

Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 10. С. 447–454
Thermal processes in engineering, 2024, vol. 16, no. 10, pp. 447–454

Научная статья
УДК 536.33
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184113>
EDN: <https://www.elibrary.ru/IDTDFC>

Моделирование теплового потока в экранно-вакуумной теплоизоляции с применением уточненной математической модели

В.П. Зинкевич^{1✉}, А.В. Ненарокомов²

^{1,2}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

¹zvera95@list.ru[✉], ²nenarokomovav@mai.ru

Аннотация. Развитие и усложнение космической техники предъявляет все более высокие требования к качеству методов проектирования систем обеспечения теплового режима и прогнозирования их характеристик. Одной из систем, чьи тепловые параметры в составе космического аппарата сложно спрогнозировать аналитически, является экранно-вакуумная теплоизоляция. Ее обжигание в ходе изготовления и монтажа требует разработки уточненной математической модели для учета ухудшения изоляционных характеристик еще на этапе проектирования изделия. В работе были приведены и проанализированы результаты моделирования экспериментальной отработки образца теплоизоляции с применением двух математических моделей: традиционной и уточненной. Уточненная математическая модель учитывает увеличение теплового потока между экранами за счет теплообмена в ближнем поле, который возникает вследствие взаимодействия неоднородных электромагнитных волн вблизи излучающих тел, и по результатам моделирования демонстрирует изменение изолирующих характеристик теплоизоляции.

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция, тепловой поток, неоднородные волны, теплообмен в ближнем поле, радиационный теплообмен

Финансирование. Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства высшего образования и науки Российской Федерации в рамках проекта по базовой части государственного задания (проект FSFF-2023-0007).

Для цитирования. Зинкевич В.П., Ненарокомов А.В. Моделирование теплового потока в экранно-вакуумной теплоизоляции с применением уточненной математической модели // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 10. С. 447–454. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184113>

Original article

Modeling of heat flux in multilayer thermal insulation with adjusted mathematical model application

V.P. Zinkevich^{1✉}, A.V. Nenarokomov²^{1,2}Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation¹zvera95@list.ru✉, ²nenarokomovav@mai.ru

Abstract. The development and complication of space technology places increasingly high demands on the quality methods for thermal control systems designing and predicting of their characteristics. One of the systems whose thermal parameters within a spacecraft are difficult to predict analytically is multilayer thermal insulation. Its compression during processing and placing on a spacecraft requires the development of an adjusted mathematical model to take into account the decrease of insulation characteristics at the design stage because of testing stage high cost and long development time. The work presented and analyzed the results of modeling an experimental testing of a multilayer insulation virtual sample using two mathematical models: traditional and adjusted. As a first approximation the sample can be represented as a set of plane-parallel plates. The computational experiments are carried out according to a traditional scheme and taking into account a near field with a gap width of 10 and 5 μm , respectively. The obtained results demonstrate the change in the temperature distribution of the layers in the virtual sample which indicates a decrease in thermal insulation characteristics with a significant compression. The traditional model doesn't associate with theoretical predicting increase of insulation thermal conductivity in case of layer density variation and blanket compression. The new adjusted model allows to evaluate estimated insulating characteristics decrease. Currently, a heat loss increase in areas of thermal insulation compression is considered only due to a conductive component of heat flux increase. But the adjusted model considers the increase in heat flux between the layers due to near-field heat transfer, which occurs at distances between bodies smaller than the characteristic wavelength as a result of the interaction of non-propagating electromagnetic waves near radiating bodies. It can make a significant contribution to the magnitude of heat flux between bodies. The simulation using the new model demonstrates a possibility to predict analytically the thermal insulation characteristics change and an advisability of it experimental testing under real conditions. On further model improvement it will allow to reduce dependence on empirical data during real insulation design and thermal regime analysis and reduce required amount and cost of spacecraft experimental testing.

Keywords: multilayer insulation, heat flux, non-propagating waves, near-field heat transfer, radiative heat transfer

Funding. The research was supported out with the financial support of the Ministry of Higher Education and Science of Russian Federation (project FSFF-2023-0007 of part of state assignments).

For citation. Zinkevich V.P., Nenarokomov A.V. Modeling of heat flux in multilayer thermal insulation with adjusted mathematical model application. *Thermal processes in engineering*. 2024, vol. 16, no. 10, pp. 447–454. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184113>

Введение

В настоящее время космическая техника используется для решения многих прикладных и фундаментальных задач. Конструкция и установленные на борту космического аппарата оп-

тические приборы и целевая аппаратура требуют обеспечения определенных температурных диапазонов. С этой целью космический аппарат оснащается системой обеспечения теплового режима, которая представляет собой слож-

ный комплекс взаимосвязанных элементов и подсистем [1]. Одной из таких подсистем является экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ). Принцип ее работы построен на многократном отражении и переизлучении экранами внешнего и внутреннего теплового потока от космического аппарата. Поскольку в условиях космического вакуума теплообмен космического аппарата с внешней средой может осуществляться только путем излучения, ЭВТИ получила широкое распространение в виду своей высокой эффективности при относительно малой плотности [2]. Она представляет собой набор экранов с высокой отражательной способностью, образующий пакеты, которые устанавливаются на изолируемую конструкцию [1, 3].

Пакет теплоизоляции не является жесткой конструкцией, поэтому на его толщину оказывают влияние многие факторы, такие как технология изготовления и монтажа, конфигурация закрываемых ЭВТИ элементов, геометрические параметры самого пакета. При этом существенно ухудшаются его изоляционные характеристики, что демонстрируют многие исследования [4–7].

Имеющиеся математические модели сильно зависят от эмпирических констант и функций. Например, коэффициент теплопроводности в традиционной модели и коэффициенты теплопроводности, излучения и газовой проводимости в модели, основанной на выражении Modified Lockheed для теплового потока, определяются только экспериментальным путем [2, 8]. А сложность процессов взаимодействия космического аппарата с внешней средой и особенности проектирования систем обеспечения теплового режима обуславливают необходимость проведения дополнительной наземной тепловакуумной обработки изделия и агрегатов для проверки расчетного теплового состояния конструкции [1] даже после получения эмпирических данных при проектных расчетах. Этап наземной обработки существенно увеличивает стоимость и сроки разработки космической техники, поэтому усовершенствование имеющихся математических моделей для разработки систем обеспечения теплового режима позволит увеличить точность проектных расчетов и снизить необходимое количество экспериментальных работ. Поэтому усовершенствованная матема-

тическая модель ЭВТИ должна быть максимально простой для снижения объема вычислительных ресурсов и простоты анализа в виду большого числа анализируемых элементов как внутри самого пакета теплоизоляции, так и на изделии в целом.

В данный момент увеличение тепловых потерь в областях обжата теплоизоляции рассматривается только с точки зрения возрастания кондуктивной составляющей теплового потока. Однако существует возможность рассмотреть изменение характеристик ЭВТИ за счет влияния теплообмена в ближнем поле. Теплообмен в ближнем поле возникает на расстояниях между телами меньших, чем характерная длина волны излучения при данной температуре, и может вносить существенный вклад в величину теплового потока между объектами [9–12].

1. Материалы и методы

1.1. Определение теплового потока. Тепловой поток через теплоизоляцию q складывается из конвективной $q_{конв}$, кондуктивной $q_{конд}$ и радиационной $q_{рад}$ составляющих:

$$q = q_{конв} + q_{конд} + q_{рад}$$

После дегазации ЭВТИ в условиях космического вакуума конвективная составляющая, как правило, становится пренебрежимо малой и может считаться равной 0 [2].

$$q_{конв} = 0$$

В первом приближении пакет теплоизоляции можно представить в виде набора N плоскопараллельных пластин. При этом предполагаются следующие допущения: физические контакты между экранами и экранами и конструкцией отсутствуют ($q_{конд} = 0$), экраны обладают одинаковой степенью черноты ($\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \dots = \varepsilon_N = \varepsilon$), тепловой режим стационарный ($\frac{dT_i}{d\tau} = 0$).

1.2. Традиционная математическая модель ЭВТИ. По традиционной математической модели масса ЭВТИ m принимается сосредоточенной в отражающих экранах, температура T предполагается постоянной вдоль пространственных осей координат. Дифференциальное уравнение i -го слоя имеет вид [2]:

$$\left(\frac{c_0 m}{F}\right)_i \frac{dT_i}{d\tau} = \varepsilon_{npi-1,i} \sigma_0 (T_{i-1}^4 - T_i^4) + k_{i-1,i} (T_{i-1} - T_i) + \varepsilon_{npi,i+1} \sigma_0 (T_{i+1}^4 - T_i^4) + k_{i,i+1} (T_{i+1} - T_i),$$

где c_0 – удельная теплоемкость экрана, $i = 2, 3, \dots, N-1$ – номера экранов, F – площадь экрана, ε_{np} – приведенная степень черноты между двумя экранами, $\sigma_0 = 5,67 \times 10^{-8} \text{Вт} \times \text{м}^{-2} \times \text{К}^{-4}$ – константа Стефана–Больцмана.

$$\varepsilon_{npi-1,i} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{i-1}} + \frac{1}{\varepsilon_i} - 1}$$

Для экранов с одинаковой степенью черноты $\varepsilon_{i-1} = \varepsilon_i = \varepsilon$ приведенная степень черноты определяется как [2]

$$\varepsilon_{npi-1,i} = \frac{1}{\frac{2}{\varepsilon} - 1}$$

С указанными выше допущениями теплообмен между экранами будет осуществляться только за счет излучения. Тогда при наличии внешнего теплового потока $q_{внеш}$, падающего на наружный экран ($i = 1$), тепловой поток через пакет ЭВТИ будет определяться следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} q &= \varepsilon_{np} \sigma_0 (T_i^4 - T_{i+1}^4) \\ q &= q_{внеш} - \varepsilon_1 \sigma_0 T_1^4 \\ q &= \varepsilon_{npN,k} \sigma_0 (T_N^4 - T_K^4) \end{aligned} \quad (1)$$

где $\varepsilon_{npN,k}$ – приведенная степень черноты между внутренним экраном ($i = N$) и конструкцией, T_N и T_K – температуры внутреннего экрана и конструкции соответственно.

1.3. Уточненная модель ЭВТИ. В уточненной модели между экранами будет учитываться теплообмен в ближнем поле. Рассмотрим два соседних экрана i и $i+1$. В предлагаемой модели [13] радиационный тепловой поток между экранами будет состоять из двух компонент – теплового потока в дальнем поле за счет бегущих волн $q_{i,i+1}^{\bar{0}\bar{6}}$, вычисляемого по классическому закону Стефана–Больцмана, и теплового потока

в ближнем поле за счет взаимодействия неоднородных электромагнитных волн $q_{i,i+1}^{н\bar{6}}$.

$$\begin{aligned} q &= q_{i,i+1}^{\bar{0}\bar{6}} + q_{i,i+1}^{н\bar{6}} \\ q_{i,i+1}^{\bar{0}\bar{6}} &= \varepsilon_{np} \sigma_0 (T_i^4 - T_{i+1}^4) \\ q_{i,i+1}^{н\bar{6}} &= q_{i,i+1}^p + q_{i,i+1}^s \end{aligned}$$

где $q_{i,i+1}^p$ и $q_{i,i+1}^s$ – тепловой поток между экранами за счет взаимодействия неоднородных волн p - и s -поляризации соответственно.

Для применения данной модели существуют ограничения. Неоднородные электромагнитные волны вносят вклад в тепловой поток между телами при ширине зазора δ меньше, чем характерная длина волны λ_T [9–12]. В зависимости от расстояния между телами различным будет также и вклад от p - и s -поляризованных волн в отдельности. Для проводников, а отражающие экраны, как правило, изготавливают из металлической фольги или металлизированных пленок, в случае $\lambda_T |\varepsilon(\omega_T)|^{-3/2} < \delta < \lambda_T |\varepsilon(\omega_T)|^{1/2}$, где $\varepsilon(\omega_T)$ – диэлектрическая проницаемость, $\omega_T = c / \lambda_T$ – частота электромагнитной волны при температуре T , $c = 2,998 \times 10^8 \text{ м/с}$ – скорость света в вакууме, тепловой поток между соседними экранами за счет p -поляризованных неоднородных электромагнитных волн $q_{i,i+1}^p$ можно определить как

$$\begin{aligned} q_{i,i+1}^p &\approx 0,2 \frac{(k_B T_i)^2}{\hbar \lambda_{T_i} \delta} \left(\frac{k_B T_i}{4\pi \hbar \sigma} \right)^{1/2} - \\ &- 0,2 \frac{(k_B T_{i+1})^2}{\hbar \lambda_{T_{i+1}} \delta} \left(\frac{k_B T_{i+1}}{4\pi \hbar \sigma} \right)^{1/2}, \end{aligned}$$

где $k_B = 1,38 \times 10^{-23} \text{ Дж} \times \text{К}^{-1}$ – константа Больцмана, $\hbar = 1,054 \times 10^{-34} \text{ Дж} \times \text{с}$ – приведенная постоянная Планка, σ – электропроводность, $\lambda_{T_i} = c \hbar / (k_B T_i)$ – характерная длина волны при данной температуре i -го экрана [9, 13].

S -поляризованные неоднородные волны существенно влияют на теплообмен между двумя проводниками при ширине зазора $\delta < \lambda_T |\varepsilon(\omega_T)|^{-1/2}$ [9], что составляет десятки нанометров и в данной

работе не рассматривается. Поэтому вклад от s -поляризованных волн в тепловой поток не учитывается.

$$q_{i,i+1}^s = 0,$$

где $q_{i,i+1}^s$ – тепловой поток между экранами за счет s -поляризованных неоднородных волн.

Таким образом, тепловой поток между соседними экранами из одинакового материала можно представить выражением

$$q = q_{i,i+1}^{6a} + q_{i,i+1}^{н6} = q_{i,i+1}^{6a} + q_{i,i+1}^p = \varepsilon_{np} \sigma_0 (T_i^4 - T_{i+1}^4) + A(T_i^{3,5} - T_{i+1}^{3,5})$$

$$A = 0,2 \frac{k_B^{3,5}}{c \delta \hbar^2 (4\pi \hbar \sigma)^{1/2}}$$

А система уравнений для определения теплового потока через пакет ЭВТИ примет вид:

$$q = \varepsilon_{np} \sigma_0 (T_i^4 - T_{i+1}^4) + A(T_i^{3,5} - T_{i+1}^{3,5})$$

$$q = q_{внеш} - \varepsilon_1 \sigma_0 T_1^4$$

$$q = \varepsilon_{npN,k} \sigma_0 (T_N^4 - T_k^4)$$
(2)

1.4. Серии вычислительных экспериментов.

Современные CAE-системы, такие как ANSYS Steady-State Thermal, позволяют спрогнозировать результаты экспериментальной отработки образцов и провести серию вычислительных экспериментов. В данной работе смоделирован эксперимент в вакуумной камере для пакета ЭВТИ из 10 экранов, изготовленных из алюминиевой фольги ($\varepsilon = 0,05$) (рис. 1). Блок ($T_{блока} = const, \varepsilon_{блока} = 0,2$) имитирует полезную нагрузку, закрытую ЭВТИ. Первое вычисление в серии проводится по классической схеме (Система уравнений 1), а второе и третье с учетом теплообмена в ближнем поле (Система уравнений 2) при ширине зазора 10 и 5 мкм соответственно.

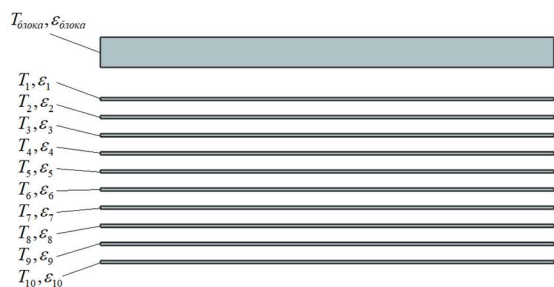


Рис. 1. Расчетная схема в вычислительном эксперименте

В первой серии (вычислительный эксперимент № 1–3) смоделирован один из наиболее распространенных случаев – изоляция аппаратуры, установленной на борту космического аппарата от тепловых потерь. Чаще всего для ее функционирования требуется диапазон температур от -10 до $+40$ °С [1]. Блок имитирует аппаратуру с рабочей температурой в $T_{блока} = 303$ К (30 °С), температура в вакуумной камере принимается равной отсека $T_{внешн} = 97$ К.

Исходя из вышеуказанного условия наличия теплообмена в ближнем поле $\delta \leq \lambda_T$, при зазоре шириной 10 мкм неоднородные электромагнитные волны начинают влиять на тепловой поток между экранами включительно с 7-го по 10-й номер, а при зазоре в 5 мкм между всеми экранами.

Во второй серии вычислительных экспериментов (№ 4–6) смоделирована изоляция особо требовательных к тепловому режиму элементов, таких как криогенные агрегаты космических обсерваторий, наблюдающих тепловое излучение, от конструкции изделия и служебного отсека $T_{внешн} = 273$ К. Блок имитирует охлаждаемую до $T_{блока} = 4$ К научную аппаратуру космической обсерватории [14].

В случае расстояния между экранами шириной 10 мкм теплообмен в ближнем поле возникает между экранами с 1-го по 5-й включительно, а при зазоре в 5 мкм также между всеми экранами.

Параметры моделирования сведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры моделирования экспериментов

№ эксперимента	$T_{блока}, K$ ($\varepsilon_{блока} = 0,2$)	$T_{внешн}, K$	$\delta, \mu m$
1	303	97	не учитывается
2	303	97	10
3	303	97	5
4	4	273	не учитывается
5	4	273	10
6	4	273	5

Полученные результаты для первой серии приведены на рис. 2, для второй серии – на рис. 3.

2. Результаты

Полученные результаты демонстрируют изменение распределения температур экранов в пакете – с уменьшением ширины зазора снижается и разница температур внешнего и внутрен-

него экранов, что свидетельствует об ухудшении изолирующих характеристик ЭВТИ. Такими характеристиками являются эффективная теплопроводность $\lambda_{эф}$ и термическое сопротивление – величина, обратная эффективной теплопроводности, поэтому для сравнения результатов достаточно определить одну из этих величин.

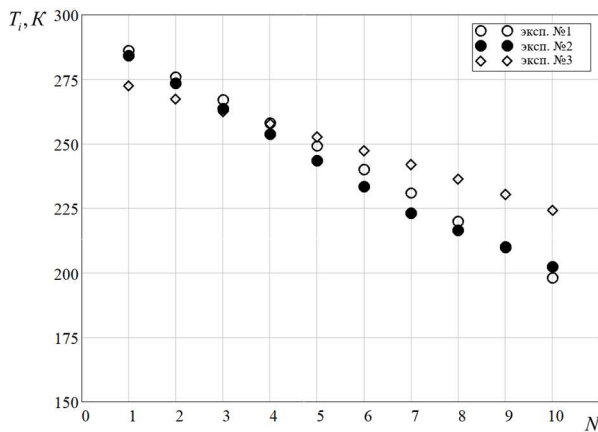


Рис. 2. Полученные в ходе первой серии вычислительных экспериментов значения температуры экранов ЭВТИ. N – порядковый номер экрана

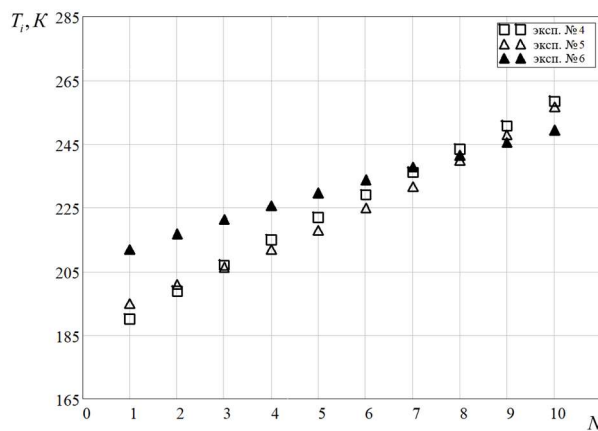


Рис. 3. Полученные в ходе второй серии вычислительных экспериментов значения температуры экранов ЭВТИ. N – порядковый номер экрана

Эффективная теплопроводность $\lambda_{эф}$ определяется выражением

$$\lambda_{эф} = \frac{Q \times \delta_{пакета}}{F_c \times \Delta T},$$

где Q – тепловой поток через пакет ЭВТИ, $\delta_{пакета}$ – среднеинтегральная толщина пакета ЭВТИ, F_c – площадь средней поверхности пакета, ΔT – перепад температуры между теплой и холодной границей [15].

В табл. 2 приведены расчетные изоляционные характеристики пакета для каждого случая.

Таблица 2. Полученные по результатам вычислений величины удельного теплового потока через ЭВТИ $q_{ЭВТИ}$ и эффективная теплопроводность пакета $\lambda_{эф}$ для каждого расчетного случая

№ эксперимента	$\delta_{пакета}$, м	$q_{ЭВТИ}$, Вт/м ²	$\lambda_{эф} \times 10^5$, Вт/(м×К)
1	0,00027	4,1	1,26
2	0,00027	4,5	1,48
3	0,000225	6,95	3,26
4	0,00027	3,1	1,22
5	0,00027	3,4	1,49
6	0,000225	4,8	2,89

Уточненная модель прогнозирует ухудшение характеристик ЭВТИ до 2,6 раз в первой серии вычислений и до 2,4 раз во второй серии. Традиционная модель не позволяет это спрогнозировать без проведения натуральных экспериментов.

3. Обсуждение

В дальнейшем полученную математическую модель можно преобразовать.

В отсутствие кондуктивного теплового потока коэффициент теплопередачи k можно принять зависимым только от ширины зазора между экранами $k(\delta)$. Тогда при варьировании расстояния между экранами общий тепловой поток будет меняться только за счет изменения величины теплового потока в ближнем поле. В реальной, а не идеальной, системе этот коэффициент теплопередачи локально будет иметь различные значения в виду неоднородности плотности укладки слоев в пакете ЭВТИ, а следовательно, и различной ширины зазора между экранами. Это означает, что в отличие от традиционной модели коэффициент теплопередачи для одного пакета будет являться функцией, а не константой, зависящей от состава, и величина теплового потока через ЭВТИ будет зависеть от пространственных осей координат. При этом плотность пакета теплоизоляции также будет зависимой от координат и ширины зазора.

Тогда дифференциальное уравнение теплопроводности ЭВТИ в общем виде примет вид:

$$c_0 \rho(\delta) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + q(x, y, \tau),$$

где $\rho(\delta)$ – плотность ЭВТИ, λ – коэффициент теплопроводности ЭВТИ, $q(x, y, \tau) = f(k(\delta))$ – тепловой поток между экранами вдоль оси Oz (перпендикулярной к поверхности экранов), представляющий собой функцию от коэффициента теплопроводности $k(\delta)$ [13].

Это в дальнейшем расширит возможности при анализе компонент теплового потока и изменений характеристик ЭВТИ по результатам экспериментальной отработки в составе реального изделия.

Уточненная математическая модель еще требует экспериментального подтверждения и доработки. В частности, в данной работе не рассматривалось влияние прокладочного материала между экранами на тепловой поток через теплоизоляцию, что также может ухудшать характеристики теплоизоляции [16]. С одной стороны, сепаратор позволяет увеличивать зазор между отражающими экранами, предотвращая взаимодействие неоднородных волн от экранов. С другой стороны, между сепаратором и экраном также будет возникать теплообмен в ближнем поле при достаточной степени обжата пакета даже в отсутствие физического контакта, что скажется на величине теплового потока через ЭВТИ и требует дополнительных исследований, поскольку сепаратор имеет отличные от экрана радиационные характеристики и изготавливается из неметаллических материалов, тепловой поток в ближнем поле от которых существенно выше по сравнению с металлическими поверхностями [9].

Помимо этого, на теплообмен между экранами могут также оказывать влияние эффекты от многослойности самих экранов, поскольку для изготовления ЭВТИ часто применяются металлизированные полиэтилентерефталатные пленки, а между многослойными структурами «металл-диэлектрик» тепловой поток в ближнем поле существенно выше, чем между однородными материалами [17].

Заключение

В работе представлены результаты моделирования теплового потока через пакет ЭВТИ с применением традиционной и уточненной математической моделью, которые демонстрируют целесообразность экспериментальной апробации

уточненной модели в условиях реального эксперимента с последующей доработкой.

Традиционная математическая модель не дает возможности спрогнозировать теоретически увеличение эффективной теплопроводности ЭВТИ в случае изменения плотности укладки экранов и обжата пакета. В то же время уточненная модель позволяет приблизительно рассчитать ухудшение изоляционных характеристик без определения эмпирических коэффициентов теплопроводности и учитывает физические явления, не применяемые в иных математических моделях.

При дальнейшем усовершенствовании уточненная модель сможет учитывать увеличение теплового потока за счет возникновения теплообмена в ближнем поле между отражающим экраном и сепаратором и будет актуальна для любого состава пакета теплоизоляции.

Список источников

1. Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. (ред.) Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций. Химки: Издательство АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.
2. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
3. Gilmore D.G. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. Vol. 1: Fundamental Technologies. The Aerospace Press; 2002. 854 p.
4. Жунь Г.Г. Исследование сопряженного теплообмена в криосудах // Энергосбережение. Энергетика. Энергоаудит. 2012. № 7 (101).
5. Okazaki S., Kawasaki H., Murakami M., et al. Influence of processing on thermal performance of space use multilayer insulation // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2014. Vol. 28. № 2. pp. 334–342. DOI: 10.2514/1.T4163
6. Lin E.I., Stultz J.W., Reeve R.T. Test-Derived Effective Emittance for Cassini MLI Blankets and Heat Loss Characteristics in the Vicinity of Seams.
7. Kawasaki H., Okazaki S., Murakami M. et al. Effect of Size on Thermal Performance of Limited Size Multilayer Insulation // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2014. Vol. 28. № 2. pp. 327–333. DOI: 10.2514/1.T4152
8. Singh D., Pandey A., Singh M. et al. Heat radiation reduction in cryostats with multilayer insulation technique // *Journal of Instrumentation*. 2020. № 15.
9. Дмитриев А.С. Введение в нанотеплофизику. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2019. 790 с.
10. Volokitin A.I., Persson B.N.J. Radiative heat transfer and noncontact friction between nanostructures // *Uspekhi Fizicheskikh Nauk*. 2007. Vol. 177. № 9. pp. 921–951. DOI: 10.3367/UFNr.0177.200709a.0921

11. Nefzaoui E., Ezzahri Y., Drevillon J. et al. Maximal near-field radiative heat transfer between two plates // *The European Physical Journal Applied Physics*. 2013. Vol. 63. DOI: 10.1051/epjap/2013130162
12. Biehs S., Messina R., Venkataram P.S. et al. Near-field radiative heat transfer in many-body systems // *Reviews of Modern Physics*. 2020.
13. Зинкевич В.П., Ненарокомов А.В. Анализ влияния взаимодействия неоднородных электромагнитных волн на теплоперенос в экранно-вакуумной теплоизоляции // *Тепловые процессы в технике*. 2024. Т. 16. № 2. С. 79–85. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=179327>
14. Литовченко А.А. Системы охлаждения космических аппаратов // *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. 2020. Т. 1.
15. Жунь Г.Г. Исследование экранно-вакуумной теплоизоляции с новыми материалами // *Энергосбережение. Энергетика. Энергоаудит*. 2012. №8 (102).
16. Krainova I.V., Dombrovsky L.A., Nenarokomov A.V. et al. A generalized analytical model for radiative transfer in vacuum thermal insulation of space vehicles // *Journal of Quantitative Spectroscopy Radiative Transfer*. 2017. Vol. 197. pp. 166–172. DOI: 10.1016/j.jqsrt.2017.01.039
17. Lim M., Song J., Lee S.S. et al. Tailoring near-field thermal radiation between metallo-dielectric multilayers using coupled surface plasmon polaritons // *Nature Communications*. 2018. № 9. DOI: 10.1038/s41467-018-06795-w
- layer insulation. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2014;28(2):334–342. DOI: 10.2514/1.T4163
6. Lin EI, Stultz JW, Reeve RT. *Test-Derived Effective Emittance for Cassini MLI Blankets and Heat Loss Characteristics in the Vicinity of Seams*.
7. Kawasaki H, Okazaki S, Murakami M et al. Effect of Size on Thermal Performance of Limited Size Multilayer Insulation. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2014;28(2):327–333. DOI: 10.2514/1.T4152
8. Singh D, Pandey A, Singh M et al. Heat radiation reduction in cryostats with multilayer insulation technique. *Journal of Instrumentation*. 2020;(15).
9. Dmitriev AS. *Introduction to nanothermal physics*. Moscow: BINOM. Laboratoriya znaniy; 2019. 790 p. (In Russ.).
10. Volokitin AI, Persson BNJ. Radiative heat transfer and noncontact friction between nanostructures. *Uspekhi Fizicheskikh Nauk*. 2007;177(9):921–951. DOI: 10.3367/UFNr.0177.200709a.0921
11. Nefzaoui E, Ezzahri Y, Drevillon J et al. Maximal near-field radiative heat transfer between two plates. *The European Physical Journal Applied Physics*. 2013;63. DOI: 10.1051/epjap/2013130162
12. Biehs S, Messina R, Venkataram PS et al. *Near-field radiative heat transfer in many-body systems. Reviews of Modern Physics*. 2020.
13. Zinkevich VP, Nenarokomov AV. Analysis of the influence of the non-propagating electromagnetic waves interaction on heat transfer in multilayer insulation. *Thermal processes in engineering*. 2024;16(2):76–82. (In Russ.).
14. Litovchenko AA. Spacecraft cooling systems. *Aktual'nye problem aviatsii i kosmonavтики*. 2020;1. (In Russ.).
15. Zhun GG. Study of multilayer insulation with new materials. *Energoberezhnie. Energetika. Energoaudit*. 2012;8(102).
16. Krainova IV, Dombrovsky LA, Nenarokomov AV. A generalized analytical model for radiative transfer in vacuum thermal insulation of space vehicles. *Journal of Quantitative Spectroscopy Radiative Transfer*. 2017;197:166–172. DOI: 10.1016/j.jqsrt.2017.01.039 (In Russ.).
17. Lim M, Song J, Lee SS, Lee BJ. Tailoring near-field thermal radiation between metallo-dielectric multilayers using coupled surface plasmon polaritons. *Nature Communications*. 2018;(9). DOI: 10.1038/s41467-018-06795-w

References

1. Finchenko VS, Kotlyarov EYu., Ivankov AA. (ed.) *Thermal control systems of automatic interplanetary stations*. Khimki: AO «NPO Lavochkina»; 2018. 400 p. (In Russ.).
2. Malozemov VV. *Thermal regime of spacecrafts*. Moscow: Mashinostroenie; 1980. 232 p. (In Russ.).
3. Gilmore DG. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. Vol. 1: Fundamental Technologies. The Aerospace Press; 2002. 854 p.
4. Zhun GG. Study of conjugate heat transfer in cryovessels. *Energoberezhnie. Energetika. Energoaudit*. 2012;7(101).
5. Okazaki S, Kawasaki H, Murakami M et al. Influence of processing on thermal performance of space use multi-