

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТИВНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ РЕФЛЕКТОРА НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРО. В. Булова¹, Е. В. Романьков¹, И. Н. Цивилев¹, А. В. Минаков²¹ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52²Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: ovburime@yandex.ru

Для современной спутниковой связи требуются крупногабаритные антенны с высокой точностью формы отражающей поверхности. При этом они должны быть легкими, прочными и стойкими к температурным воздействиям. Неравномерность температурного поля в антенне может привести к температурным деформациям отражающей поверхности и ухудшению передаваемого сигнала. Определять температурные воздействия на антенны и рефлекторы необходимо на этапе проектирования. Рассматривается рефлектор, который должен функционировать на геостационарной орбите в составе космического аппарата связи. Рефлектор представляет собой трехслойную панель, состоящую из двух обшивок и сотового заполнителя. Теплофизические свойства трехслойных конструкций и входящих в их состав углепластиков и сотовых заполнителей могут быть самыми разнообразными. На этапе проведения тепловых анализов при помощи математического моделирования для получения корректных и наиболее точных результатов необходимо знать значение анизотропного коэффициента теплопроводности углепластиков и учитывать теплопроводность сотового заполнителя в продольном направлении. Часто теплофизические свойства таких материалов в момент проведения тепловых анализов неизвестны. Необходимость определения свойств материалов, входящих в состав рефлектора, подтверждается проведенными расчетами. Рассмотрены основные уравнения теплового равновесия для космических аппаратов и их составных частей. Создана тепловая математическая модель рефлектора с габаритными размерами 3,6×2 м. Проведена оценка влияния коэффициента теплопроводности обшивок и коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальные и минимальные суточные температуры, максимальный перепад температур. Было показано, что коэффициенты теплопроводности и теплопередачи оказывают значительное влияние на распределение температурного поля, поэтому задача аккуратного расчета анизотропного коэффициента теплопроводности применяемых углепластиков и сотозаполнителей является актуальной в процессе проектирования рефлекторов.

Ключевые слова: крупногабаритный рефлектор, углепластик, теплопроводность, тепловой баланс космического аппарата.

THE RESEARCH OF EFFECTIVE THERMAL CONDUCTIVITY COEFFICIENT EFFECT ON THE TEMPERATURE FIELD OF REFLECTORO. V. Burova¹, E. V. Romankov¹, I. N. Tsivilev¹, A. V. Minakov²¹JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation²Siberian Federal University
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: ovburime@yandex.ru

Contemporary satellite communications require the large-dimensional antennas with high precision of the reflecting surface. They shall be light, robust and temperature resistant. The unevenness of the temperature field in an antenna can result in the temperature deformations of the reflecting surface and deterioration of the transmitted signal. The temperature influence on antennas and reflectors shall be determined during the design phase. This research examines the reflector accommodated on the telecommunication satellite which operates on the geostationary orbit. The reflector is a three-ply sandwich panel which consists of two skins and a honeycomb core. The heat-transfer properties

of the reflector sandwich panel as well as carbon fiber composites and honeycomb core can vary significantly. For the purpose of the most accurate calculations during the temperature analysis phase an engineer has to find the anisotropic thermal conductivity coefficient of the carbon fiber composites and honeycomb core by applying the mathematical simulation. The heat-transfer properties of such materials are often unknown during the temperature analysis phase. The necessity to determine the properties of the reflector materials is confirmed by performed calculations. The basic equations for thermal equilibrium of the spacecraft and its components were reviewed. The thermal mathematical model was developed for the reflector with overall dimensions of 3.6 m×2 m. The estimate of the reflector materials conductivity and heat-transfer coefficient effect on the maximum and minimum diurnal temperatures and maximum temperature difference was made. The significant influence of the conductivity and heat-transfer coefficients on temperature difference in the reflector was shown.

Keywords: large-dimensioned reflector, carbon fiber-reinforced plastic, thermal conductivity, the heat balance of the spacecraft.

Введение. Для современной спутниковой связи требуются крупногабаритные антенны с высокой точностью формы отражающей поверхности. При этом они должны быть легкими, прочными и стойкими к температурным воздействиям. Неравномерность температурного поля в такой антенне может привести к температурным деформациям отражающей поверхности и, как следствие, к ухудшению передаваемого сигнала. Поэтому вопрос создания антенн с контролируемыми тепловыми и механическими характеристиками является очень важным для работы космического аппарата. Определять температурные воздействия на любые элементы космического аппарата, в том числе на антенны и рефлекторы, необходимо на этапе проектирования. Компьютерное моделирование является мощным инструментом при проведении подобных анализов. Актуальность работы вызвана необходимостью прогнозирования механического поведения рефлектора на всех этапах функционирования космического аппарата, что напрямую зависит от суточного перепада температур.

В данной работе рассматривается рефлектор, который должен функционировать на геостационарной орбите (спутник должен обращаться в направлении вращения Земли на высоте 35900 км над уровнем моря [1]) в составе космического аппарата связи и телевидения. Габаритные размеры рефлектора составляют 3,6×2 м. Рефлектор представляет собой трехслойную панель, которая состоит из двух обшивок и сотового заполнителя. Обшивки изготавливаются из углепластиков.

Углепластики – это полимерные композиционные материалы из переплетенных нитей углеродного волокна, расположенных в матрице из полимерных смол. Такие материалы отличаются высокой прочностью, жесткостью и малой массой, они часто прочнее стали, но гораздо легче. Основная составляющая часть углепластика – это нити углерода (диаметр составляет около 0,005–0,010 мм). Такие нити могут иметь разный рисунок плетения. Для придания еще большей прочности ткани из нитей углерода кладут слоями, каждый раз меняя угол направления плетения. Слои скрепляются при помощи эпоксидных смол [2].

Свойства слоистых пластиков зависят от их структуры, типа смолы, армирующего материала и наполнителей [3].

Сотовый заполнитель имеет шестигранную ячеистую структуру. Материалом может быть алюминиевая

фольга, кевлар, арамидная бумага и др. Ячейка сотового заполнителя может иметь гибкую конфигурацию (например, сотовые заполнители фирмы HexWeb Nonmetallic Flex-Core).

Таким образом, теплофизические свойства трехслойных конструкций, а также входящих в их состав углепластиков (за счет использования различных углеродных волокон и тканей, схем плетения, укладки и связующего) и сотовых заполнителей могут быть самыми разнообразными.

На этапе проведения теплового анализа рефлекторов при помощи математического моделирования для получения корректных и наиболее точных результатов необходимо знать значение коэффициента теплопроводности углепластиков во всех направлениях, так как у углепластиков резко выражена анизотропия свойств [4].

Также необходимо учитывать теплопроводность сотового заполнителя в продольном направлении. Часто теплофизические свойства таких материалов в момент проведения тепловых анализов неизвестны, при этом экспериментальное определение свойств занимает довольно продолжительное время.

Необходимость определения свойств материалов, входящих в состав рефлектора, подтверждается проведенными расчетами.

1. Математический аппарат. Уравнение теплового баланса в условиях космического пространства. Космический аппарат в космосе может взаимодействовать с окружающей средой только путем радиационного теплообмена. В общем случае полный тепловой поток Q_{Σ} (в Вт), поглощенный участком поверхности космического аппарата, может быть представлен следующим образом:

$$Q_{\Sigma} = Q_{\text{сол}} + Q_{\text{пл}}^{\text{соб}} + Q_{\text{пл}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{соб}} + Q_{\text{КА}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}}, \quad (1)$$

где $Q_{\text{сол}}$ – поток солнечной радиации (излучение в видимой части спектра); $Q_{\text{пл}}^{\text{соб}}$ – поток собственного (инфракрасного) излучения планет; $Q_{\text{пл}}^{\text{отр}}$ – поток отраженной планетой солнечной радиации (спектр солнечного излучения); $Q_{\text{КА}}^{\text{соб}}$ – поток инфракрасного излучения, поступающего от других участков поверхности космического аппарата (поток переизлучения); $Q_{\text{КА}}^{\text{отр}}$ – поток солнечной радиации (прямой и отраженный планетой), поступающий на участок поверхности

космического аппарата после отражений другими участками (поток переотражения); $Q_{КА}^{внутр}$ – тепловой поток, поступающий к рассматриваемой поверхности от внутренних источников тепла [5–7].

Космические аппараты (и другие элементы, входящие в их состав) не являются черными телами и поглощают только часть α падающего излучения:

$$J_{\text{поглощенный}} = \alpha J_{\text{падающий}}. \quad (2)$$

Они также излучают как серые тела, испуская часть ϵ от излучения черного тела при тех же температурах:

$$J_{\text{излученный}} = \epsilon \sigma T^4, \quad (3)$$

где α и ϵ известны как коэффициент поглощения и коэффициент черноты соответственно; σ – постоянная Стефана Больцмана, равная $5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \text{ К}^{-4}$.

Перепишем выражение (1) через интенсивности потока и определим выражение теплового баланса элемента, находящегося в космосе:

$$Q_{\text{сол}} = J_{\text{сол}} \alpha A_{\text{сол}}; \quad (4)$$

$$Q_{\text{пл}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{отр}} = J_{\text{отр}} \alpha A_{\text{альбедо}}; \quad (5)$$

$$Q_{\text{пл}}^{\text{соб}} = J_{\text{пл}} \epsilon A_{\text{пл}}; \quad (6)$$

$$Q_{\text{КА}}^{\text{соб}} = J_{\text{КА}}^{\text{соб}} \epsilon A_{\text{соб}}, \quad (7)$$

где $A_{\text{сол}}$, $A_{\text{альбедо}}$, $A_{\text{пл}}$ и $A_{\text{соб}}$ расчетные площади, соответственно получающие солнечное, отраженное, планетарное и собственное инфракрасное излучение.

Если мы предположим, что $J_{\text{сол}}$, $J_{\text{отр}}$, $J_{\text{пл}}$, $J_{\text{КА}}^{\text{соб}}$ и $Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}}$ остаются постоянными, то космический аппарат достигнет равновесия температур в соответствии с [8]:

$$(A_{\text{сол}} J_{\text{сол}} + A_{\text{альбедо}} J_{\text{отр}}) \alpha + (A_{\text{пл}} J_{\text{пл}} + A_{\text{соб}} J_{\text{КА}}^{\text{соб}}) \epsilon + Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}} = A_{\text{КА}} \epsilon \sigma T^4. \quad (8)$$

Кондуктивный теплообмен. Элементы космического аппарата являются сложными объектами, температура которых представляется функцией положения в пространстве и времени. Детальный расчет температурных полей всех элементов космического аппарата невозможен, поэтому задача расчета температурных полей упрощается путем создания тепловой математической модели.

Тепловая математическая модель рассматривается как некоторое число изотермических узлов. Каждый узел характеризуется температурой, теплоемкостью, теплоотдачей, радиационными и кондуктивными связями с окружающими узлами модели, а также радиационными связями с окружающей средой.

Кондуктивный теплообмен определяется выражением:

$$Q_c = \frac{\lambda A}{l} \Delta T, \quad (9)$$

где λ – коэффициент теплопроводности; A – площадь поперечного сечения; l – длина перетекания.

Примем $\frac{\lambda A}{l} = h_c$, тогда разница температур принимает вид

$$\Delta T = Q_c \frac{1}{h_c}. \quad (10)$$

A и λ могут значительно отличаться вдоль длины перетекания. Если проводящий путь рассматривается

как некоторая серия проводящих путей, тогда выражение (10) принимает вид

$$\Delta T = Q_c \left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \dots \right) = Q_c \frac{1}{h_c}. \quad (11)$$

Значение эффективной теплопроводности h_c можно определить как

$$\frac{1}{h_c} = \left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \dots \right). \quad (12)$$

Для элемента, состоящего из n изотермических узлов, тепло, отводимое от i -го узла к j -му, определяется

$$Q_{cij} = h_{ij} (T_i - T_j), \quad (13)$$

где h_{ij} – эффективная теплопроводность между элементами i и j ; T_i – температура i -го узла; T_j – температура j -го узла [8].

Радиационный теплообмен. Радиационный теплообмен между двумя поверхностями определяется тремя важными параметрами – температурой поверхности, радиационным формфактором и свойствами поверхности. Для рассеивающих поверхностей количество излучения, испущенного с поверхности i и поглощенного поверхностью j [7], можно определить как

$$Q_{rij} = A_i F_{ij} \epsilon_j \sigma (T_i^4 - T_j^4), \quad (14)$$

где A_i – площадь поверхности i ; F_{ij} – формфактор (как поверхность j видит поверхность i); ϵ_j – эффективный коэффициент черноты между элементами i и j .

Вычисление формфактора и эффективного коэффициента черноты – очень сложный, трудоемкий процесс, поэтому он здесь не приводится. К примеру, эффективный коэффициент черноты между двумя параллельными пластинами определяется выражением (15) [7; 8]:

$$\epsilon_{ij} = \frac{\epsilon_i \epsilon_j}{\epsilon_i + \epsilon_j - \epsilon_i \epsilon_j}. \quad (15)$$

2. Описание тепловой математической модели рефлектора. Математическая модель представляет собой рефлектор, состоящий из 982 расчетных узлов. В модели также присутствует имитатор корпуса космического аппарата с солнечными батареями, которые всегда направлены рабочей поверхностью на Солнце, для учета теплопритоков с этих элементов, эффектов затенения и радиационного теплообмена. Рефлектор рассматривался без применения экранно-вакуумной теплоизоляции или экранов, так как в данном случае необходимо определить только влияние теплопроводности, а дополнительные элементы только увеличивают время расчета.

Оптические свойства перечисленных выше элементов представлены в таблице. Общий вид геометрической модели представлен на рис. 1.

При расчете солнечного влияния принималось, что рефлектор движется в составе космического аппарата на геостационарной орбите в период осеннего равноденствия. Солнечная постоянная, соответствующая этому периоду, равна 1361 Вт/м^2 .

Оптические свойства элементов модели

Элемент модели	ϵ	α
Поверхность радиаторов космического аппарата	0,85	0,28
Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата	0,82	0,92
Обшивки рефлектора, штанга	0,84	0,92
Рабочая поверхность батарей солнечных	0,9	0,69
Тыльная поверхность батарей солнечных	0,81	0
Облучатель	0,85	0,32
Упоры под замки зачековки	0,82	0,92

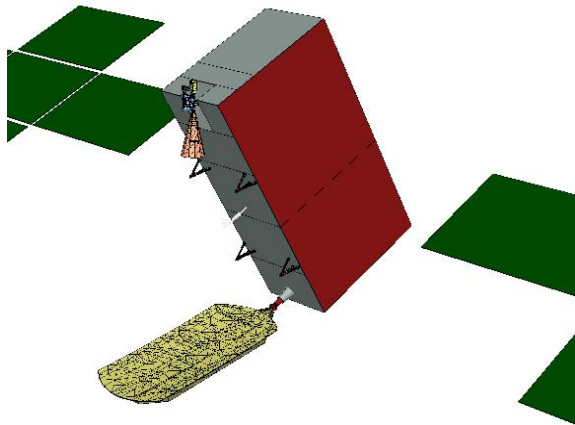


Рис. 1. Геометрическая модель рефлектора

Построение тепловой математической модели, расчет радиационных тепловых, нестационарных солнечных потоков и расчет температур выполнен в среде лицензионного программного обеспечения SYSTEMA (производства EADS ASTRIUM) версии 4.3.3. Для расчета использовались 2 модуля программного обеспечения:

- THERMICA – для расчета внешних потоков, кондуктивных, конвективных и радиационных связей;
- THERMISOL – для расчета температур рефлектора.

3. Изменение коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора. При расчете рефлекторов, материалом обшивок которых является углепластик, не всегда известен коэффициент теплопроводности в продольном и поперечном направлении. Для расчетов применяются усредненные значения коэффициентов теплопроводности в продольном направлении и теплопередачи от одной обшивки к другой через слой сотозаполнителя.

На рис. 2 представлено качественное распределение температур рабочей поверхности рефлектора в зависимости от положения на орбите. Как видно из графика, моменту времени, равному 24 или 48 часам, соответствует максимальный перепад температур по поверхности, в этот момент одна часть рефлектора остается в тени, а другая засвечивается Солнцем. В момент времени, равный 46 часам, на рефлекторе наблюдается минимальная температура вследствие полного затенения рефлектора имитатором корпуса космического аппарата. После выхода из тени имитатора рабочая поверхность рефлектора полностью засвечивается Солнцем и на рефлекторе достигается максимальная температура.

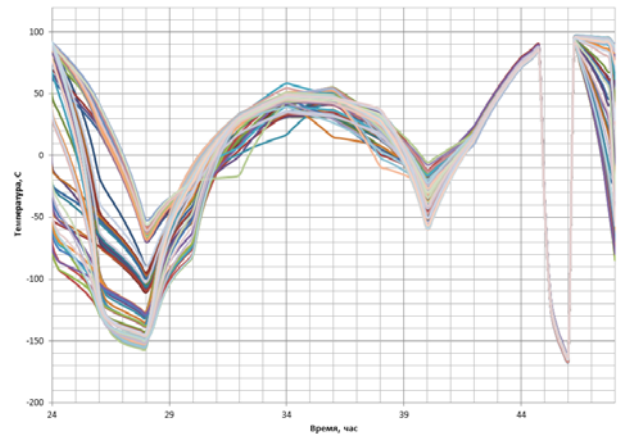


Рис. 2. Суточное изменение температур рабочей поверхности рефлектора в зависимости от положения на орбите

Для оценки влияния коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур ΔT , максимальные и минимальные суточные температуры, в модели изменялась только теплопроводность обшивок рефлектора от 0,5 до 80 Вт/м·°С, все остальные параметры оставались неизменными. Такой диапазон изменения коэффициента теплопроводности продиктован оценками значений коэффициентов теплопроводности материалов рефлектора.

На рис. 3 представлены зависимости минимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопроводности. Видно, что увеличение коэффициента теплопроводности увеличивает минимальную суточную температуру на 5 °С.

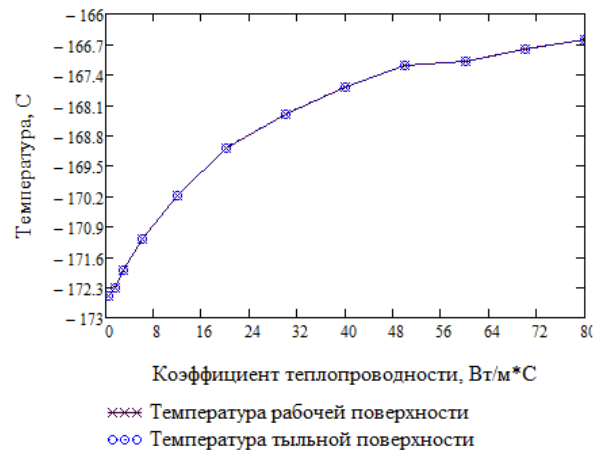


Рис. 3. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на минимальные температуры обшивок рефлектора

На рис. 4 представлены зависимости максимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопроводности. Увеличение коэффициента теплопроводности уменьшает максимальную суточную температуру не более чем на 3 °С. Наибольший интерес представляет поведение максимальных перепадов температур в рефлекторе, поскольку именно перепад температуры ведет к термическим деформациям поверхности.

На рис. 5 и 6 представлено изменение перепада температур в зависимости от коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора. При этом перепад температур рабочей и тыльной поверхности уменьшается на 20 °С при изменении значения коэффициента теплопроводности от 0 до 50 Вт/м·°С, дальнейшее увеличение теплопроводности не приводит к значительным изменениям.

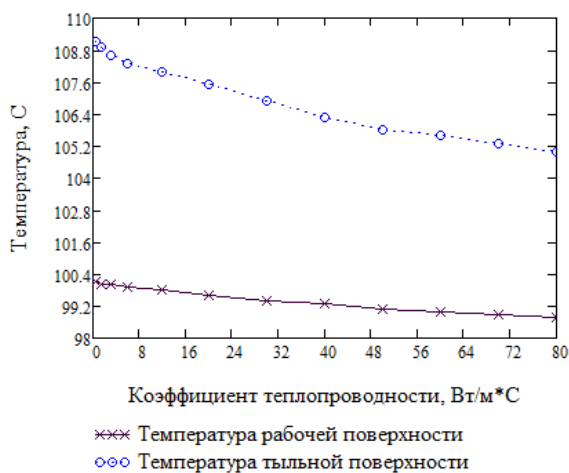


Рис. 4. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на максимальные температуры обшивок рефлектора

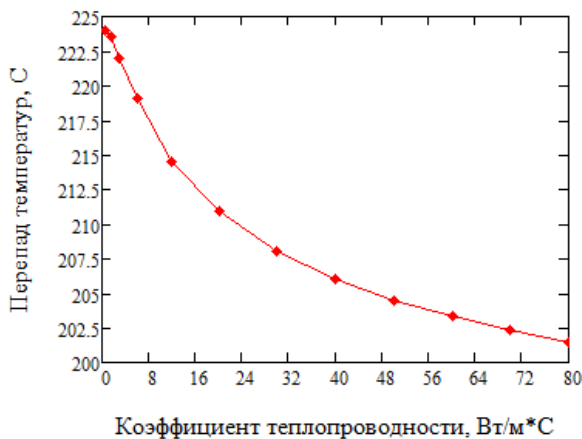


Рис. 5. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур по рабочей поверхности

4. Изменение коэффициента теплопередачи обшивок рефлектора. Для оценки влияния коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур, максимальные и минимальные суточные температуры, в модели изменялась только

теплопередача между обшивками рефлектора от 0,5 до 80 Вт/м²·°С, все остальные параметры оставались неизменными.

На рис. 7 представлены зависимости минимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопередачи. Увеличение коэффициента теплопередачи увеличивает минимальную суточную температуру на 1,3 °С.

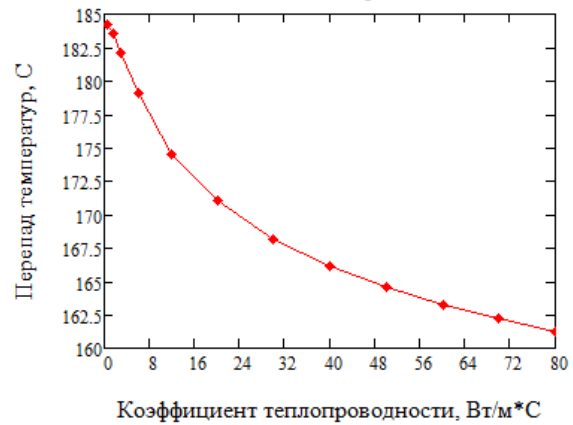


Рис. 6. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур по тыльной поверхности

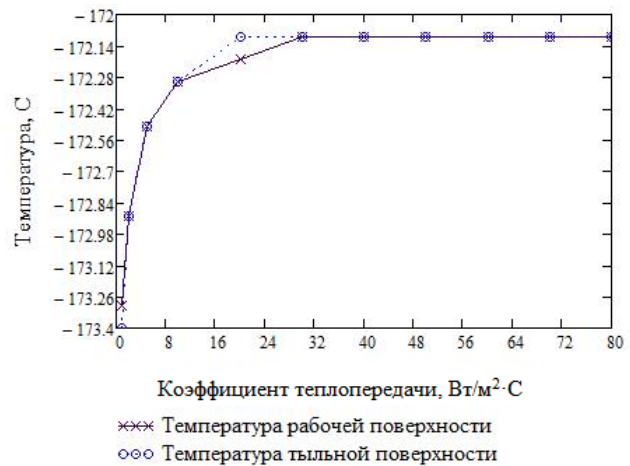


Рис. 7. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на минимальные температуры обшивок рефлектора

На рис. 8 представлены зависимости максимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопередачи. Увеличение коэффициента теплопередачи уменьшает максимальную суточную температуру более чем на 40 °С.

На рис. 9 представлено изменение перепада температур на рабочей поверхности в зависимости от коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора через сотозаполнитель. При этом перепад температур рабочей поверхности уменьшается на 35 °С при изменении значения коэффициента теплопередачи от 0 до 30 Вт/м²·°С, дальнейшее увеличение теплопередачи не приводит к значительным изменениям.

На рис. 10 представлено изменение перепада температур на тыльной поверхности в зависимости от коэффициента теплопередачи между обшивками

рефлектора через сотозаполнитель. При этом перепад температур тыльной поверхности увеличивается на 85 °С при изменении значения коэффициента теплопередачи от 0 до 30 Вт/м²·°С, дальнейшее увеличение теплопередачи не приводит к значительным изменениям.

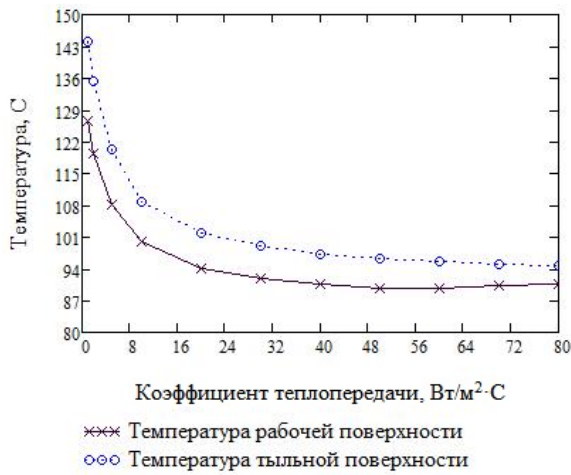


Рис. 8. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальные температуры обшивок рефлектора

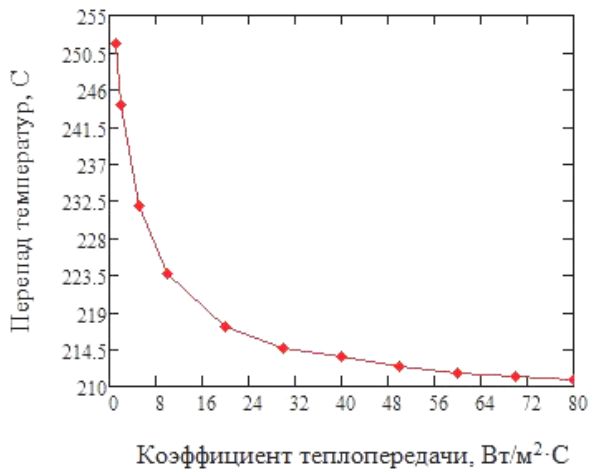


Рис. 9. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур по рабочей поверхности

Для правильной интерпретации полученных результатов необходимо рассмотреть еще два графика зависимости температур от коэффициента теплопередачи. Как видно из рис. 7 и 11, коэффициент теплопередачи практически не оказывает влияния на минимальные температуры во время орбитального функционирования.

Однако при рассмотрении максимальных температур в момент времени, равный 24 часам, в зависимости наблюдается уменьшение температуры рабочей поверхности рефлектора и увеличение температуры тыльной поверхности. Таким образом, происходит выравнивание температурного поля между обшивками (рис. 12).

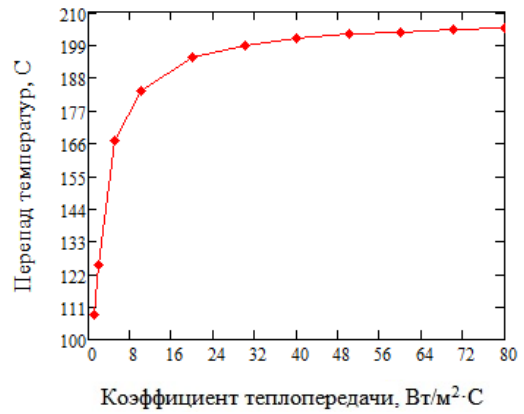


Рис. 10. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур по тыльной поверхности

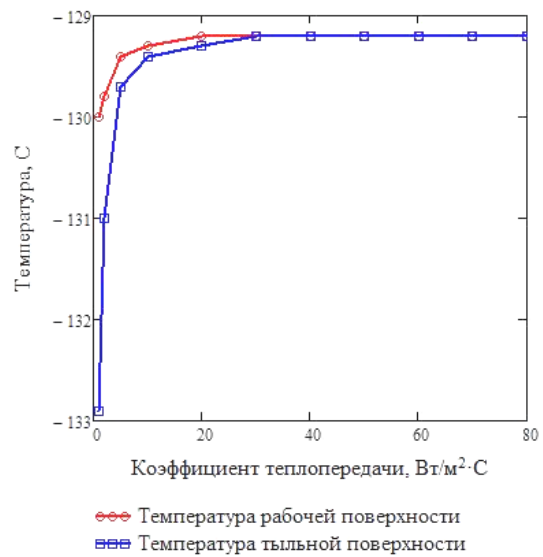


Рис. 11. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на минимальную температуру в момент времени, равный 24 часам

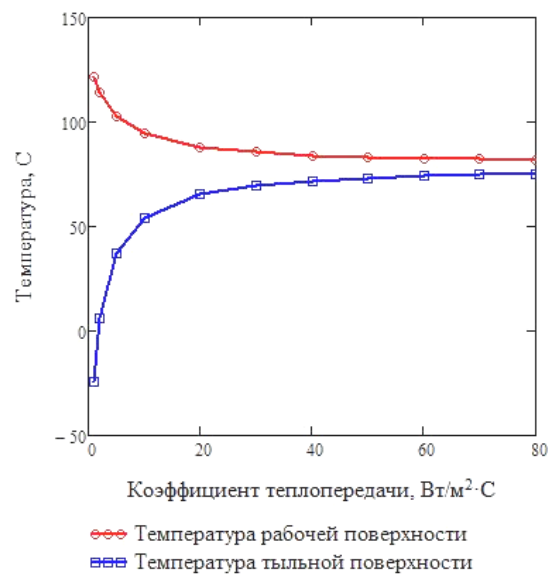


Рис. 12. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальную температуру рабочей и тыльной поверхности рефлектора в момент времени, равный 24 часам

Заключение. Таким образом, было показано, что коэффициенты теплопроводности и теплопередачи оказывают значительное влияние на распределение температурного поля рефлектора, поэтому задача аккуратного расчета анизотропного коэффициента теплопроводности применяемых углепластиков и сотозаполнителей является очень актуальной в процессе проектирования рефлекторов. В дальнейшем планируется продолжить данную работу в направлении создания модели углепластика и сотозаполнителя рефлектора для расчета анизотропного коэффициента теплопроводности. Похожие работы ведутся в МГТУ им. Баумана [9–15].

Библиографические ссылки

1. Joseph A., Angelo Jr. *Space and astronomy handbook. Revised Edition.* Facts On File, Inc., 2009. 342 p. ISBN 978-0-8160-7388-7.
2. Справочник по композиционным материалам. В 2-х кн. Кн. 1 / под ред. Дж. Любина ; пер. с англ. А. Б. Геллера, М. М. Гельмонта ; под ред. Б. Э. Геллера. М. : Машиностроение, 1988. 448 с. : ил. ISBN 5-217-00225-5.
3. Справочник по композиционным материалам. В 2-х кн. Кн. 2 / под ред. Дж. Любина ; пер. с англ. А. Б. Геллера [и др.] ; под ред. Б. Э. Геллера. М. : Машиностроение, 1988. 584 с. : ил. ISBN 5-217-00000-0.
4. Комарова Т. В. Получение углеродных материалов : учеб. пособие / РХТУ имени Д. И. Менделеева. М., 2001. 95 с. ISBN 5-7237-0266-6.
5. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 232 с. : ил.
6. Мухачев Г. А., Шукин В. К. Термодинамика и теплопередача : учеб. для авиац. вузов. 3-е изд., перераб. М. : Высш. шк., 1991. 480 с. : ил.
7. Юдаев Б. Н. Теплопередача : учебник для вузов. М. : Высш. шк., 1973. 360 с. : ил.
8. Fortescue P., Swinerd G., Stark J. *Spacecraft systems engineering. Fourth Edition.* John Wiley & Sons, Ltd., 2011. 691 p. ISBN 978-0-470-75012-4.
9. Кувыркин Г. Н. Теплопроводность однонаправленного волокнистого композита [Электронный ресурс] // Наука и инновации : инженерный журнал. 2013. Вып. 8. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/material/889.html>.
10. Зарубин В. С., Зарубин С. В., Кувыркин Г. Н. Математическое моделирование теплопереноса в однонаправленном волокнистом композите // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2014. Вып. 01. С. 270–281. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/657262.html>. Doi: 10.7463/0114.0657262.
11. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н., Савельева И. Ю. Оценка эффективной теплопроводности однонаправленного волокнистого композита методом согласования // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 11. С. 519–532. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/622927.html>. Doi: 10.7463/1113.0622927.
12. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Теплопроводность текстурированного композита с анизотропными включениями в виде эллипсоидов вращения // Наука

и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 06. С. 365–378. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/569312.html>. Doi: 10.7463/0613.0569312.

13. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н., Савельева И. Ю. Сравнительный анализ оценок коэффициента теплопроводности композита с шаровыми включениями // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 07. С. 299–318. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/569319.html>. Doi: 10.7463/0713.0569319.

14. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Эффективные коэффициенты теплопроводности композита с анизотропными эллипсоидальными включениями // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 04. С. 311–320, URL: <http://technomag.bmstu.ru/en/doc/541050.html>. Doi: 10.7463/0413.0541050.

15. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Сравнительный анализ оценок эффективного коэффициента теплопроводности поликристаллического материала // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 03. С. 313–328. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/541029.html>. Doi: 10.7463/0313.0541029.

References

1. Joseph A. Angelo, Jr. *Space and astronomy handbook. Revised Edition/* – Facts On File, Inc., 2009, 342 p. ISBN 978-0-8160-7388-7.
2. *Spravochnik po kompozitsionnym materialam. V 2 kn. Kn. 1.* [Handbook of composites. Book 1. Ed. J. Lubin]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1988, 448 p. ISBN 5-217-00225-5.
3. *Spravochnik po kompozitsionnym materialam. V 2 kn. Kn. 1.* [Handbook of composites. Book 1. Ed. J. Lubin]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1988, 584 p. ISBN 5-217-00000-0.
4. Komarova T. V. *Poluchenie uglerodnykh materialov* [Preparation of Carbon Materials]. Moscow, 2001, 95 p. ISBN 5-7237-0266-6.
5. Malozemov V. V. *Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov.* [Thermal mode of spacecraft]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1980, 232 p.
6. Mukhachev G. A., Shchukin V. K. *Termodinamika i teploperedacha* [Thermodynamics and Heat Transfer]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1991, 480 p.
7. Yudaev B. N. *Teploperedacha. Uchebnik dlya vtuzov* [Heat transfer. Textbook for Technical Schools]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1973, 360 p.
8. Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. *Spacecraft systems engineering. Fourth Edition.* John Wiley & Sons, Ltd., 2011. 691 p. ISBN 978-0-470-75012-4 (hardback).
9. Kuvyrkin G. N. *Teploprovodnost' odonapravlennoy voloknistoy kompozity* [Thermal conductivity of unidirectional fiber composite]. *Journal of Engineering Science and Innovation*, 2013, vol. 08 (In Russ.). Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/material/889.html>.

10. Zarubin V. S., Zarubin S. V., Kuvyrkin G. N. [Mathematical simulation of heat transfer in unidirectional fiber composite]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2014, vol. 01., p. 270–281 (In Russ.). Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/657262.html>. Doi: 10.7463/0114.0657262.

11. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N., Savelyeva I. Yu. [Evaluation of effective thermal conductivity of unidirectional fiber composites by the method of self-consistency]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 11, p. 519–532 (In Russ.). Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/622927.html>. Doi: 10.7463/1113.0622927.

12. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Thermal conductivity of the textured composite with anisotropic inclusions in the form of ellipsoids of rotation]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 06, p. 365–378 (In Russ.). Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/569312.html>. Doi: 10.7463/0613.0569312.

13. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N., Savelyeva I. Yu. [Comparative analysis of estimations of heat conduction of a composite with ball inclusions]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 07, p. 299–318 (In Russ.). Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/569319.html>. Doi: 10.7463/0713.0569319.

14. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Effective thermal conductivity coefficient of composite with anisotropic ellipsoidal inclusions]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 04., pp. 311–320 (In Russ.). Available at: <http://technomag.bmstu.ru/en/doc/541050.html>. Doi: 10.7463/0413.0541050.

15. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Comparative analysis of estimations of polycrystalline materials effective thermal conductivity coefficient]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 03., pp. 313–328 (In Russ.). Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/541029.html>. Doi: 10.7463/0313.0541029.

© Бурова О. В., Романьков Е. В.,
Цвилев И. Н., Минаков А. В., 2014