принципах и истории развития радиолокационного зондирования Земли можно найти информацию в работах [15,16]. Таким образом, рассматривается задача о тепловом балансе элементов конструкции космического аппарата для оценки возможности достижения требуемых температур. С использованием описанных позже допущений, основанных на работах [17–21], формулируется приближение теплового излучения Земли. Существует достаточно много источников, в которых рассматриваются подобные задачи [21–30].

1. Постановка задачи

Постановка задачи схожа с рассмотренной ранее в работе [31]. Элементы каркаса моделируются как вытянутая полая цилиндрическая конструкция, стенка которой составлена из нескольких слоев. Используемые свойства материалов приведены в табл. 1 [31, 32]. Препрег представляет собой ткань сатинового плетения, пропитанную связующим, его свойства определены численным методом с помощью Ansys Material Designer.

Таблица 1. Свойства материалов

Материал	Алюминиевая фольга	Медная фольга	Препрег	Силикон
Плотность, кг/м ³	2700	8900	2200	1230

Окончание табл. 1.

Материал	Алюминиевая фольга	Медная фольга	Препрег	Силикон
Теплопроводность, Вт/(м К)	235	390	0.8	0.2
Теплоемкость k Дж/(кг К)	920	400	923	0.84
Коэфф-т отражения A_{rS}	0.85	0.6	0.3	0.3
Коэфф-т излучения $\varepsilon = A_{aE}$	0.04	0.02	0.64	0.85

На рисунке 1 схематично изображены внешние тепловые потоки (длины векторов на рисунке не соответствуют модулям величин) и введены следующие обозначения: φ – угол цилиндрической системы координат; \mathbf{Q}_S – вектор падающего теплового потока Солнца, $Q_S = 1367$ Вт/м²; \mathbf{Q}_E – вектор падающего теплового потока Земли, $Q_E = Q_E(\varphi)$ – зависимость приведена ниже; \mathbf{Q}_{Rad} – вектор теплового потока, испускаемый поверхностью цилиндра за счет излучения в окружающий космос (зависит от локальной температуры в точке).

Для удобного учета направления падения излучения Солнца определим единичный вектор $\boldsymbol{\tau}_S$ и разложим его на две составляющие: $\boldsymbol{\tau}_S = \boldsymbol{\tau}_{Sn} + \boldsymbol{\tau}_{St}$, такие что $\boldsymbol{\tau}_{Sn}$ параллелен плоскости осевого сечения элемента конструкции, а $\boldsymbol{\tau}_{St}$ перпендикулярен этой плоскости. Также определим вектор \mathbf{n} – единичную внешнюю нормаль к поверхности. Таким образом $\mathbf{Q}_S = Q_S \boldsymbol{\tau}_S$, $\mathbf{Q}_{Rad} = Q_{Rad}(\varphi) \mathbf{n}$, $\mathbf{Q}_E = Q_E(\varphi)(-\mathbf{n})$. Для представления результатов вводится цилиндрическая система координат с углом φ , изображенная на рис. 2.

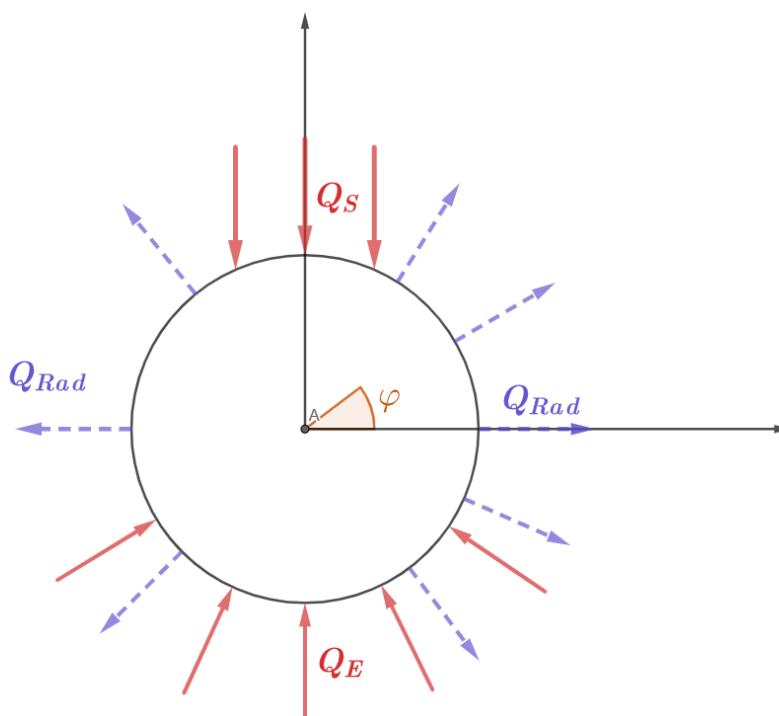


Рис. 1. Схема тепловых потоков на внешней границе

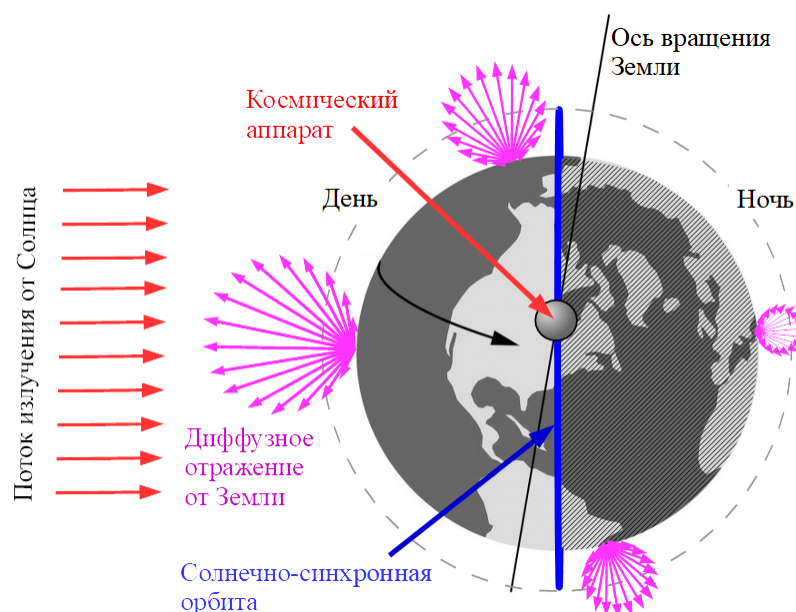


Рис. 2. Положение космического аппарата на солнечно-синхронной орбите и вид диффузного излучения Земли

На рисунке 3 показано в масштабе положение космического аппарата на орбите высотой 400 км. В работе [31] излучение Земли моделировалось как параллельно-направленный поток света, что подразумевает малость и удаленность источника света от приемника.

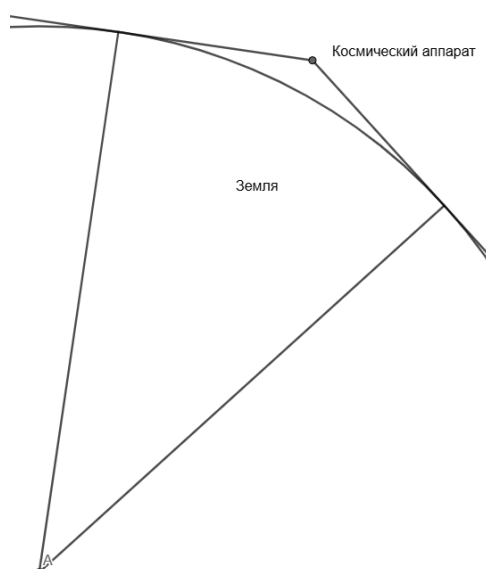


Рис. 3. Положение космического аппарата на орбите высотой 400 км, с сохранением масштабных отношений

Как видно из рис. 3, Земля по сравнению с космическим аппаратом, несмотря на большую высоту орбиты, не может быть приближена материальной точкой, поэтому излучение Земли будет определяться, исходя из нескольких допущений. Во-первых, Земля – сферическое тело, которое излучает собственное тепло со средней мощностью 341 Вт/м^2 . Это излучение диффузно, причем локальными отклонениями (которые могут быть

связаны с разницей температур, облачностью, типом земного покрова или океана и др. причинами) пренебрегаем, считая интенсивность излучения равномерной по всей поверхности (рис. 2). Во-вторых, помимо собственного теплового излучения, от Земли исходит поток отраженного солнечного излучения. Считается, что этот поток также распространяется диффузно, поэтому по форме зависимости собственного теплового и отраженного солнечного излучения совпадают, а величины соотносятся как $\frac{q_a}{\alpha Q_S} : \frac{q_E}{Q_E} \cong \cos \theta$ [19]. В-третьих, альбедо Земли определяется по таблицам из сборника [21], с учетом поправки, связанной с большим наклоном орбиты. Эффективные коэффициенты поглощения собственного излучения Земли A_{aE} и отраженного солнечного излучения A_{aS} различны и приведены выше.

Определив λ как угол между направлением к центру Земли и внешней нормалью малого элемента космического аппарата, получаем зависимость мощности излучения Земли (собственного и отраженного солнечного), поглощаемой этим малым элементом, от λ . На рисунке 4 приведены два графика – собственно описанная зависимость поглощаемого теплового потока (красным) и используемое при расчете численное приближение (зеленым).

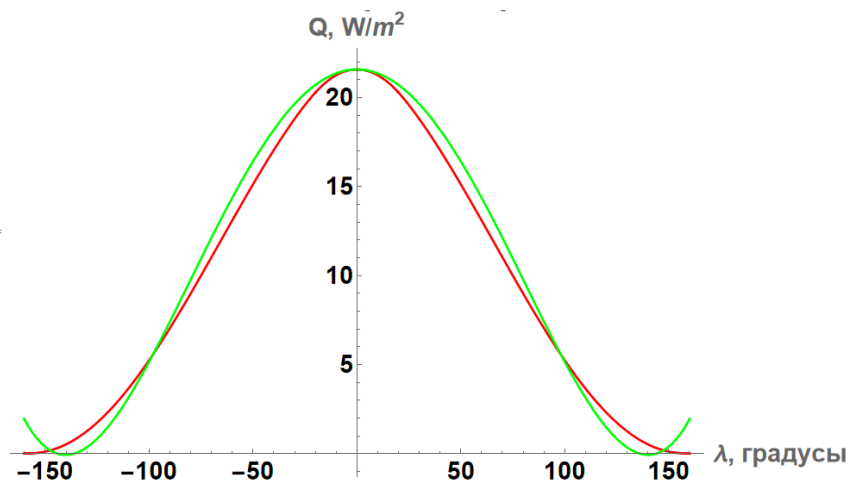


Рис. 4. Зависимость теплового потока Земли, поглощаемого малым плоским элементом границы космического аппарата, от угла между направлением к центру Земли и нормалью этого плоского элемента (красным). Используемое численное приближение (зеленым)

Приведем формулы, проиллюстрированные на графике на рис. 4. Подробно их вывод описан в работе [17], обобщения для других случаев можно найти в работе [17].

$$\left\{ \begin{array}{l} Q_{Ea} = Q_{Tot} \frac{\cos \lambda}{H^2}, \lambda + \varphi_m < \frac{\pi}{2} \\ Q_{Ea} = Q_{Tot} \left[\frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \arcsin \left[\frac{(H^2 - 1)^{\frac{1}{2}}}{H \sin \lambda} \right] + \right. \\ \left. + \frac{1}{2H^2} \left\{ \cos \lambda \arccos \left[-(H^2 - 1)^{\frac{1}{2}} \frac{1}{\tan \lambda} \right] - (H^2 - 1)^{\frac{1}{2}} [1 - H^2 \cos^2 \lambda]^{\frac{1}{2}} \right\} \right], \\ \lambda + \varphi_m > \frac{\pi}{2} \\ Q_{Tot} = Q_E A_{aE} + Q_S A_{aS} \alpha \cos \theta, \end{array} \right.$$

$$H = \frac{R_{sat}}{R_E}, \varphi_m = \arcsin \frac{1}{H}.$$

Стоит отметить, что полученное распределение зависит от оптических свойств материала внешней границы (эффективных коэффициентов поглощения A_{aE}, A_{aS}), безразмерной высоты орбиты H , наклона орбиты θ . Можно еще раз подчеркнуть, что полученная функция, приведенная на рис. 4, справедлива для условий солнечно-синхронной орбиты с наклоном $\theta = 94^\circ$, радиусом орбиты $R_{sat} = R_E + 400$ км, и для материала с оптическими свойствами A_{aE}, A_{aS} алюминия, приведенными в табл. 1. Кроме того, пренебрежение излучением Земли в данном случае (в связи с малыми A_{aE}) приведет к достаточно малым (менее 10%) погрешностям. Как говорится, например, в работе [33], элементы космических аппаратов, активно излучающие инфракрасное излучение (как пример радиаторы), могут испытывать более значительный нагрев за счет излучения Земли.

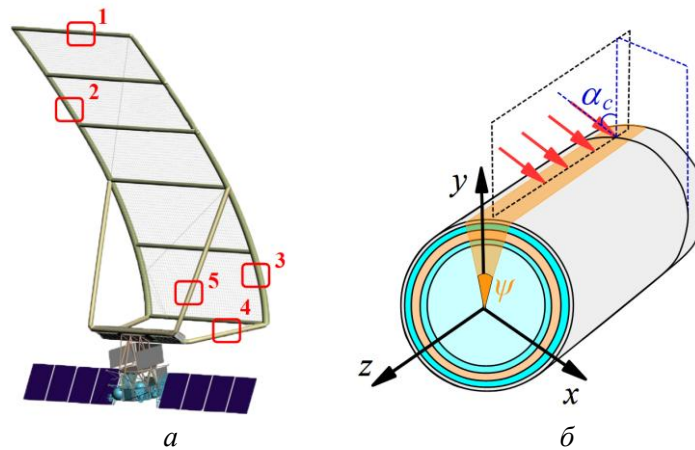


Рис. 5. а) Выделенные в рефлекторе типы элементов с различной (по отношению к солнечным лучам) ориентацией
б) Ориентация элемента каркаса рефлектора, используемая система координат, α_c – отклонение солнечных лучей от нормали, ψ – центральный угол, стягиваемый светопоглощающей полосой

По результатам работы [31], использование медной фольги в качестве материала внешнего покрытия приводит к перегреву, а использование только алюминиевой – наоборот, к недостаточному нагреву. Для достижения требуемых температур предлагается ввести светопоглощающую полосу – область внешней границы с отличными от остальной внешней границы оптическими свойствами (рис. 5, б). Это отличие может быть технически достигнуто различными способами (различные степени шероховатости, использование сплавов, различных светопоглощающих покрытий). В рамках данной работы, проведено исследование возможности достижения нужной температуры использованием различных материалов с известными свойствами, применение которых при создании конструкции целесообразно ввиду их доступности и стоимости. При моделировании считалось, что основной материал внешней границы – алюминиевая фольга, а светопоглощающая полоса выполнена из меди. Таким образом, для этих областей отличаются материальные константы $A_{aE}, A_{aS}, \epsilon, k$ (приведены в табл. 1). На рисунке 5, б показан центральный угол ψ , стягиваемый светопоглощающей полосой. Также на этом рисунке вводим угол α_c – угол между направлением падения солнечного излучения и плоскостью осевого сечения цилиндра (между векторами τ_S и τ_{Sn}). Для выделенных типов элементов (рис. 5, а) главным отличием являются различные углы падения солнечного света. Будем учитывать его с помощью различных α_c . По результатам моделирования, изменение

ориентации земного излучения относительно моделируемого образца (смещение направления к центру Земли) приводит к небольшим смещениям в полях равновесных температур, но их минимальные и максимальные значения практически не изменяются (различия менее 1%). Поэтому при расчетах считаем, что Земля находится с противоположной от Солнца стороны. В таблице 2 приведем значения углов для различных выделенных типов элементов.

Установим геометрические параметры моделируемой конструкции. Элемент рефлектора представляем в виде полого составного цилиндра с высотой $h = 1$ м, r – внутренний радиус, R – внешний радиус, R_i , $i = \{1, 2, 3\}$ – радиус концентрической окружности, по которой проходит граница материалов (фольги, силикона либо препрега). Нумерация R_i производится в порядке возрастания (из центра круга).

Таблица 2. Углы α_c между направлением падения солнечного излучения и осевой плоскостью цилиндра для различных типов элементов каркаса

Элемент №	$\alpha_c, ^\circ$	$\cos \alpha_c$
1	0	1
2	0	1
3	25	0.9
4	41	0.75
5	60	0.5

Уточним связь между оптическими константами ε – коэффициент излучения (степень черноты), $A_{aE} = \varepsilon$ – эффективный коэффициент поглощения земного излучения материалом внешней стенки цилиндра, A_{aS} – эффективный коэффициент поглощения солнечного излучения материалом внешней стенки цилиндра, A_{rS} – эффективный коэффициент отражения солнечного света. Так как стенки цилиндра абсолютно непрозрачны, коэффициенты отражения и поглощения по определению связаны равенством $A_a + A_r = 1$. Следствием из закона Кирхгофа является соответствие (совпадение) степени серости ε и коэффициента поглощения A_a в случае поглощения монохромного света. Такое же соответствие выполняется в случае, когда поглощаемый и излучаемый поток имеют одинаковый (или в нашем случае приблизительно схожий) спектральный состав ($A_{aE} = \varepsilon$). Для обеспечения долгосрочного требуемого режима работы космических аппаратов также применяются специальные покрытия, обладающие, как правило, низкими эффективными коэффициентами A_a и ε [33].

Излучение в окружающий космос происходит согласно закону Стефана–Больцмана:

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

где $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4}$ – постоянная Стефана–Больцмана, ε – коэффициент излучения, T – локальная температура стенки цилиндра.

Нормальная составляющая теплового потока Солнца при достижении внешней границы частично отражается и частично поглощается. Учитывая, что поглощаемый поток не может быть отрицательным (в теневой области он нулевой), после преобразований получим:

$$Q_{Sa} = A_{aS} Q_S (\tau_S \cdot \tau_{Sn}) \max(-\tau_{Sn} \cdot \mathbf{n}, 0) = A_{aS} Q_S \cos(\alpha_c) \max(-\tau_{Sn} \cdot \mathbf{n}, 0),$$

Тепловой поток на внешней границе:

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

Во внутренних областях составляющих цилиндров ставится классическая задача теплопроводности:

$$\frac{\partial T}{\partial t} - \alpha \Delta T = 0, \alpha = \frac{k}{\rho c},$$

где ρ, c, α, k – плотность, теплоемкость, коэффициенты температуропроводности и теплопроводности материала соответственно, Δ – оператор Лапласа. На границах двух сред накладывается условие на нормальную к поверхности составляющую теплового потока:

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

где $\operatorname{grad} T$ – градиент температуры, \mathbf{n} – единичная нормаль к внешней поверхности S_0 , \mathbf{Q}_n – полный вектор теплового потока, Q – величина нормально поглощаемого теплового потока. Можно отметить, что модуль вектора \mathbf{Q}_n и величина Q отличаются, так как в \mathbf{Q}_n входит помимо нормального еще и перенос тепла вдоль границы двух тел S_0 . Для внешней стенки S_0 величина Q определяется формулой (1).

Для соприкасающихся внутренних границ областей S_i 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 – температура, \mathbf{Q}_n – полный вектор теплового потока, \mathbf{n} – внешняя нормаль, причем величины с индексами 1 и 2 относятся к различным телам на их общей границе. На внутренней границе S происходит лучистый теплообмен за счет теплового излучения внутренних стенок цилиндра. Подробный вывод формул приведен в работе [31], здесь приведем конечный результат:

$$Q = \varepsilon \left[\int_S (\varepsilon \sigma T_1^4 + (1 - \varepsilon) Q_{\text{пад } 1}) \frac{(\mathbf{l} \cdot \mathbf{n}_1)(-\mathbf{l} \cdot \mathbf{n}_2)}{\pi |\mathbf{l}|^4} dS - \sigma T_2^4 \right], \quad (3)$$

где Q – модуль нормальной составляющей вектора теплового потока, определяемый для точки внутренней границы, T_2 – температура в этой точке, величины $T_1, \mathbf{n}_1, Q_{\text{пад } 1}$ относятся к промежуточной точке внутренней поверхности, которая пробегает всю границу S при интегрировании, $Q_{\text{пад } 1}$ – нормальный тепловой поток, падающий суммарно на 1 точку от всей внутренней поверхности S , \mathbf{l} – вектор, соединяющий первую точку со второй. Так как это выражение содержит внутри интеграла по внутренней поверхности $Q_{\text{пад } 1}$, которое также определяется интегрально, для разрешения при численном моделировании используют дискретный аналог приведенной выше формулы (3), при этом тепловые потоки определяются итерационным образом (метод Ньютона–Рафсона). Реализация этого метода выполняется встроенным в пакет Ansys модулем Radiosity.

Решение стационарной задачи не зависит от начальных условий, но так как мы реализуем численно итерационный поиск, то сформулируем начальные условия для полноты постановки. Во всей расчетной области задается начальная температура $T(x) = 20^\circ\text{C}$.

2. Реализация в пакете Ansys и результаты вычислений

Поставленная задача решалась численно с использованием вычислительного пакета Ansys. Численное моделирование имеет смысл использовать, так как запуск опытного образца в космос требует больших затрат, и с помощью численного эксперимента можно получить предварительную оценку результата.

Рассматривается набор связанных соосных цилиндрических элементов, особенности которых подробно изложены в работе [31]. Внутренняя цилиндрическая полость имеет радиус 84 мм, затем идут: слой силикона толщиной 1 мм, слой препрега толщиной 2 мм, слой силикона 1 мм, слой фольги снаружи 0,03 мм ($r = 84, R_1 = 85, R_2 = 87, R_3 = 88, R = 88.03$ мм).

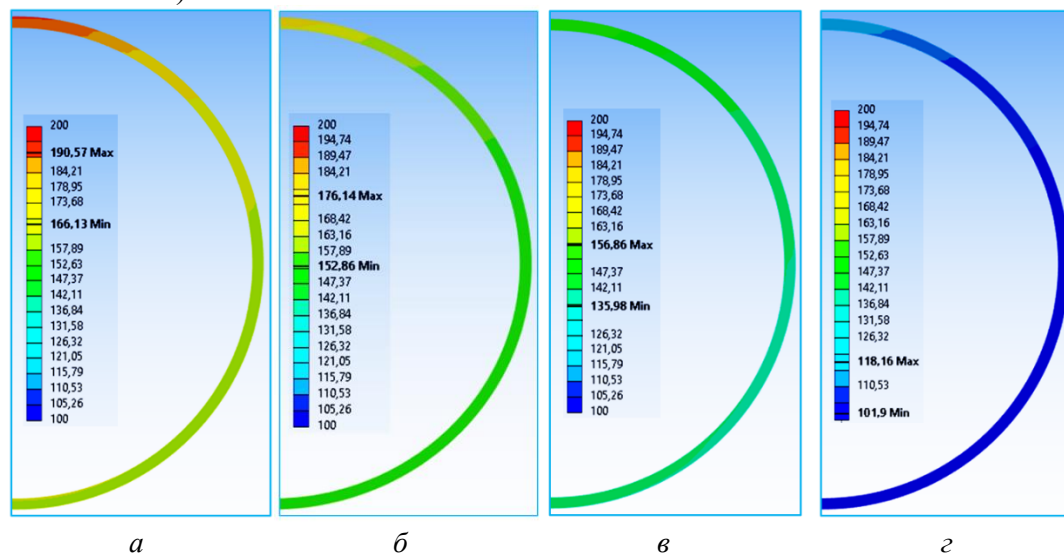


Рис. 6. Распределение температур в элементах различных типов, °C
(1,2 тип – а, 3-б, 4-в, 5-г), в случае $\psi = 30^\circ$

Слой силикона введен для предотвращения слипания структуры из препрега и уменьшения возможных испарений, составляющих при протекании реакции полимеризации. Малая толщина внешнего слоя фольги приводит к необходимости использования достаточно мелких конечных элементов, размеры которых сопоставимы с толщиной этого слоя (0.03 мм). Была проведена проверка сходимости, отличие результатов используемого разбиения от более мелкого менее 1%.

На рисунке 6 приведены результаты вычислений для случая, когда все типы элементов имеют одинаковую величину поглощающей полосы $\psi = 30^\circ$. Так как достаточной для протекания реакции мы считаем температуру в 160°C , можно сделать вывод, что элементы 1, 2, 3 типов в таком случае достаточно хорошо прогреты, но элементы 4 и особенно 5 типа нагреваются недостаточно сильно. Для отверждения всех элементов потребуется либо увеличить размеры ψ светопоглощающей полосы на требуемых элементах (в соответствии с графиками на рис. 7), либо повернуть всю конструкцию так, чтобы на элементы нужных типов солнечный свет падал под углом, более близким к нормальному (приблизительный минимум 70°).

Для регулирования стационарных температур предлагалось изменять размеры светопоглощающей полосы, были построены графики зависимостей минимальных и максимальных стационарных температур конструкции от угла падения солнечного света и величины поглощающей полосы (рис. 7, 8).

На графиках (рис. 7, 8) вертикальными пунктирными линиями обозначены значения α_c , соответствующие выделенным типам элементов (табл. 2), а горизонтальной пунктирной линией – требуемая температура для полноценного протекания реакции отверждения. Исходя из графиков, для каждого типа элементов можно подобрать соответствующую величину светопоглощающей полосы, достаточную для достижения требуемых температур. Также возможно проконтролировать величину максимальных температур, которые могут в определенных случаях превышать допустимые значения ($>200^\circ\text{C}$), что нежелательно, так как может привести к разрушению составляющих конструкции.

На основании проведенных расчетов сделан вывод о том, что в случае $\alpha_c = 75^\circ$ и $\psi = 10^\circ$ температура будет существенно ниже требуемой. В связи с этим расчет для данного случая не был произведен для экономии времени и вычислительных ресурсов.

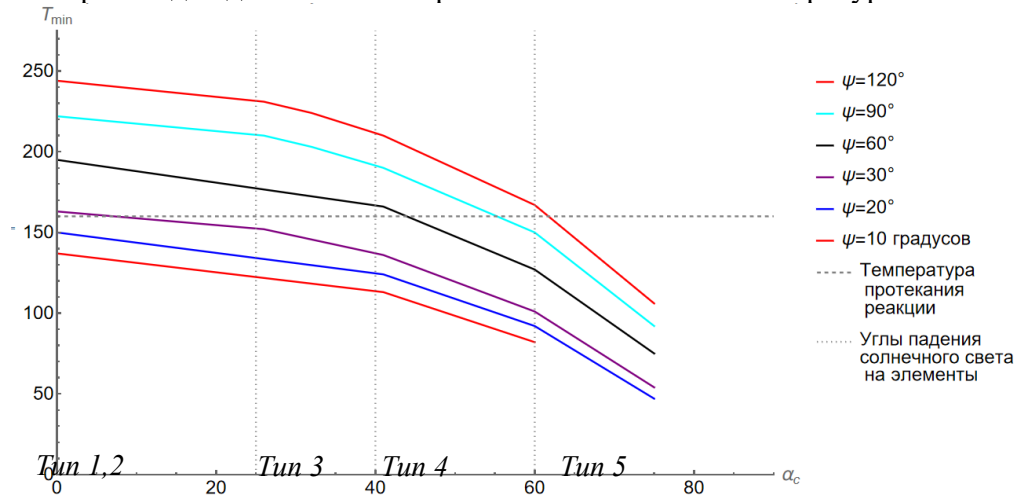


Рис. 7. Минимальные температуры в цилиндре, в зависимости от направления солнечного излучения α_c и величины поглощающей полосы ψ , $^\circ\text{C}$

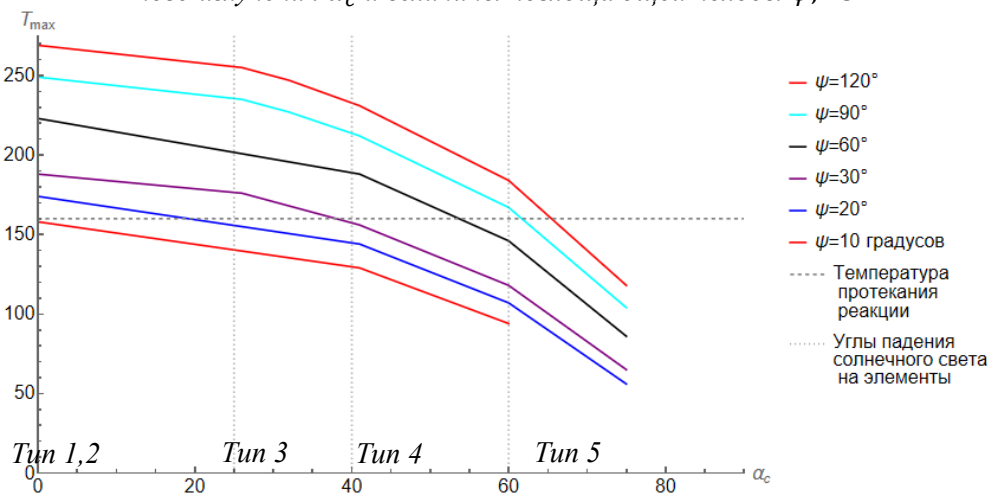


Рис. 8. Максимальные температуры в цилиндре, в зависимости от направления солнечного излучения α_c и величины поглощающей полосы ψ , $^\circ\text{C}$

Одним из возможных плюсов данной конструкции является возможность регулировать получаемый от Солнца тепловой поток, изменяя ориентацию конструкции относительно Солнца. Так, поворот поглощающей полосы в затемненную область приведет к сильному уменьшению статических температур.

Заключение

Рассмотрено статическое температурное состояние каркаса рефлектора космического радиолокатора в условиях солнечно-синхронной орбиты. Оценено влияние Земного излучения на элементы каркаса. С помощью предложенного способа изменения внешнего покрытия можно добиться температур, достаточных для протекания реакции полимеризации. Если по техническим причинам создание светопоглощающей полосы нежелательно, возможно оценить температуры для поэтапного отверждения конструкции, путем поочередного ориентирования на солнечную сторону отдельных элементов.

Описанная методика может быть применена для проектирования конструкций из различных композитных материалов, имеющих другие температурные режимы отверждения.

Таким образом, отверждение пневматически раздуваемых в космосе опорных конструкций за счет нагрева солнечным светом представляется возможным, при использовании описанных в работе материалов внешнего покрытия для достижения нужных температур. Такие конструкции могут быть использованы для создания крупногабаритных разворачиваемых антенн, рефлекторов и других конструкций, требующих жесткого опорного каркаса. Исследуемый материал (ВСТ-1208) обладает рядом положительных свойств, позволяющих использовать его в качестве связующего для проектируемой конструкции. Он способен достаточно долгое время находиться на взлетной площадке, не отверждаясь в ожидании запуска. В ходе реакции практически отсутствует испарение летучих компонентов.

Список источников

1. *Kondyurin A. V.* Building the shells of large space stations by the polymerisation of epoxy composites in open space // *International Polymer Science and Technology*. 1998. Vol. 25, № 4. P. 78–80.
2. *Kondyurina I., Kondyurin A., Lauke B., Figiel L., Vogel R., Reuter U.* Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base // *Advances in Space Research*. 2006. Vol. 37. P. 109–115.
3. *Shevtsov S., Zhilyaev I. V., Tarasov I., Wu J. K., Snezhina N. G.* Model-based multi-objective optimization of cure process control for a large CFRP panel // *Engineering Computations*. 2018. Vol. 35. P. 1085–1097. DOI: 10.1108/ec-09-2017-0354.
4. *Пестренин В. М., Пестренина И. В., Русаков С. В., Кондюрин А. В.* Развертывание крупногабаритных оболочечных конструкций внутренним давлением // *Механика композитных материалов*. 2015. Т. 51, № 5. С 889–898.
5. *Поморцева Т. Н., Комар Л. А.* О возможности создания крупногабаритных конструкций в условиях открытого космоса // *Вестник Пермского Университета. Математика. Механика. Информатика*. 2023. Вып. 3 (62). С. 64–75.
6. *Гилев В. Г., Русаков С. В., Пестренин В. М., Пестренина И. В.* Оценка жесткости развертываемой внутренним давлением цилиндрической композитной оболочки на начальном этапе полимеризации связующего // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2018. № 1. С. 93–99. DOI: 10.15593/perm.mech/2018.1.08. EDN: QNPUJY.
7. *Осоргина И. В., Свистков А. Л., Пелевин А. Г., Чудинов В. С., Терпугов В. Н.* Особенности отверждения эпоксидных смол в вакууме // *Вестник Пермского университета. Химия*. 2017. Т. 7, № 4. С. 483–491.
8. *Babuscia A., Corbin B., Knapp M., Jensen-Clem R., Loo M. V., Seager S.* Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 91. P. 322–332.
9. *Abd El-baky M. A.* Evaluation of mechanical properties of jute/glass/carbon fibers reinforced hybrid composites // *Fibers and Polymers*. 2017. Vol. 18, № 2. P. 2417–2432.
10. *De Azevedo A.R.G. et al.* Natural fibers as an alternative to synthetic fibers in reinforcement of geopolymer matrices: A comparative review // *Polymers*. 2021. Vol. 13. No 15.
11. *Lalit R., Mayank P., Ankur K.* Natural fibers and biopolymers characterization: A future potential composite material // *Strojnický Casopis*. 2018. Vol. 68. No. 1. DOI:10.2478/scjme-2018-0004.
12. *Каблов Е. Н., Чурсова Л. В., Бабин А. Н., Мухаметов Р. Р., Панина Н. Н.* Разработки ФГУП «ВИАМ» в области расплавных связующих для полимерных

- композиционных материалов // Полимерные материалы и технологии. 2016. Т. 2. № 2. С. 37–42. EDN: WCDGYH.
13. ВИАМ «Термореактивные связующие» [Электронный ресурс] URL: https://viam.ru/sites/default/files/upload/booklet/pdf/rk_term_svyazuyushchie_.pdf (дата обращения 26.09.2025).
 14. Демин Д. С., Кононенко П. И., Лебедеко В. И. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом // Труды МАИ. 2021. № 119. DOI: 10.34759/trd-2021-119-12 EDN: TOWEUA
 15. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Сибирский аэрокосмический журнал. 2007. №3. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/obzor-konstruktsiy-sovremennyh-transformiruemyh-kosmicheskikh-antenn-chast-2> (дата обращения: 15.11.2025).
 16. Балдина Е. А., Чеснокова О. А. Радиолокационное зондирование Земли для географических исследований // Вестник Московского университета. Серия 5. География. 2011. № 1. EDN: OIPRQT.
 17. Sasaki K., Sznajder M. Analytical view factor solutions of a spherical cap from an infinitesimal surface // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2020. Vol. 163. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120477. EDN: XONHQP.
 18. Cunningham F. G. Power input to a small flat plate from a diffusely radiating sphere, with application to Earth satellites // Publications of Goddard Space Flight Center 1959–1962. P. 146–156.
 19. Watts R. G. Radiant heat transfer to earth satellites // J. Heat Transf. 1965. Vol. 87(3). P. 369–373. doi:10.1115/1.3689118.
 20. Meseguer J., Pérez-Grande I., Sanz-Andrés A. Spacecraft Thermal Control, 2 - Space environment // Woodhead Publishing. 2012. P. 26–29.
 21. Gilmore, D.G. Spacecraft Thermal Control Handbook // The Aerospace Press. 2002. Vol. I: Fundamental Technologies. 2nd Edition, El Segundo. P. 26–29.
 22. Pestrenin V. M., Pestrenina I. V., Rusakov S. V., Kondyurin A. V. Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit: Precession flight regimes // Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 342–347.
 23. Баяева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков И. С. Аналитическая методика расчета тепловых потоков в околоземном пространстве, формирующих тепловой режим космических телескопов // Оптический журнал. 2013. Т. 80, № 5. С. 30–37.
 24. Elweteedy, Ahmed Elmaihy, 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.
 25. Design and fabrication of large polymer constructions in space / Kondyurin Alexey: Elsevier. 2023. ISBN: 978-0-12-816803-5.
 26. 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.
 27. 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.
 28. 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.

29. 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 XAYYZX.
30. 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 YMACUC.
31. Фагалов А. Р., Моделирование стационарного теплового режима цилиндрического элемента каркаса на орбите // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2024. № 4(67). С. 78–94. DOI 10.17072/1993-0550-2024-4-78-94. EDN QZXOIZ.
32. Терехов С. В. Тепловые свойства металлов // Справочник. Донецк: ГБУ «Донецкий физико-технический институт им. А. А. Галкина». 2023. 184 с.
33. Страполова В. Н. Разработка терморегулирующего покрытия, содержащего наночастицы оксидов металлов: дис. ... канд. хим. наук. М.: РХТУ им. Д. И. Менделеева, 2017.

References

1. Kondyurin, A. V. (1998), "Building the shells of large space stations by the polymerisation of epoxy composites in open space", *International Polymer Science and Technology*, vol. 25, no 4, pp. 78–80.
2. Kondyurina, I., Kondyurin, A., Lauke, B., Figiel, L., Vogel, R. and Reuter, U. (2006), "Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base", *Advances in Space Research*, vol. 37, pp. 109–115.
3. Shevtsov, S., Zhilyaev, I. V., Tarasov, I., Wu, J. K. and Snezhina, N. G. (2018), "Model-based multi-objective optimization of cure process control for a large CFRP panel", *Engineering Computations*, vol. 35, pp. 1085–1097, DOI: 10.1108/EC-09-2017-0354.
4. Pestrenin, V. M., Pestrenina, I. V., Rusakov, S. V. and Kondyurin, A. V. (2015), "Razvertyvanie krupnogabaritnykh obolocheknykh konstruksiy vnutrennim davleniem", *Mekhanika kompozitnykh materialov*, vol. 51, no 5, pp. 889–898.
5. Pomortseva, T. N. and Komar, L. A. (2023), "O vozmozhnosti sozdaniya krupnogabaritnykh konstruksiy v usloviyakh otkrytogo kosmosa", *Vestnik Permskogo Universiteta. Matematika. Mekhanika. Informatika*, iss. 3 (62), pp. 64–75.
6. Gilev, V. G., Rusakov, S. V., Pestrenin V. M. and Pestrenina, I. V. (2018), "Otsenka zhestkosti razvertyvaemoy vnutrennim davleniem tsilindricheskoy kompozitnoy obolochki na nachal'nom etape polimerizatsii svyazyvayushchego", *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika*, no 1, pp. 93–99.
7. Osorgina, I. V., Svistkov, A. L., Pelevin, A. G., Chudinov, V. S. and Terpugov, V. N. (2017), "Osobennosti otverzhdeniya epoksidnykh smol v vakuumе", *Vestnik Permskogo universiteta. Khimiya*, vol. 7, no 4, pp. 483–491.
8. Babuscia, A., Corbin, B., Knapp, M., Jensen-Clem, R., Loo, M. V. and Seager, S. (2013), "Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design", *Acta Astronautica*, vol. 91, pp. 322–332.
9. Abd El-baky, M. A. (2017), "Evaluation of mechanical properties of jute/glass/carbon fibers reinforced hybrid composites", *Fibers and Polymers*, vol. 18, no 12, pp. 2417–2432.
10. De Azevedo, A. R. G. et al. (2021), "Natural fibers as an alternative to synthetic fibers in reinforcement of geopolymer matrices: A comparative review", *Polymers*, vol. 13, no 15, DOI: 10.3390/polym13152493.

11. Lalit, R., Mayank, P. and Ankur, K. (2018), "Natural fibers and biopolymers characterization: A future potential composite material", *Strojnický Casopis*, vol. 68, no 1, DOI: 10.2478/scjme-2018-0004.
12. Kablov, E. N., Chursova, L. V., Babkin, A. N., Mukhametov, R. R. and Panina, N. N. (2016), "Razrabotki FGUP "VIAM" v oblasti rasplavnykh svyazyvayushchikh dlya polimernykh kompozitsionnykh materialov", *Polimernye materialy i tekhnologii*, vol. 2, no 2, pp. 37–42.
13. VIAM, *Termoreaktivnye svyazyvayushchie* [Electronic resource]. URL: https://viam.ru/sites/default/files/upload/booklet/pdf/rk_term_svyazuyushchie.pdf (accessed 26.09.2025).
14. Demin, D. S., Kononenko, P. I. and Lebedenko, V. I. (2021), "Kontseptsiya bortovogo radiolokatora na osnove AFAR s ispol'zovaniem reflektora s otverzhaemym pnevmokarkasom", *Trudy MAI*, no 119, DOI: 10.34759/trd-2021-119-12.
15. Lopatin, A. V. and Rutkovskaya, M. A. (2007), "Obzor konstruksiy sovremennykh transformiruemyykh kosmicheskikh antenn (chast' 2)", *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*, no 3 (16), pp. 78–81.
16. Baldina, E. A. and Chesnokova, O. A. (2011), "Radiolokatsionnoe zondirovanie Zemli dlya geograficheskikh issledovaniy", *Vestnik Moskovskogo universiteta. Seriya 5. Geografiya*, no 1.
17. Sasaki, K. and Sznajder, M. (2020), "Analytical view factor solutions of a spherical cap from an infinitesimal surface", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 163, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120477>.
18. Cunningham, F. G. (1962), "Power input to a small flat plate from a diffusely radiating sphere, with application to Earth satellites", *Publications of Goddard Space Flight Center*, pp. 146–156.
19. Watts, R. G. (1965), "Radiant heat transfer to earth satellites", *Journal of Heat Transfer*, vol. 87, no 3, pp. 369–373, DOI: 10.1115/1.3689118.
20. Meseguer, J., Pérez-Grande, I. and Sanz-Andrés, A. (2012), "Spacecraft Thermal Control, 2 – Space environment", *Woodhead Publishing*, pp. 26–29, ISBN 9781845699963, <https://doi.org/10.1533/9780857096081.15>.
21. Gilmore, D. G. (2002), *Spacecraft Thermal Control Handbook, Vol. I: Fundamental Technologies*. 2nd ed, El Segundo: The Aerospace Press, pp. 26–29, <https://doi.org/10.2514/4.989117>.
22. Pestrenin, V. M., Pestrenina, I. V., Rusakov, S. V. and Kondyurin, A. V. (2018), "Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit: Precession flight regimes", *Acta Astronautica*, vol. 151, pp. 342–347.
23. Baeva, Yu. V., Lapovok, E. V. and Khankov, S. I. (2013), "Analiticheskaya metodika rascheta teplovykh potokov v okolozemnom prostranstve, formiruyushchikh teplovoy rezhim kosmicheskikh teleskopov", *Opticheskiy zhurnal*, vol. 80, no 5, pp. 30–37, EDN: TQNXNZ.
24. Elweteedy, A., Elmaihi, A. and Elhefnawy, A. (2021), "Small Satellite Operational Phase Thermal Analysis and Design: A Comparative Study", *INCAS Bulletin*, vol. 13, pp. 59–74, DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.4.6.
25. Kondyurin, A. (2023), *Design and fabrication of large polymer constructions in space*, Elsevier, ISBN 978-0-12-816803-5.
26. Denisova, L. V., Kalinin, D. Yu. and Reznik, S. V. (2011) "Teoreticheskie i eksperimental'nye issledovaniya teplovykh rezhimov setchatykh reflektorov kosmicheskikh antenn", *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N. E. Baumana. Seriya Mashinostroyeniye*, no 1(82), pp. 92–105, EDN NDXJKV.

27. 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*, no 12(60), pp. 4, DOI: 10.18698/2308-6033-2016-12-1568, EDN XEQDWL.
28. Tulin, D. V. and Finchenko, V. S. (2014), "Teoretiko-eksperimental'nye metody proektirovaniya sistem obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov", *Proektirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy*, vol. 3, pp. 1320–1437, EDN VNSMWX.
29. 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, no 2, pp. 343–358, EDN XAYYZX.
30. Aslanyan, R. O., Anisimov, D. I., Marchenko, I. A. and Panteleev, V. I. (2017), "Imitatory solnechnogo izlucheniya dlya termovakuumnykh ispytaniy kosmicheskogo apparata", *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*, vol. 18, no 2, pp. 323–327, EDN YMACUC.
31. Fagalov, A. R. and Belyaev, A. Yu. (2024), "Modelirovanie statsionarnogo teplovogo rezhima tsilindricheskogo elementa karkasa na orbite", *Vestnik Permskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Informatika*, no 4(67), pp. 78–94, DOI: 10.17072/1993-0550-2024-4-78-94, EDN QZXOIZ.
32. Terekhov, S. V. (2023), *Teplovye svoystva metallov: Handbook*, State Budget Institution, Donetsk, 184 p.
33. Strapalova, V. N. (2017), "Razrabotka termoreguliruyushchego pokrytiya, sodержashchego nanochastitsy oksidov metallov", *Cand. chem. sci. diss.* Moscow: D. I. Mendeleev University of Chemical Technology of Russia.

Информация об авторах:

А. Р. Фагалов – инженер лаборатории Микромеханики структурно-неоднородных сред, Институт механики сплошных сред УрО РАН (614013, Россия, г. Пермь, ул. Академика Королёва, 1), ORCID: 0009-0009-9331-4626, 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 Королёва, 1), ORCID: 0000-0002-0966-5979, WoS ID: F-6708-2017, Scopus ID: 57190124627, ID РИНЦ: 584106;

Т. Н. Поморцева – ассистент, заведующий лабораторией структурно-механических исследований материалов на микро- и наноуровне Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, д. 15), ORCID: 0009-0004-4157-4673.

Information about the authors:

A. R. Fagalov – Engineer, Laboratory of Micromechanics of Structurally Inhomogeneous Media, Institute of Continuous Media Mechanics, Ural Branch of RAS (1 Akademika Koroleva St., Perm, 614013, Russia), ORCID: 0009-0009-9331-4626, 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, 614013, Russia), ORCID: 0000-0002-0966-5979, WoS ID: F-6708-2017, Scopus ID: 57190124627;

T. N. Pomortseva – an assistant and head of the Laboratory of Structural and Mechanical Studies of Materials at the Micro- and Nanolevel at Perm State University (15 Bukireva Street, Perm, 614068, Russia), ORCID: 0009-0004-4157-4673.