

Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 2. С. 86–99  
Thermal processes in engineering, 2024, vol. 16, no. 2, pp. 86–99

Научная статья  
УДК 629.7:620.22:536.2

## Методика определения коэффициента теплопроводности в окружном направлении полых стержневых элементов композитных космических конструкций

Ван Цзян<sup>1</sup>, О.В. Денисов<sup>1✉</sup>, Л.В. Денисова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия  
✉denisov.sm13@mail.ru

**Аннотация.** Предложена методика определения коэффициента теплопроводности композиционного материала в направлении криволинейной поверхности армирования. Методика апробирована на элементе натурной стержневой космической конструкции из углепластика и основана на методе контактного нагрева с помощью углеродной ленты. Методика предусматривает измерение температурных полей контактными датчиками и последующую обработку экспериментальных данных при помощи программы решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности в экстремальной постановке.

**Ключевые слова:** коэффициент теплопроводности, термопара, стержневая космическая конструкция, углепластик, измерение температуры

**Благодарности.** Авторы выражают благодарность доктору технических наук, профессору П.В. Просунцову за советы и ценные замечания при работе над статьей.

**Для цитирования.** Ван Цзян, Денисов О.В., Денисова Л.В. Методика определения коэффициента теплопроводности в окружном направлении полых стержневых элементов композитных космических конструкций // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 2. С. 86–99. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=179328>

Original article

## Thermal conductivity determining technique in the circumferential direction of the space composite structures' hollow rod elements

J. Wang<sup>1</sup>, O.V. Denisov<sup>1✉</sup>, L.V. Denisova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia  
✉denisov.sm13@mail.ru

**Abstract.** The authors proposed a technique for the thermal conductivity coefficient determining of composite material in the direction of curvilinear reinforcement surface. The technique has been evaluated on the element of a full-scale rod space structure made of carbon plastic and is based on the contact heating method by dint of the carbon tape. The technique provides for the temperature fields mea-

surement by contact sensors and further processing of the experimental data with the program for solution of the coefficient inverse problem of heat conduction in the extreme formulation.

**Keywords:** thermal conductivity coefficient, thermocouple, rod space structure, carbon fiber reinforced plastic, temperature measurement

**Acknowledgements.** The authors express their gratitude to Doctor of Technical Sciences, Professor P.V. Prosuntsov for advice and valuable comments when working on the article.

**For citation.** Wang J., Denisov O.V., Denisova L.V. Thermal conductivity determining technique in the circumferential direction of the space composite structures' hollow rod elements. *Thermal processes in engineering*, 2024, vol. 16, no. 2, pp. 86–99. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=179328>

## Введение

Многие объекты космической техники имеют конструктивные элементы в виде длинных полых стержней из композиционных материалов (рис. 1). Стержневые элементы выполняют функцию силового каркаса в разворачиваемых спутниковых антеннах [1, 2, 3], они используются для крепления прецизионных приборов и рефлекторов с жесткой отражающей поверхностью [4, 5], а также являются неотъемлемой частью ферменных конструкций [6].

Одиночные стержни или система стержней представляют собой силовую теплонагруженную конструкцию, которая должна обладать стабильностью формы и размеров в течение всего периода эксплуатации в условиях вакуума и периодического нагрева тепловым излучением, например для современных зеркальных космических антенн допустимое отклонение профиля рефлектора не должно превышать 0,1 мм [7, 8, 9].

Обеспечение столь высоких требований к размерной стабильности должно опираться на точные теоретические расчеты напряженно-деформированного состояния космической конструкции. Однако точность результатов математического моделирования зависит от достоверных исходных данных по коэффициентам теплопроводности в направлении максимальных температурных перепадов.

Композитные полые стержни обладают существенной анизотропией теплофизических характеристик. Ввиду малой толщины перепады температур в радиальном направлении  $r$  невелики, и роль теплопроводности в их формировании мала. В то же время температурные перепады в продольном  $z$  и окружном  $\varphi$  направлениях

стержней могут составлять десятки градусов. При одностороннем солнечном нагреве неопределенность коэффициента теплопроводности  $\lambda_\varphi$  в окружном направлении полого стержня может привести к существенной ошибке в определении температурных перепадов и, следовательно, перемещений.

Хорошо отработанные стандартные методы (абсолютный стационарный метод, метод лазерной вспышки) основаны на испытаниях плоских образцов композиционных материалов размерами до 20 мм. Такие образцы не всегда являются представительными и выполняют условия подобия. Более того, изготовление их из стержневых элементов круглого сечения крайне затруднительно, так как может привести к необратимым изменениям структуры композиционных материалов.

Поэтому необходим иной подход, который учитывал бы особенности элементов композитных стержневых космических конструкций: размеры в десятки и сотни миллиметров, ярко выраженную анизотропию, возможную кривизну поверхностей.

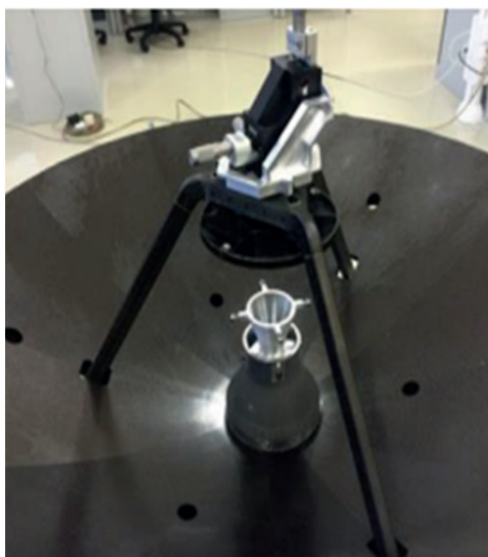
В последние годы в МГТУ им. Н.Э. Баумана проводятся исследования, направленные на определение коэффициента теплопроводности композиционных материалов непосредственно на представительных элементах натуральных композитных космических конструкций [10, 11, 12]. В качестве экспериментальных образцов используются пластины или стержни, температурные поля в заданных направлениях плоскости армирования измеряются контактными датчиками или тепловизором (табл. 1). Обработка экспериментальных данных проводится с помощью решения обратных задач теплопроводности (ОЗТ) [13].



*a*



*б*



*в*



*г*

**Рис. 1.** Элементы стержневых космических конструкций: *a* – крепление трехслойного сотового рефлектора производства TAS [2]; *б* – радиальные силовые элементы рефлектора космической антенны зонтичной схемы фирмы Hagris [2]; *в* – стержни прямоугольного сечения для крепления контррефлектора высокочастотной зеркальной антенны сверхлегкого класса [4]; *г* – ферменная конструкция для крепления вторичного зеркала антенны производства HPS GmbH [5]

**Таблица 1.** Семейство расчетно-экспериментальных методик определения коэффициента теплопроводности

Тип объекта исследования	Искомый коэффициент теплопроводности	Рекомендуемые размеры образцов
Сплошной стержень	В продольном направлении $\lambda_z(T)$	$l/h > 5$ , $h = (3 \dots 20)$ мм, $l = (50 \dots 200)$ мм, $\delta < 5$ мм
Полый стержень	В продольном направлении $\lambda_z(T)$	$l/d > 10$ и $d/\delta > 10$ , $d = (20 \dots 100)$ мм, $l = (200 \dots 1000)$ мм, $\delta < 5$ мм
Тонкостенная анизотропная пластина	В плоскости армирования $\lambda_{z1}(T)$ , $\lambda_{z2}(T)$	$h = (60 \dots 120)$ мм, $l = (60 \dots 200)$ мм, $\delta < 5$ мм
Многослойная квазиизотропная пластина	В плоскости армирования $\lambda_z(T)$ , перпендикулярно плоскости армирования $\lambda_y(T)$	$h = (60 \dots 120)$ мм, $l = (60 \dots 200)$ мм, $\delta = (5 \dots 20)$ мм

Целью статьи является определение коэффициента теплопроводности в окружном направлении  $\lambda_{\varphi}(T)$  полых стержней из композиционных материалов. Методика предусматривает нагрев образца с помощью углеродной ленты, измерение температуры с помощью термопар и последующую обработку экспериментальных данных на основе решения коэффициентной ОЗТ в экстремальной постановке в программе Comsol Multiphysics.

### Влияние неопределенности коэффициента теплопроводности

При одностороннем солнечном нагреве стержневого элемента возникают температурные перепады между его освещенной и теневой сторонами, которые могут вызвать нежелательные температурные перемещения конструкции, например перепад температур штанги крепления рефлектора может привести к рассогласованию  $\Delta X$  между заданным положением рефлектора и его фактическим положением (рис. 2).

В модельном примере полагалось, что один конец штанги жестко закреплен, а второй свободен. Плотность потока падающего излучения  $q_s$  распределяется по закону косинуса.

Исходными данными служили следующие величины: длина штанги  $L = 1$  м; плотность  $\rho = 1500$  кг/м<sup>3</sup>; удельная теплоемкость  $C = 1000$  Дж/(кг×К); коэффициент линейного термического расширения  $\alpha = 10^{-6}$  К<sup>-1</sup>, коэффициенты теплопроводности в радиальном и окружном направлениях соответственно:  $\lambda_r = 0,5$  Вт/(м×К),  $\lambda_{\varphi} = 3 \dots 20$  Вт/(м×К); погло-

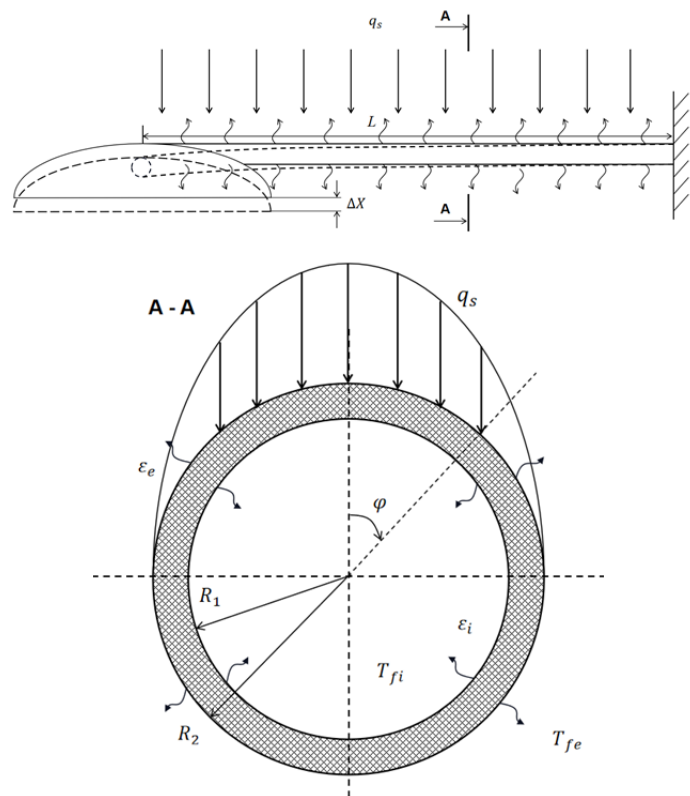


Рис. 2. Геометрическая модель штанги рефлектора

сательная способность  $A = 0,9$ ; степень черноты внутренних и наружных поверхностей  $\epsilon_e = \epsilon_i = 0,9$ ; внутренний радиус  $R_1 = 18$  мм; наружный радиус  $R_2 = 20$  мм; наружная температура окружающей среды  $T_{fe} = 100$  К.

На рис. 3 показано напряженно-деформированное состояние штанги и максимальное перемещение  $\Delta X$ , возникающее в месте закрепления рефлектора. В зависимости от величины коэффициента теплопроводности  $\lambda_{\varphi}$  перемещения  $\Delta X$  могут достигать 1 мм, что весьма опасно или вообще недопустимо для работоспособности прецизионных конструкций (табл. 2).

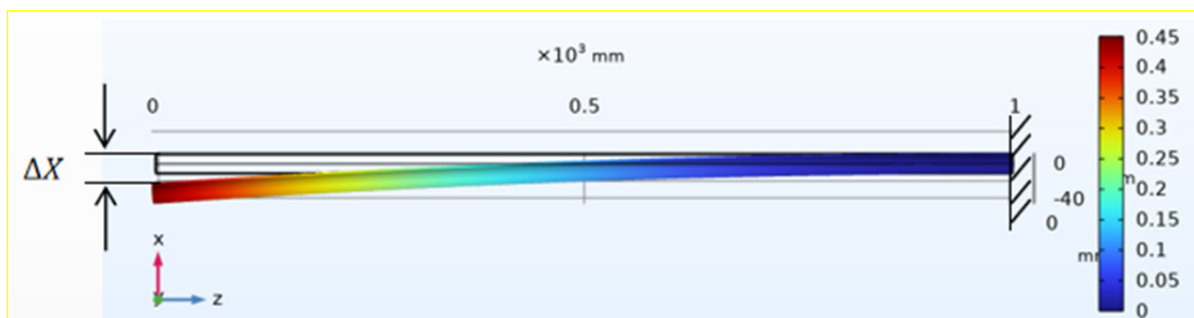


Рис. 3. Температурные перемещения штанги

Таблица 2. Максимальные перепады температур  $\Delta T_\varphi$  и перемещения  $\Delta X$  для различных  $\lambda_\varphi$

$\lambda_\varphi$ , Вт/(м×К)	3	5	10	15	20
$\Delta T_\varphi$ , К	136,4	115,4	75,4	69,6	68,3
$\Delta X$ , мм	0,87	0,63	0,41	0,40	0,39

**Расчетно-теоретическое обоснование эксперимента**

Неравномерное распределение температуры в окружном направлении создается с помощью ленточного нагревателя, расположенного вдоль продольной оси стержня. Ввиду того что длина стержня намного превышает диаметр, краевыми эффектами можно пренебречь. Полагалось, что контакт нагревателя и образца идеальный, температура  $T_H(\tau)$  задана. Начальное распределение температуры  $T_0$  и температура окружающей среды  $T_f$  известны. Коэффициенты теплопроводности в радиальном  $\lambda_r$  и окружном  $\lambda_\varphi$  направлениях, а также объемная теплоемкость  $C$  зависят от температуры. Поверхности стержня считаются «серыми» (рис. 4).

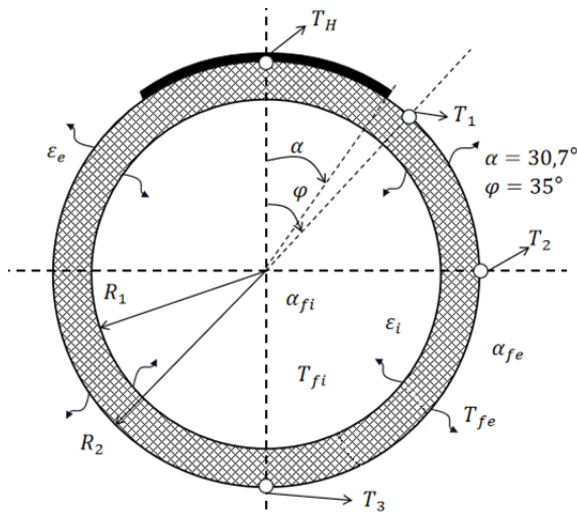


Рис. 4. Геометрическая модель

Этой физической модели соответствует следующая система уравнений:

$$C(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \lambda_r(T) \frac{\partial T}{\partial r}) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} (\lambda_\varphi(T) \frac{\partial T}{\partial \varphi}) \quad (1)$$

$$\tau = 0 : T = T_0(r, \varphi) \quad (2)$$

$$r = R_1 : \lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} = q_n + \alpha_{fi}(T_{wi} - T_{fi}), \quad (3)$$

$$\varphi = 0 \dots 2\pi$$

$$r = R_2 : T = T_n(\tau), \quad \varphi = 0 \dots \pm \alpha \quad (4)$$

$$\lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} = \alpha_{fe}(T_{we} - T_{fe}) - \epsilon_e \sigma_0 (T_{we}^4 - T_{fe}^4), \quad (5)$$

$$\varphi = \alpha \dots 2\pi - \alpha$$

$$q_{n,k} = q_{ef,k} - \sum_{l=1}^{N_R} q_{ef,l} F_{k,l}, \quad k = 1, N_R \quad (6)$$

$$q_{ef,k} = (1 - \epsilon_i) \sum_{l=1}^{N_R} q_{ef,l} F_{k,l} + \epsilon_i \sigma_0 T_k^4, \quad k = 1, N_R \quad (7)$$

где  $R_1$  и  $R_2$  – внутренний и наружный радиусы стержня,  $C$  – объемная теплоемкость;  $\sigma_0$  – постоянная Стефана – Больцмана;  $q_{n,k}$ ,  $q_{ef,k}$  – плотности потоков результирующего и эффективного излучения к  $k$ -й зоне;  $N_R$  – количество зон;  $F_{k,l}$  – угловой коэффициент между  $k$ -й и  $l$ -й зонами;  $T_{fe}$ ,  $T_{fi}$  – температура окружающей среды снаружи и во внутренней полости стержня;  $\alpha_{fi}$ ,  $\alpha_{fe}$  – коэффициенты теплоотдачи при естественной конвекции на внутренней и внешней поверхностях.

Моделирование показало, что при значениях  $\lambda_\varphi = 5 \dots 20$  Вт/(м×К) перепад температуры в окружном направлении составляет 50...80 К, а ожидаемое время эксперимента – 300...500 с.

**Подготовка и проведение эксперимента**

Методика апробирована на натурном представителем стержневом элементе каркаса солнечных батарей из углепластика. Размеры образца: длина  $l = 300$  мм, наружный диаметр  $d = 28$  мм и толщина стенки  $\delta = 1,0$  мм (рис. 5).

Нагревательным элементом служила серийно выпускаемая компанией «М-Карбо» углеродная лента ЛТ-2-15 шириной 15 мм. Согласно данным изготовителя ее допустимая температура



нагрева на воздухе составляет 673 К, удельное сопротивление – 18...21 Ом/м, толщина – 0,35...0,40 мм. Углеродная лента располагалась вдоль продольной оси образца и закреплялась с помощью силикатного клея. Для предотвращения электрического замыкания между углеродной лентой и образцом наклеивался изолятор из двух полосок термостойкого (до 673 К) полиимидного скотча толщиной 0,014 мм и шириной 15 мм.



Рис. 5. Стержневой элемент натурной космической конструкции из углепластика

Температура нагревателя  $T_n$  контролировалась с помощью термопары ХА диаметром 0,2 мм, установленной между слоями изолятора. Горячий спай термопары располагался в центральной части образца в точке  $\varphi = 0$  (рис. 4). Температуры  $T_1$ ,  $T_2$  и  $T_3$  измерялась термопарами, зафиксированными с помощью полиимид-

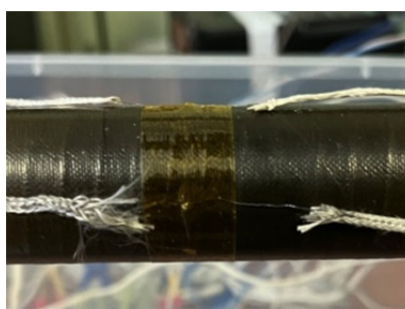
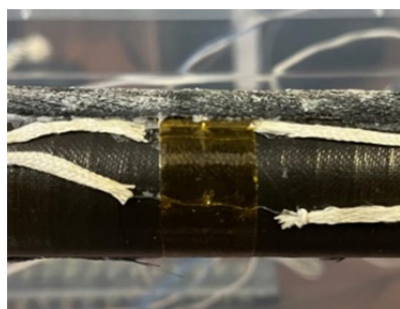
ного скотча в точках  $\varphi = 35^\circ$ ,  $90^\circ$  и  $180^\circ$  в окружном направлении стержня (рис. 6). Термоэлектроды выводились по изотермической поверхности вдоль продольной оси стержня. Для удобства монтажа термопары подключались не напрямую к приемнику сигнала, а через переходную колодку. Показания датчиков температур автоматически обрабатывались в приборе ТРМ-138 и подавались на персональный компьютер.

Камера спокойного воздуха состояла из двух пластиковых контейнеров размером 30×20×18 мм. В боковых стенках нижнего контейнера, зафиксированного к основанию установки, были прорезаны отверстия, в которые устанавливался образец и накрывался верхним контейнером. Образец располагался внутри камеры спокойного воздуха в горизонтальном положении. Нагреватель находился в верхней части стержня и соединялся с источником питания НУ5005Е-2 (рис. 7).

Экспериментальным путем было установлено, что при напряжении питания 12...16 В и силе тока 1,8...1,9 А образец достигал стационарного состояния в течение 250...350 с. При этом максимальная температура составляла около 400 К и не превышала допустимых температур для углепластика, полиимидной ленты и нагревателя.



а



б

Рис. 6. Препарированный образец: а – общий вид, б – закрепленные с помощью полиимидного скотча термопары

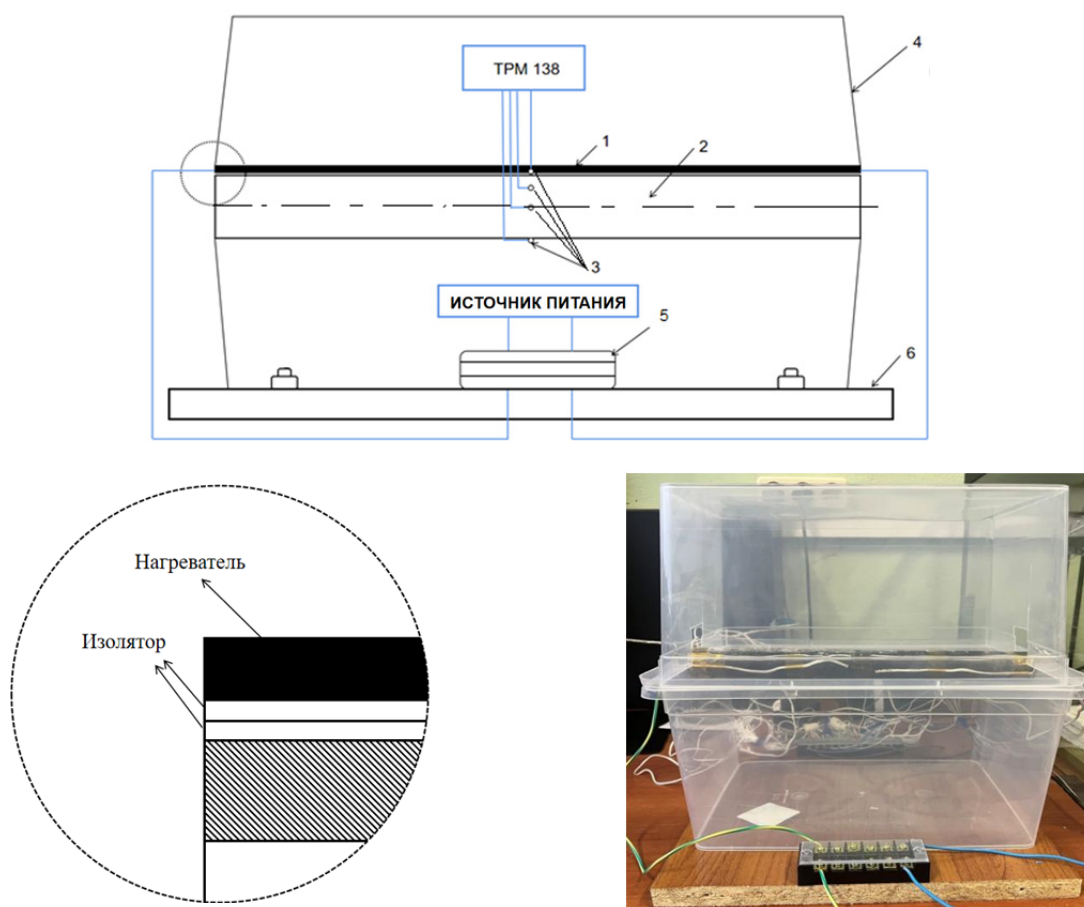


Рис. 7. Схема и общий вид экспериментальной установки: 1 – нагреватель (углеродная лента); 2 – образец; 3 – термопары; 4 – камера спокойного воздуха; 5 – колодки; 6 – основание

Было проведено несколько пусков, показания термопар регистрировались частотой 1 с. Типичные экспериментальные термограммы представлены на рис. 8.

### Обработка экспериментальных данных

При постановке ОЗТ принималось во внимание, что распределение температуры по ширине нагревателя в процессе эксперимента отличается от идеального. Температура на краях углеродной ленты (при  $\varphi = \alpha$ ) на несколько градусов ниже, чем в центре ( $\varphi = 0$ ). В связи с этой неопределенностью рассматривался рабочий участок образца от термопары  $T_1$  до термопары  $T_3$  (рис. 9). Их показания задавались как граничные условия 1-го рода. Температурная зависимость  $\lambda_\varphi(T)$  определялась из условия минимизации функционала невязки экспериментальных (рис. 8) и расчетных температур в точке  $T_2$  образца.

Принималось, что на внутренней и наружной поверхности стержня развивается естественная конвекция с коэффициентами теплоотдачи  $\alpha_{fi}$ ,  $\alpha_{fe}$  и температурой окружающей среды  $T_{fi}$ ,  $T_{fe}$ . Соответствующие коэффициенты теплоотдачи вычислялись автоматически с помощью критериальных зависимостей, заложенных в специальном модуле программы Comsol Multiphysics. Радиационный теплообмен во внутренней полости стержня учитывался через вычисление плотности потока результирующего излучения  $q_n$  по уравнениям (6), (7).

Аппроксимация температурной зависимости  $\lambda_\varphi(T)$  проводилась с помощью линейных базисных сплайнов:

$$\lambda_\varphi(T) = \sum_{i=1}^k \lambda_k \varphi_k(T),$$

где  $k$  – число параметров,  $\varphi_k$  – кусочно-линейные зависимости.

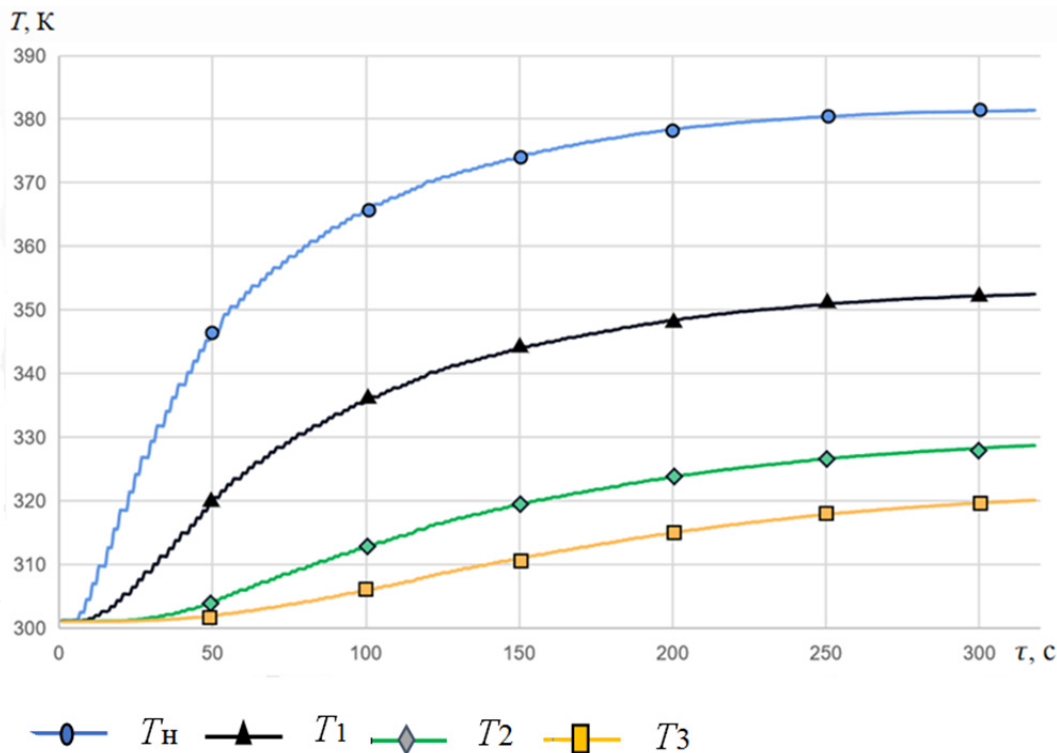


Рис. 8. Типичные экспериментальные термограммы:  $T_n$  – температура нагревателя ( $\varphi = 0$ ),  $T_1, T_2, T_3$  – температура образца при  $\varphi = 35^\circ, 90^\circ, 180^\circ$

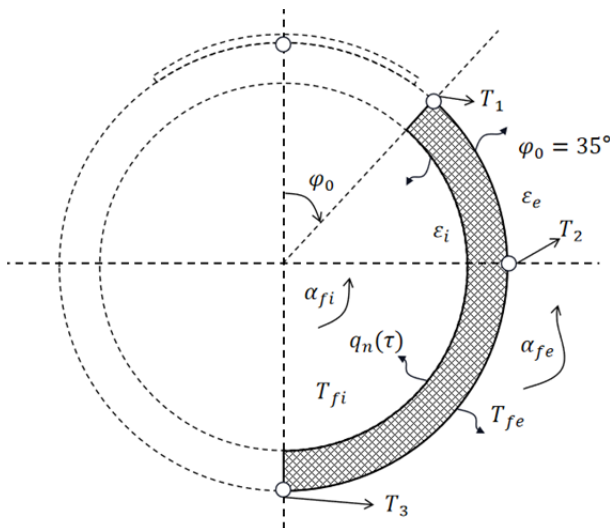


Рис. 9. Теплометрическая схема эксперимента

Для решения ОЗТ использовался метод сопряженных градиентов с итерационной регуляризацией, при которой номер итерации выступает в качестве параметра регуляризации [14, 15]. Градиент целевой функции вычислялся разностным методом в программе Comsol Multiphysics.

Искомые зависимости коэффициента теплопроводности для различного числа базисных сплайнов имеют вид, показанный на рис. 10. Количество базисных сплайнов зависит от погрешностей эксперимента. Чем их больше, тем сильнее влияние погрешностей оказывает на решение. В данном случае погрешности начинают превалировать при пяти параметрах, что приводит к разбалтыванию решения и нефизичным результатам. Минимальное значение функционал невязки достигал при трех базисных сплайнах. С ростом температуры коэффициент теплопроводности плавно уменьшается, что характерно для углепластиков.

В исследуемом температурном диапазоне теплообмен излучением в полости стержня вносит заметный вклад в общий энергетический баланс. Моделирование показало, что значения эффективной теплопроводности могут отличаться от «чистой» теплопроводности материала на 15...18 % (рис. 11). Поэтому при обработке экспериментальных данных необходимо учитывать радиационный перенос во внутренней полости стержня.



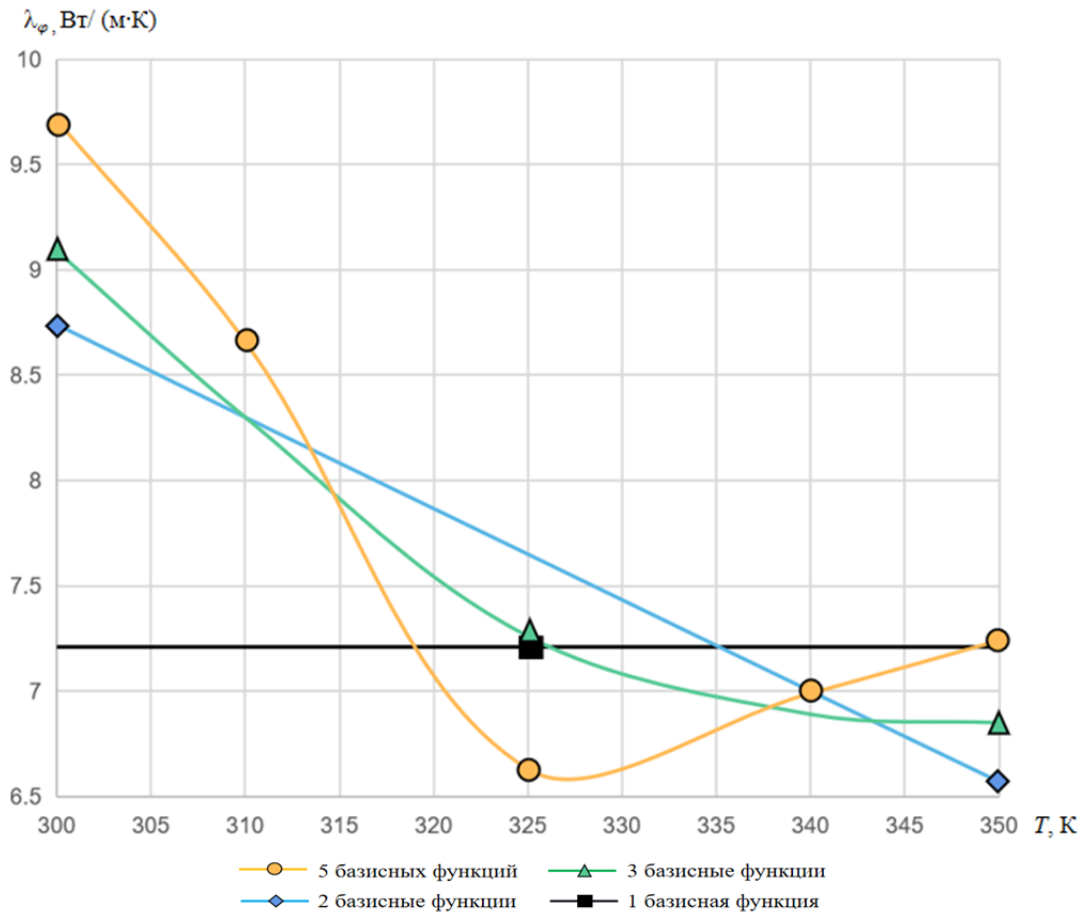


Рис. 10. Влияние числа базисных функций на результаты определения  $\lambda_\phi(T)$

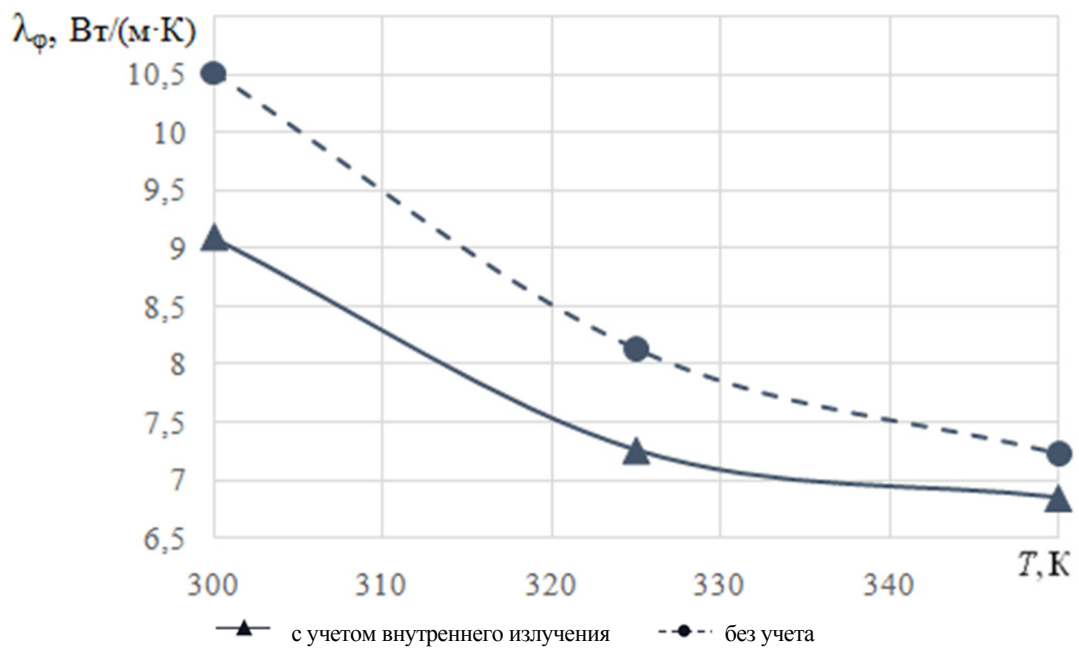


Рис. 11. Результаты определения  $\lambda_\phi(T)$

### Анализ погрешностей

Точность идентификации параметров теплообмена зависит от точности задания исходных данных. Экспериментальные термограммы содержат случайную и методическую погрешности. При этом наиболее существенное влияние на достоверность искомого коэффициента окружной теплопроводности  $\lambda_\phi$  материала образца оказывает методическая погрешность.

Методические погрешности могут возникать из-за неточности показаний термопар, несоответствия расчетных и экспериментальных точек измерения температуры, неопределенностей степени черноты поверхности образца, удельной теплоемкости материала образца, коэффициента теплоотдачи при естественной конвекции и коэффициента радиальной теплопроводности образца и др.

Моделирование проводилось при трех базисных сплайнах, исходными данными служили приведенные выше теплофизические и оптические характеристики материала. Коэффициент теплоотдачи при естественной конвекции  $\alpha_f$  рассчитывается с помощью программы Comsol

Multiphysics как встроенная зависимость от температуры поверхности образца и температуры окружающей среды.

#### Погрешность измерения температуры

Термопары показывают температуру спая, которая может отличаться от температуры образца [16]. Были рассмотрены случаи завышения и занижения показаний экспериментальных термограмм на 0,5 К, 1,0 К и 1,5 К. Методическая погрешность измерения температуры 1,5 К приводит к 10 % ошибке искомой теплопроводности  $\lambda_\phi(T)$  (рис. 12).

#### Погрешность установки термопары

При анализе погрешностей из-за неточного позиционирования датчиков температуры были рассмотрены следующие сценарии: 1) термопара  $T_1$  отклонилась на 1 мм вверх по поверхности образца; 2)  $T_1$  – на 1 мм вниз; 3)  $T_2$  – на 1 мм вверх; 4)  $T_2$  – на 1 мм вниз; 5)  $T_3$  – на 1 мм вверх (рис. 13).

Установлено, что при расположении термопар  $T_1$ ,  $T_2$  и  $T_3$  с погрешностью  $\pm 1$  мм в окружном направлении соответственно, точность определения теплопроводности  $\lambda_\phi(T)$  составляет 13,8 %, 10,5 % и 3,5 %.

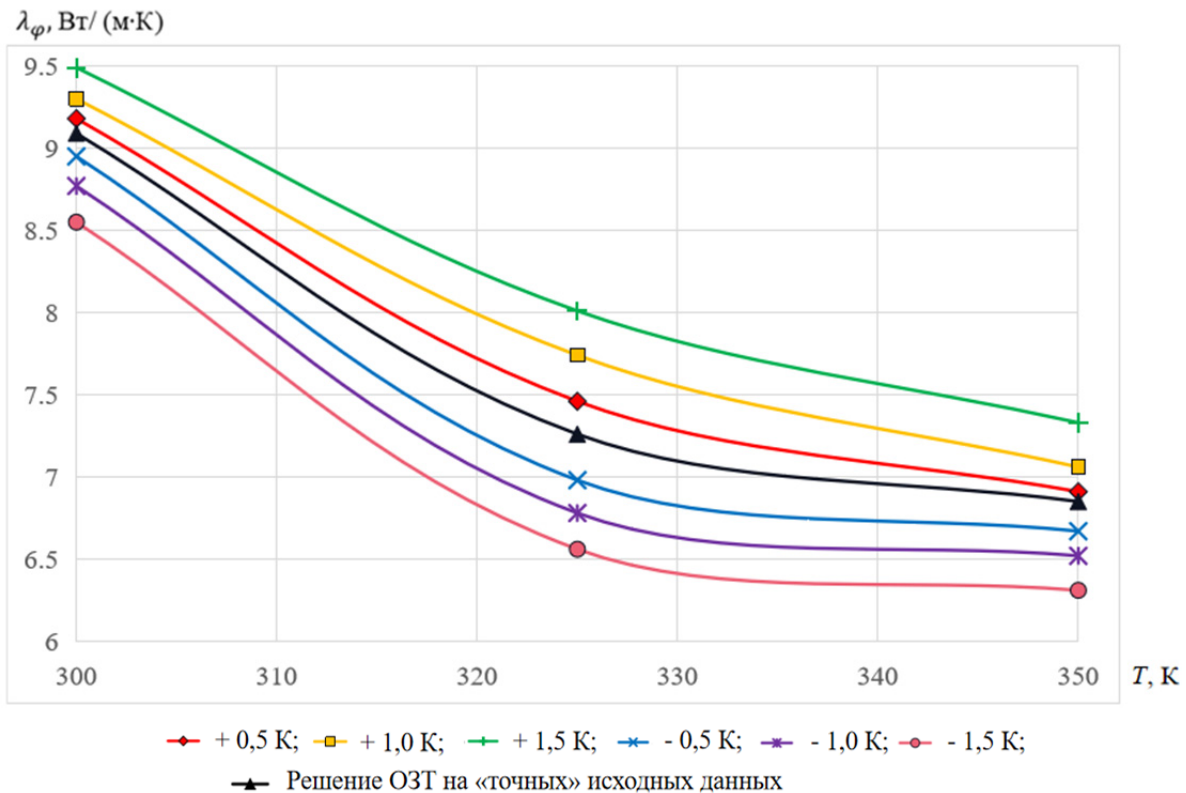


Рис. 12. Влияние погрешности термопарных измерений на точность решения ОЗТ

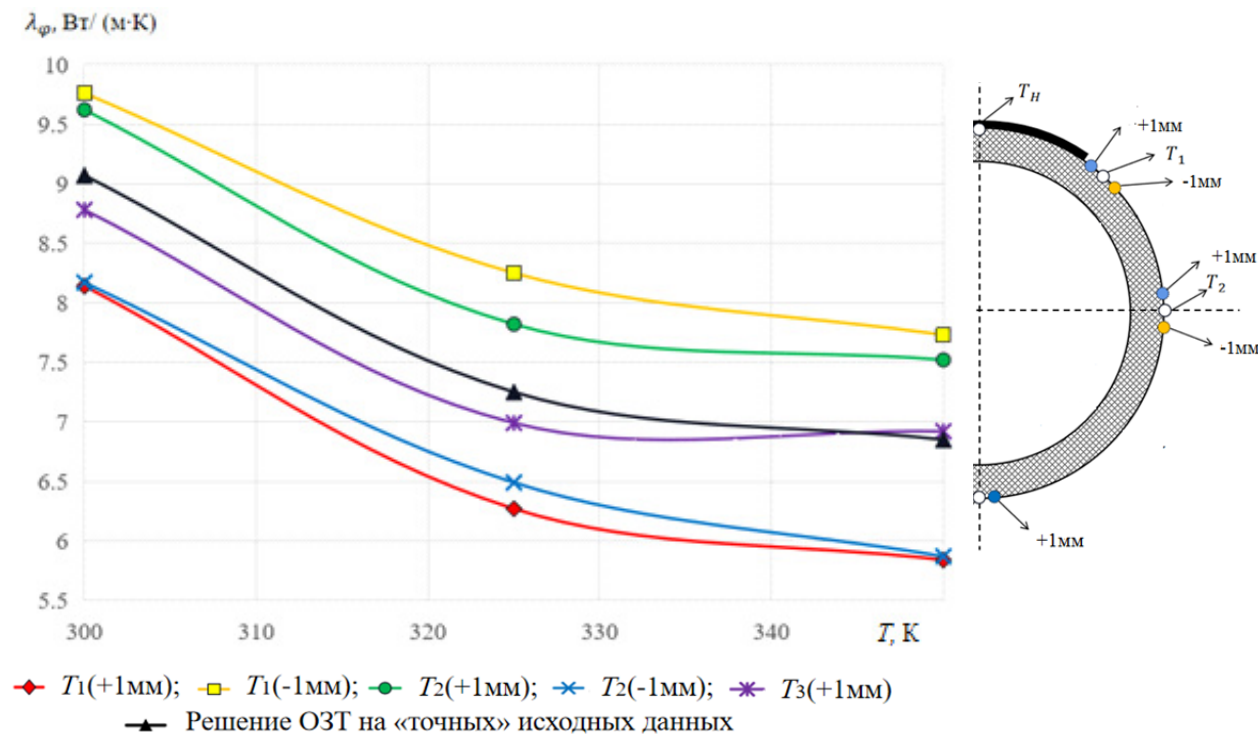


Рис. 13. Влияние погрешности установки термопары на точность решения ОЗТ

#### Коэффициент теплоотдачи

Еще одним фактором, влияющим на результаты обработки экспериментальных данных, является коэффициент теплоотдачи при естественной конвекции  $\alpha_f$ .

Расчетные значения  $\lambda_\varphi(T)$  увеличиваются с ростом коэффициента теплоотдачи  $\alpha_f$  (рис. 14). Это объясняется тем, что при увеличении коэффициента теплоотдачи образец более интенсивно рассеивает теплоту в окружающую среду. Поэтому для сохранения теплового баланса эти потери должны быть компенсированы за счет кондуктивного переноса энергии. Погрешность задания  $\alpha_f$  на  $1 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \times \text{К})$  приводит к погрешности искомого  $\lambda_\varphi(T)$  на  $1,0 \dots 1,2 \text{ Вт}/(\text{м} \times \text{К})$ .

Программное обеспечение Comsol Multiphysics позволяет учитывать естественную конвекцию на внутренней и внешней поверхностях образца. Расчет коэффициента теплоотдачи во встроенном модуле программы Comsol Multiphysics значительно повышает точность решения ОЗТ.

Совокупная неопределенность степени черноты  $\varepsilon$ , радиальной теплопроводности  $\lambda_r$  и удельной теплоемкости  $c$  приводит к ошибке определения  $\lambda_\varphi(T)$  не более чем на 6%. Суммарная

погрешность искомой температурной зависимости коэффициента теплопроводности в окружном направлении  $\lambda_\varphi(T)$  не превышает 18%.

#### Заключение

Рассмотрена расчетно-экспериментальная методика определения коэффициента теплопроводности в окружном направлении полого цилиндрического стержня из углепластика, которая основана на аппарате нелинейных коэффициентных ОЗТ. Особенностью методики является относительная простота и невысокая стоимость экспериментальной установки, использование в качестве образцов представительных элементов натуральных композитных космических конструкций, применение современных методов и средств обработки экспериментальных данных с помощью программы Comsol Multiphysics. Это позволяет существенно упростить и ускорить процесс определения теплофизических характеристик композиционных материалов стержневых конструкций, а в перспективе открывает новые возможности для исследования тонкостенных композитных конструкций со сложной криволинейной формой поверхности.

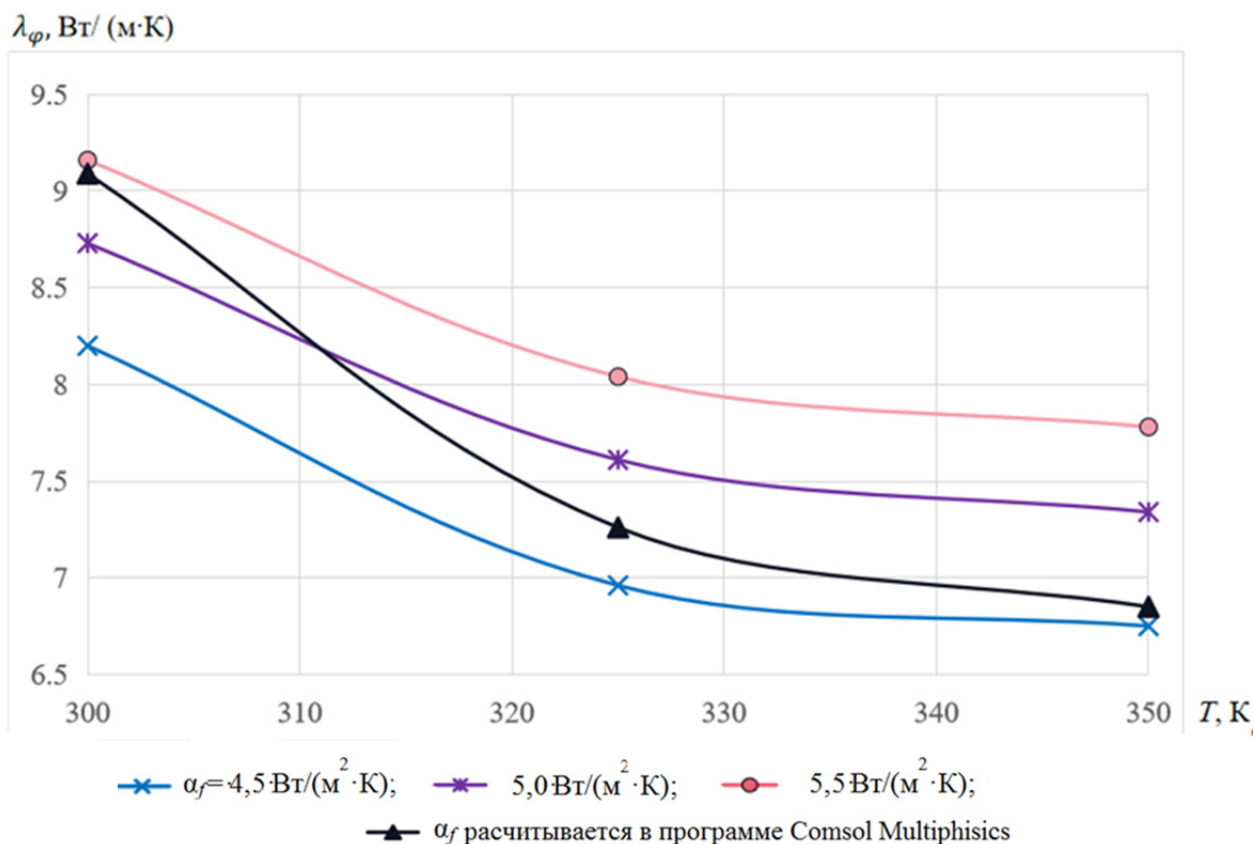


Рис. 14. Влияние неопределенности коэффициента теплоотдачи  $\alpha_f$  на точность решения ОЗТ

#### Список источников

1. Бондарев А.В., Блинов А.Ф., Артамонов С.В., Недашковская Е.С. Перспективы развития конструкций космических самораскрывающихся антенн на основе ферменно-стержневого каркаса // Информация и космос. 2017. № 4. С. 22–26. URL: <https://infokosmo.ru/file/article/16580.pdf>
2. Резник С.В., Чубанов Д.Е. Моделирование динамики раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космической антенны из композиционного материала // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19. № 4. С. 411–425.
3. Zhang Y., Yang G., Li N. et al. Dynamic analysis of the deployment for meshreflector deployable antennas with the cable-net structure // Acta Astronautica. 2017. Vol. 131. P. 182–189. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.11.038
4. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 121–131. DOI: 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131
5. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Обзор конструкций зеркальных антенн космических аппаратов с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 1 (35). С. 14–26. DOI: 10.26732/j.st.2021.1.02
6. Синявский В.В., Смердов А.А. Динамические характеристики стержневой конструкции крепления электрического ракетного двигателя на межорбитальном буксире // Космическая техника и технологии. 2018. № 4 (23). С. 40–48. URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2018/04-2018/04-04.pdf>
7. Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов // Известия Вузов. Серия «Машиностроение». 2018. № 1. С. 71–83. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-1-71-83
8. Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4 (30). С. 200–208. DOI: 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208

9. **Prosuntsov P.V., Reznik S.V., Mikhailovsky K.V., Novikov A.D., Zaw Ye Aung.** Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016. Vol. 153. No 1. Article number 012012. DOI: 10.1088/1757- 899X/153/1/012012
10. **Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Бондалетов Д.Н.** и др. Обработка методики исследования коэффициента теплопроводности анизотропных композитов // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XXI Международной конференции. В 2 т. Т. 1. Самара, 2019. С. 443–446.
11. **Новиков А.Д., Резник С.В., Денисов О.В.** Экспериментальное определение механических и теплофизических характеристик углепластика тонкостенной оболочки антенного рефлектора // *Известия Вузов. Серия «Машиностроение»*. 2020. № 3. С. 84–91. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-3-84-91
12. **Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Ли Вонхеонг.** Расчетно-экспериментальная методика определения теплопроводности композиционного материала корпуса наноспутника // *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*. 2017. Т. 18. № 3. С. 345–35. DOI: 10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352
13. **Алифанов О.М.** Обратные задачи теплообмена. Москва: Машиностроение, 1988. 280 с.
14. **Тихонов А.Н., Арсенин В.Я.** Методы решения некорректных задач. Москва: Наука, 1986. 288 с.
15. **Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В.** Экстремальные методы решения некорректных задач. Москва: Наука, 1988. 288 с.
16. **Ярышев Н.А.** Теоретические основы измерения нестационарной температуры. Ленинград: Энергоатомиздат, 1990. 256 с.
- 2019, vol. 3, no. 3, pp. 121–131. (In Russ.). DOI: 10.26732/ 2618-7957-2019-3-121-131
5. **Taigin V.B., Lopatin A.V.** The review of designs of mirror spacecraft antennas with solid high precision size stable reflector. *Spacecrafts and technologies*, 2021, vol. 5, no. 1 (35), pp. 14–26. (In Russ.). DOI: 10.26732/ j.st.2021.1.02
6. **Sinyavsky V.V., Smerdov A.A.** Dynamic properties of the frame structure for mounting an electrical propulsion thruster into an orbital transfer vehicle. *Space engineering and technology*, 2018, no. 4 (23), pp. 40–48. (In Russ.). URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2018/04-2018/04-04.pdf>
7. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D.** Prospects for increasing the dimensional stability and weight efficiency of mirror space antenna reflectors made of composite materials. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2018, no. 1, pp. 71–83. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2018-1-71-83
8. **Taigin V.B., Lopatin A.V.** Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft. *Spacecrafts and technologies*, 2019, vol. 3, no. 4 (30), pp. 200–208. (In Russ.). DOI: 10.26 732/2618-7957-2019-4-200-208
9. **Prosuntsov P.V., Reznik S.V., Mikhailovsky K.V., Novikov A.D., Zaw Ye Aung.** Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016, vol. 153, no 1, article number 012012. DOI: 10.1088/1757- 899X/153/1/012012
10. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Denisov O.V., Bondaletov D.N.** et al. Elaboration of method for studying of thermal conductivity coefficient of anisotropic composites. *Complex Systems: Control and Modeling Problems: XXI International Scientific Conference*. Samara, 2019, pp. 592–595. (In Russ.).
11. **Novikov A.D., Reznik S.V., Denisov O.V.** An experimental study to determine mechanical and thermophysical characteristics of thin-walled carbon plastic antenna reflector. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 3, pp. 84–91. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2020-3-84-91
12. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Denisov O.V., Petrov N.M., Vonheong Lee.** Raschetno-eksperimental'naya metodika opredeleniya teploprovodnosti kompozitsionnogo materiala korpusa nanosputnika [Nanosatellite body composite material thermal conductivity determination computational and theoretical method]. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2017, no. 18(3), pp. 345–352. (In Russ.). DOI: 10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352.
13. **Alifanov O.M.** Obratnie zadachi teploobmena [Inverse problems of heat transfer]. Moscow: Mashinostroenie, 1988, 280 p. (In Russ.).
14. **Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya.** Metodi resheniya nekorrektnih zadach [Methods for solving incorrect problems]. Moscow: Nauka, 1986, 288 p. (In Russ.).

#### References

1. **Bondarev A.V., Blinov A.F., Artamonov S.V., Nedashkovskaya E.S.** Prospects for the development of space erectable antennas on the basis of a truss structure. *Information and space*, 2017, no. 4, pp. 22–26. (In Russ.). URL: <https://infokosmo.ru/file/article/16580.pdf>
2. **Reznik S.V., Chubанov D.E.** Large-sized transformable space antenna reflector made of composite materials dynamic modeling process. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2018, vol. 19, no. 4, pp. 411–425. (In Russ.). DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-4-411-425
3. **Zhang Y., Yang G., Li N.** et al. Dynamic analysis of the deployment for mesh reflector deployable antennas with the cable-net structure. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 131, pp. 182–189. DOI:10.1016/j.actaastro.2016. 11.038
4. **Taigin V.B., Lopatin A.V.** Design of the mirror antenna of a spacecraft with the ultralight high precision size-stable reflector. *Spacecrafts and technologies*, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 121–131. (In Russ.). DOI: 10.26732/ 2618-7957-2019-3-121-131
5. **Taigin V.B., Lopatin A.V.** The review of designs of mirror spacecraft antennas with solid high precision size stable reflector. *Spacecrafts and technologies*, 2021, vol. 5, no. 1 (35), pp. 14–26. (In Russ.). DOI: 10.26732/ j.st.2021.1.02
6. **Sinyavsky V.V., Smerdov A.A.** Dynamic properties of the frame structure for mounting an electrical propulsion thruster into an orbital transfer vehicle. *Space engineering and technology*, 2018, no. 4 (23), pp. 40–48. (In Russ.). URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2018/04-2018/04-04.pdf>
7. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D.** Prospects for increasing the dimensional stability and weight efficiency of mirror space antenna reflectors made of composite materials. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2018, no. 1, pp. 71–83. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2018-1-71-83
8. **Taigin V.B., Lopatin A.V.** Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft. *Spacecrafts and technologies*, 2019, vol. 3, no. 4 (30), pp. 200–208. (In Russ.). DOI: 10.26 732/2618-7957-2019-4-200-208
9. **Prosuntsov P.V., Reznik S.V., Mikhailovsky K.V., Novikov A.D., Zaw Ye Aung.** Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016, vol. 153, no 1, article number 012012. DOI: 10.1088/1757- 899X/153/1/012012
10. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Denisov O.V., Bondaletov D.N.** et al. Elaboration of method for studying of thermal conductivity coefficient of anisotropic composites. *Complex Systems: Control and Modeling Problems: XXI International Scientific Conference*. Samara, 2019, pp. 592–595. (In Russ.).
11. **Novikov A.D., Reznik S.V., Denisov O.V.** An experimental study to determine mechanical and thermophysical characteristics of thin-walled carbon plastic antenna reflector. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 3, pp. 84–91. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2020-3-84-91
12. **Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Denisov O.V., Petrov N.M., Vonheong Lee.** Raschetno-eksperimental'naya metodika opredeleniya teploprovodnosti kompozitsionnogo materiala korpusa nanosputnika [Nanosatellite body composite material thermal conductivity determination computational and theoretical method]. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2017, no. 18(3), pp. 345–352. (In Russ.). DOI: 10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352.
13. **Alifanov O.M.** Obratnie zadachi teploobmena [Inverse problems of heat transfer]. Moscow: Mashinostroenie, 1988, 280 p. (In Russ.).
14. **Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya.** Metodi resheniya nekorrektnih zadach [Methods for solving incorrect problems]. Moscow: Nauka, 1986, 288 p. (In Russ.).



15. **Alifanov O.M., Artukhin E.A., Rumyantsev S.V.** Extremalnie metodi resheniya nekorrektnih zadach [Extreme methods for solving incorrect problems]. Moscow: Nauka, 1988, 288 p. (In Russ.).
16. **Yarishev N.A.** Teoreticheskie metodi izmereniya temperaturi [Theoretical foundations of measurement of non-stationary temperature]. Leningrad: Energoatomizdat, 1990, 256 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 07.12.2023; одобрена после рецензирования 19.01.2024; принята к публикации 26.02.2024.

The article was submitted on 07.12.2023; approved after reviewing on 19.01.2024; accepted for publication on 26.02.2024.