

# ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И КАЧЕСТВА СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

## DIAGNOSTIC METHODS FOR ENSURING RELIABILITY AND QUALITY OF COMPLEX SYSTEMS

УДК 681.2.084

doi: 10.21685/2307-4205-2023-4-12

### МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ АППАРАТУРЫ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

**Н. О. Борщев**

Объединенный институт высоких температур, Москва, Россия  
moriarty93@mail.ru

**Аннотация.** *Актуальность и цели.* Рассматривается последовательный алгоритм идентификации теплофизических характеристик, таких как коэффициент теплопроводности материала, массовая теплоемкость и интегрально-излучательная способность поверхности криогенной теплоизоляции для орбитального участка полета. *Материалы и методы.* Все характеристики считаются функциями от температуры и описываются линейно-непрерывными базисными функциями. Исходными данными служит массив замеров температур в зоне установки датчиков температур, геометрические параметры установки, известные начально-граничные условия при проведении экспериментальной тепловой отработки. Первым шагом решается «прямая» задача прогрева материала, после чего составляется среднеквадратичный функционал невязки между теоретическим и экспериментальным полем температур в зоне установки датчиков температур. Далее решается задача минимизации данного функционала методом сопряженных направлений при предварительном выборе шага спуска, исходя из минимума целевого функционала на следующих итерациях, начиная со второй. *Результаты и выводы.* При выполнении критерия останова итерационного процесса считается, что характеристики найдены, иначе данную последовательность необходимо повторить большее число раз.

**Ключевые слова:** криогенная установка, жидкий азот, итерационная регуляризация, коэффициентная обратная задача, орбитальный полет

**Для цитирования:** Борщев Н. О. Метод идентификации теплофизических характеристик теплоизоляционных материалов, предназначенных для термостатирования аппаратуры в условиях невесомости // Надежность и качество сложных систем. 2023. № 4. С. 130–141. doi: 10.21685/2307-4205-2023-4-12

### METHOD OF IDENTIFICATION OF THERMOPHYSICAL CHARACTERISTICS OF THERMAL INSULATION MATERIALS INTENDED FOR TEMPERATURE CONTROL OF EQUIPMENT IN ZERO GRAVITY CONDITIONS

**N.O. Borshchev**

Joint Institute of High Temperatures, Moscow, Russia  
moriarty93@mail.ru

**Abstract.** *Background.* This paper examines a sequential algorithm for identifying thermophysical characteristics, such as the thermal conductivity coefficient of the material, mass heat capacity and integral emissivity of the cryogenic thermal insulation surface for the orbital flight segment. *Materials and methods.* All characteristics are considered functions of temperature and are described by linear continuous basis functions. The initial data is an array of temperature measurements in the area where temperature sensors are installed, geometric parameters of the installation, and known initial boundary conditions during experimental thermal testing. The first step is to solve the “direct” problem of heating the material, after which the root-mean-square functional of the discrepancy between the theoretical and experimental temperature fields in the area where the temperature sensors are installed is compiled. Next, the problem of minimizing this functional is solved using the conjugate directions method with a preliminary selection of the descent step, based on the minimum of the target functional at the next iterations, starting from the second. *Results and conclusions.* When the criterion for stopping the iterative process is met, it is considered that the characteristics have been found, otherwise this sequence must be repeated a greater number of times.

**Keywords:** cryogenic installation, a liquid nitrogen, iterative regularization, coefficient inverse problem, orbital flight

**For citation:** Borshchev N.O. Method of identification of thermophysical characteristics of thermal insulation materials intended for temperature control of equipment in zero gravity conditions. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem = Reliability and quality of complex systems.* 2023;(4):130–141. (In Russ.). doi: 10.21685/2307-4205-2023-4-12

## Введение

При проектировании теплового режима (СОТР) космических аппаратов зачастую применяются пассивные элементы термостатирования различных узлов конструкции. Для этого применяют низко-теплопроводные изоляционные материалы, которые обязаны функционировать в условиях влияния факторов космического пространства. Эти факторы зависят от целевой орбиты функционирования. В орбитальном полете на конструкцию действует солнечный и земные потоки, в зависимости от ориентации космического аппарата и его орбиты, а также потоки, вызванные переизлучением между элементами самой конструкции. Новизна работы состоит в комплексном определении теплофизических свойств низкотемпературной теплоизоляции как функций от температуры на основе экспериментальных данных в виде массива температур.

Установка предназначена для исследования криогенной теплоизоляции в интервале температур 4,2...700 К, давлений  $10^{-2} \dots 10^5$  Па, в атмосфере различных газов (воздух, азот, гелий, аргон). Низкие температуры обеспечиваются заправкой модельной емкости хладагентом. На рис. 1 приведена схема установки криостата и некоторые модельные емкости. Испытания проводятся на заправленных криогенной жидкостью маломасштабных модельных баках емкостью до 80 л с комбинированным теплозащитным покрытием.

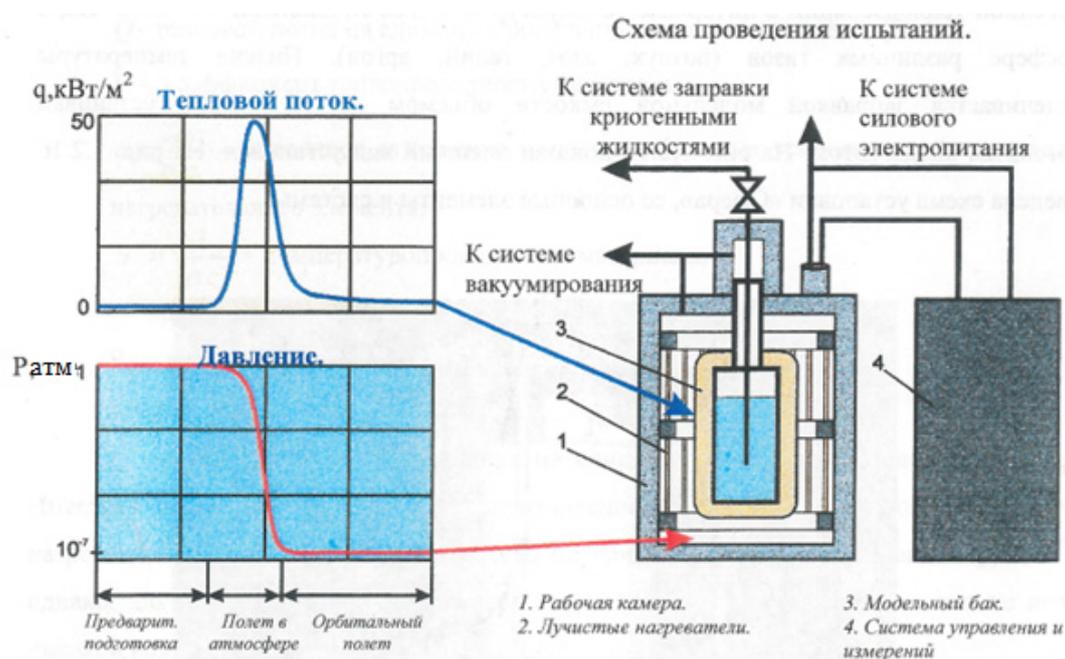


Рис. 1. Схема установки криостата

На поверхности покрытия вдоль высоты устанавливались датчики температур, показания которых выводились на пульт управления режимом испытаний. При проведении испытаний последовательно моделируются по времени основные параметры, определяющие процесс теплообмена в комбинированном теплозащитном покрытии на орбитальном участке его функционирования.

Постановка задачи определения теплофизических характеристик выглядит так: по экспериментальным замерам температур, в местах их установки, составляется среднеквадратичный функционал невязки между теоретическим температурным полем, полученным при решении заданной постановки «прямой» задачи теплообмена и намеренным датчиками. При минимизации данной среднеквадратичной ошибки идет итерационное уточнение исследуемых величин до выполнения критерия остановки итерационного процесса. В качестве этого критерия обычно используют суммарную погрешность измерений.

### Постановка «прямой» задачи теплообмена

Запишем уравнение теплопроводности для условий заполнения бака в анизотропной постановке, отражающей картину захлаживания близкую к реальной:

$$C(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial y} \right].$$

Граничные условия имеют вид

$$\lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} = \alpha_k(0, y, \tau) (T(0, y, \tau) - T_{\text{ср}});$$

$$\lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(l_x, y, \tau)}{\partial x} = A_s(T(l_x, \tau)) q_s + \varepsilon(T(l_x, \tau)) [q_z + q_{\text{переизл}}] + q_{\text{атм}} - \varepsilon(T(l_x, \tau)) \sigma T(l_x, y, \tau)^4;$$

$$\frac{\partial T(x, 0, \tau)}{\partial y} = 0; \quad \frac{\partial T(x, l_y, \tau)}{\partial y} = 0.$$

В данной постановке задачи введены следующие обозначения:  $C_{\text{эф}}(T)$  – объемная теплоемкость материала,  $\frac{\text{Дж}}{\text{К}}$ ;  $\lambda_{\text{эф}}(T)$  – теплопроводность материала,  $\frac{\text{Вт}}{\text{мК}}$ ;  $Q_{\text{изл}}(x, \tau)$  – удельный тепловой поток, поглощаемый оптическим зеркальным слоем,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ ;  $\varepsilon(T)$  – отражательно-излучательная характеристика материала;  $A_s(T)$  – поглощательная способность материала в солнечном спектре;  $Q_s$  – солнечный удельный тепловой поток,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ ;  $Q_{\text{атм}}$  – атмосферный удельный тепловой поток,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ ;  $\sigma$  – постоянная Стефана – Больцмана,  $\frac{\text{Вт}}{\text{К}^4 \text{м}^2}$ ;  $Q_{\text{пад}}$  – падающий удельный тепловой поток на облучаемую поверхность,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ ;  $q_{\text{переизл}}$  – падающий переизлученный тепловой поток между элементами конструкции,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ .

Выражение для переизлученного теплового потока имеет вид

$$q_{\text{переизл}}(\tau) = \varphi_{ji} \left[ q_j^{\text{ук}}(\tau) + \sigma r_j(T_j(\tau)) \varepsilon_j(T) T_j(\tau)^4 F_j^{\text{rad}} \right].$$

Выражение для результирующего теплового потока имеет вид

$$q_{\text{рез}}(\tau) = A_s(T(l_x, \tau)) q_s + \varepsilon(T(l_x, \tau)) [q_z + q_{\text{переизл}}] + q_{\text{атм}} - \varepsilon(T(l_x, \tau)) \sigma T(l_x, y, \tau)^4;$$

Коэффициент диффузного отражения равен

$$r_j(T_j(\tau)) = 1 - \varepsilon_j(T).$$

Угловой коэффициент диффузного переизлучения между элементами конструкции КА и Имитаторами можно определить из выражения

$$\varphi_{ij} = \frac{\cos\omega_i \cos\omega_j}{\pi l_{ij}^2}.$$

Стоит также отметить, что данная тепловая модель при заполненном криогенном баке преобразится в одномерную постановку задачи из-за постоянного конвективного теплооттока к теплоносителю и будет иметь следующий вид:

$$C(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda_{эф}(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial x} \right];$$

$$\lambda_{эф}(T) \frac{\partial T(0, \tau)}{\partial x} = \alpha_k((0, \tau))(T(0, \tau) - T_{ср});$$

$$\lambda_{эф}(T) \frac{\partial T(l_x, \tau)}{\partial x} = A_s(T(l_x, \tau))q_s + \varepsilon((T(l_x, \tau)))[q_z + q_{переизл}] + q_{атм} - \varepsilon((T(l_x, \tau)))\sigma T(l_x, y, \tau)^4.$$

### Алгоритм идентификации исследуемых теплофизических величин

Искомые исследуемые теплофизические характеристики представим в параметризованном виде, помноженным на соответствующие базисные функции, учитывающие их зависимость от температуры:

$$\lambda_{эф}(T) \approx \sum_{m=1}^M \lambda_p N_m(T); \quad C(T) \approx \sum_{m=1}^M C_p N_m(T); \quad \frac{A_s}{\varepsilon}(T) \approx \sum_{m=1}^M \frac{A_{sp}}{\varepsilon} N_m(T),$$

где  $N_m(T)$  – базисные функции, описывающие зависимость искомых теплофизических характеристик от температуры. В данной работе используются линейно-непрерывные базисные функции, имеющие следующий вид:

$$N_m(T) = \begin{cases} 0, T < T_{m-1} \\ \frac{T - T_{m-1}}{T_m - T_{m-1}}, T_{m-1} \leq T \leq T_m, \\ \frac{T_{m+1} - T}{T_{m+1} - T_m}, T_{m-1} \leq T \leq T_m, \\ 0, T > T_m, m = \overline{1, M}. \end{cases}$$

Количество базисных функций целесообразно связать с временными блоками, т.е. в каждом временном блоке своя базисная функция. Рассмотрим восстановление искомых характеристик на основе среднеквадратичного функционала невязки между теоретическим и экспериментальным полем температур:

$$S \left( \lambda_p, C_p, \frac{\varepsilon}{A_{sp}} \right) = \frac{1}{2} \int_0^{\tau_{\max}} \sum_{j=1}^{l_y} \sum_{i=1}^{l_x} \sum_{m=1}^3 \left[ T \left( \lambda_p, C_p, \frac{\varepsilon}{A_{sp}} \right) - \tilde{T}(\bar{x}, \bar{y}, \bar{\tau}) \right]^2 d\tau.$$

В работе используется метод безусловной минимизации функционала  $S \left( \lambda_p, C_p, \frac{\varepsilon}{A_{sp}} \right)$  с помощью метода сопряженных градиентов как наиболее точного метода первого порядка точности, позволяющего достичь требуемой сходимости за минимальное число итераций.

Последовательный алгоритм метода сопряженных градиентов можно представить в следующем виде на примере параметризованного коэффициента теплопроводности:

$$\lambda^{n+1} = \lambda^n + \Delta\lambda^{n+1},$$

где

$$\Delta\lambda^{n+1} = -\beta_k p^{(n)}.$$

Направление спуска определяется из:

$$\bar{p}^n = \text{grad}S(\lambda^n) + \beta_n \bar{p}^{n-1};$$

$$\beta_0 = 0, p^{(0)} = \text{grad}S(\lambda^{(0)});$$

$$\beta_n = \frac{|\text{grad}S(\lambda^{(n)})|^2}{|\text{grad}S(\lambda^{(n-1)})|^2}.$$

Критерием останова итерационного процесса является выражение

$$|\text{grad}S(\lambda^{(0)})| = \sqrt{\left\{ \sum_{p=1}^3 \left[ \frac{\partial S(\lambda^{(n)})}{\partial \lambda_p} \right]^2 \right\}} \leq \delta_{\text{sum}},$$

где  $\delta_{\text{sum}}$  – погрешность входных данных, вычисленная в той же метрике, что и целевой функционал.

$$\delta_{\text{sum}} = \delta_a + \delta_f + \delta_{\text{окр}},$$

$\delta_f$  – погрешность входных температур, определяемая следующими выражением:

$$\delta_f = \int_0^{\tau_{\text{max}}} \sum_{i=1}^M \delta_L(\tau) d\tau.$$

Для определения компонент градиента целевого функционала воспользуемся методом неопределенных множителей Лагранжа. Для этого запишем обобщенный функционал Лагранжа с ограничениями в виде зашумленного уравнения теплопроводности и его граничных условий вдоль направления  $x$ .

**П р и м е ч а н и е:** граничные условия вдоль направления  $y$  не имеют смысла, так как они тождественно равны 0, их участие необходимо только для того, чтобы изменять конвективный теплооток вдоль направления  $x$  в зависимости от подъема столба жидкости:

$$\begin{aligned} S = & \frac{1}{2} \int_0^{\tau_{\text{max}}} \sum_{i=1}^{l_x} \sum_{j=1}^{l_y} \sum_{m=1}^3 \left[ T \left( \lambda_p, C_p, \frac{\varepsilon}{A_{s p}} \right) - \tilde{T}(\bar{x}, \bar{y}, \bar{\tau}) \right]^2 d\tau + \int_0^{\tau_{\text{max}}} \int_0^{l_x} \int_0^{l_y} \Psi(x, y, \tau); \\ [C_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} - \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial x} \right] dx dy d\tau - \frac{\partial}{\partial y} \left[ \lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial y} \right] dx dy d\tau + \\ & + \int_0^{\tau_{\text{max}}} \xi(l_x, y, \tau) \left[ \lambda_{\text{эф}}(T) \frac{\partial T(l_x, y, \tau)}{\partial x} - A_s q_s + \varepsilon(T) q_i + q_{\text{амм}} - \varepsilon(T) \sigma T(l_x, y, \tau)^4 \right] d\tau + \\ & + \int_0^{\tau_{\text{max}}} \xi(0, y, \tau) \left[ \frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} - \alpha_k(0, y, \tau) (T(0, y, \tau) - T_{cp}) \right] d\tau. \end{aligned}$$

Решив задачу поиска неопределенных множителей Лагранжа и группируя члены, относительно вариаций искомых параметров, получим компоненты градиента целевого функционала:

$$\frac{\partial S}{\partial \frac{\varepsilon}{A_s}} = -q_s \int_0^{\tau_{\max}} \xi(l_x, y, \tau) \sum_{m=1}^3 N_m(T) d\tau;$$

$$\frac{\partial S}{\partial \lambda_p} = - \int_0^{\tau_{\max}} \int_0^{l_y} \int_0^{l_x} \left[ \frac{\partial}{\partial x} \left[ N_m(T) \frac{\partial \Delta T(x, y, \tau)}{\partial x} + \frac{\partial N_m(T)}{\partial T} dT \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial x} \right] + \right. \\ \left. + \left[ \frac{\partial}{\partial y} \left[ N_m(T) + \frac{\partial N_m(T)}{\partial T} dT \right] \frac{\partial T(x, y, \tau) + \Delta T(x, y, \tau)}{\partial y} \right] \right] dx dy d\tau + \\ + \int_0^{\tau_{\max}} \xi(0, y, \tau) \left[ \left[ N_m(T) + \frac{\partial N_m(T)}{\partial T} dT \right] \frac{\partial T(0, y, \tau) + \Delta T(0, y, \tau)}{\partial x} \right] d\tau .$$

$$\frac{\partial S}{\partial C_p} = - \int_0^{\tau_{\max}} \int_0^{l_y} \int_0^{l_x} \psi(x, y, \tau) \left[ \sum_{m=1}^M N_m(T) \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} \right] dx dy d\tau .$$

В качестве регуляризирующего параметра выбирается номер итерации, т.е. на  $n + 1$  итерации целевой функционал должен быть минимален:

$$S^{n+1} = \frac{1}{2} \int_0^{\tau_{\max}} \sum_{j=1}^{l_y} \sum_{i=1}^{l_x} \sum_{m=1}^3 \left[ T(x, y, \tau) + \Delta T(x, y, \tau) \alpha_s - \tilde{T}(\bar{x}, \bar{y}, \bar{\tau}) \right]^2 d\tau .$$

Для того, чтобы функционал на последующих итерациях был минимален, необходимо выбрать оптимум шага спуска в выбранном градиентном методе оптимизации. Для этого продифференцируем наше выражение и приравняем его к нулю и выразим шаг спуска:

$$\alpha_s = \int_0^{\tau_{\max}} \sum_i \sum_j \sum_{m=1}^M \frac{[\tilde{T}(\bar{x}, \bar{y}, \bar{\tau}) - T(x, y, \tau)]}{\Delta T(x, y, \tau)} d\tau,$$

где  $\Delta T$  – вариация температурного поля, удовлетворяющего постановке задачи в вариациях температур.

Таким образом, можно сформулировать принцип работы данного алгоритма идентификации теплофизических параметров. Суть его заключается в следующем:

1. Проводиться захлаживание криогенной емкости, в результате чего система измерения считывает показания температур в местах их установки.
2. Решается «прямая» задача прогрева теплозащиты при реализации граничных условий, характерных для этапа орбитального полета.
3. Далее после результатов испытаний теплоизоляционных материалов составляется среднерегуляризуемая интегральная ошибка между теоретическим и экспериментальным полем температур в зонах установки датчиков температур.
4. Решается задача оптимизации данного функционала при предварительном вычислении компонент градиентов параметризованных целевых функций.
5. Ищется шаг спуска в методе «сопряженных» направлений, обеспечивающий минимум целевого функционала на следующей итерации или регуляризирующий параметр в методе регуляризации А. Н. Тихонова.
6. Получаем значения целевых функций на следующей итерации. При выполнении условия останова полученные значения каждого из блоков домножаются на свои характерные базисные функции, считается, что зависимости получены, иначе процесс 1–5 выполняется повторно.

### Результаты решения обратной коэффициентной задачи для орбитального участка полета

Для верификации данного расчетного алгоритма проанализируем испытания, описанные в работе [3]. Объектом захлаживания являлся маломасштабный бак, представленный на рис. 1, с местами установки датчиков температур.

Обечайка бака была изготовлена с вафельным подкреплением с плоскими днищами из сплава АМг6 (рис. 1). Снаружи бак был покрыт теплоизоляцией толщиной 50 мм. В нижнюю часть бака по гибкому шлангу подавался жидкий азот из криогенного резервуара. На верхнем днище был выполнен дренажный штуцер, к которому был подсоединен трубопровод с вентилем, с помощью которого регулировалось давление внутри бака.

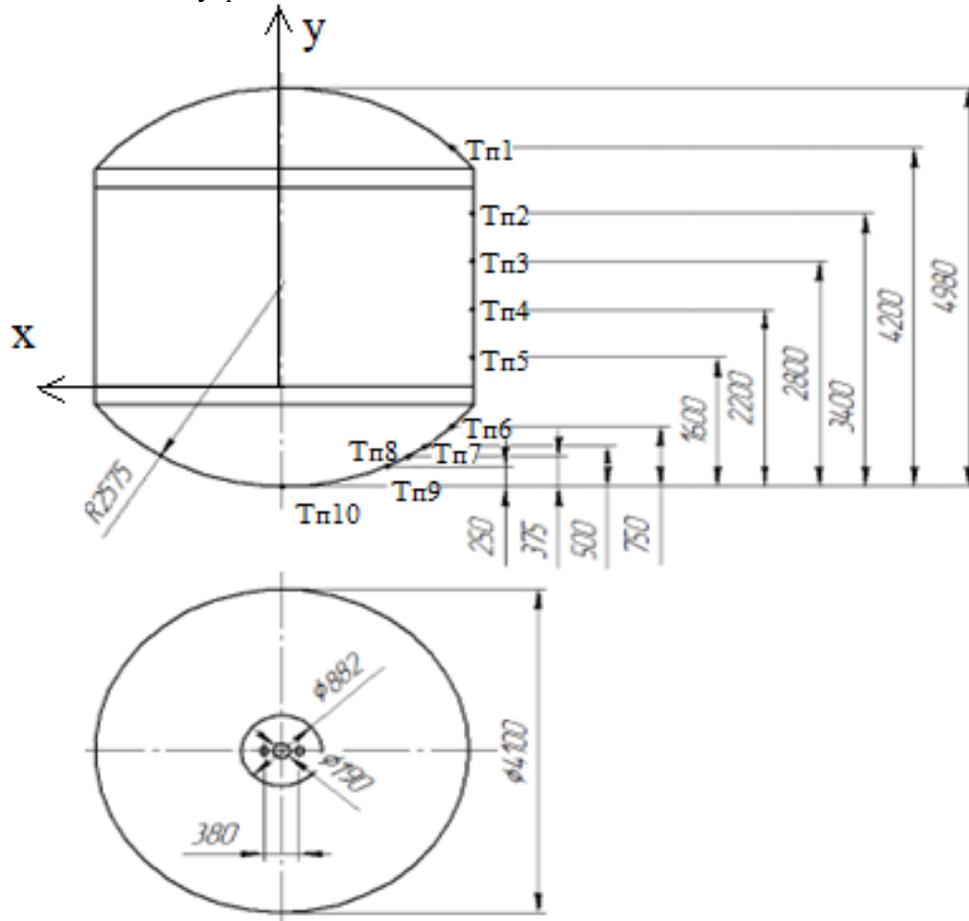


Рис. 2. Схема расположения термопар на баке (Тп)

Исходные данные обратной коэффициентной задачи по определению исследуемых характеристик на орбитальном участке полета в виде падающей удельной тепловой нагрузки и замеров температур в местах их установки представлены на рис. 3, 4.

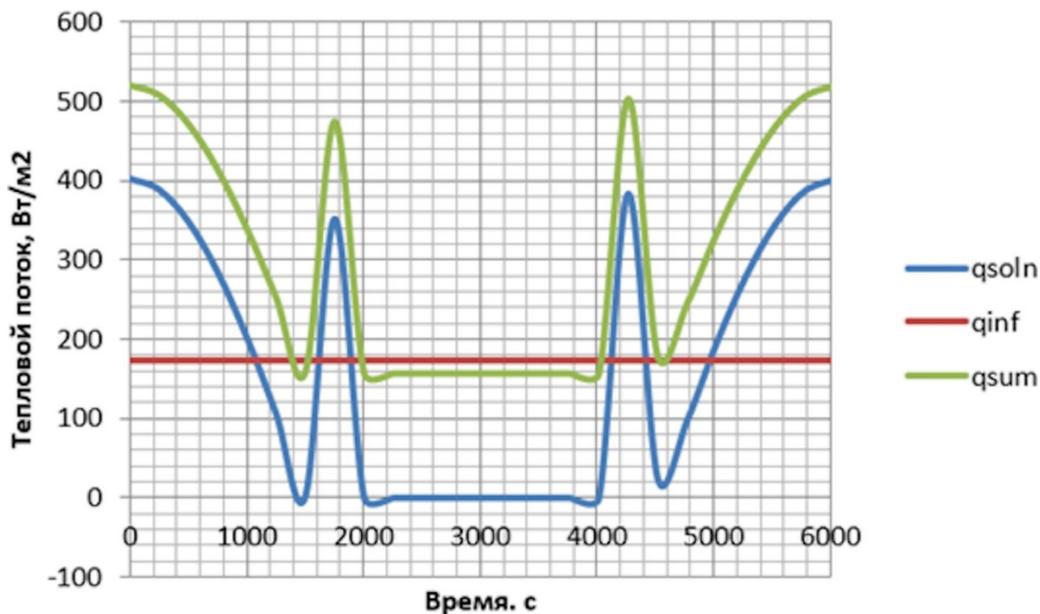


Рис. 3. Результаты расчета падающей тепловой нагрузки на теплоизоляционный материал, которые должны воспроизводиться при экспериментальной тепловой отработке

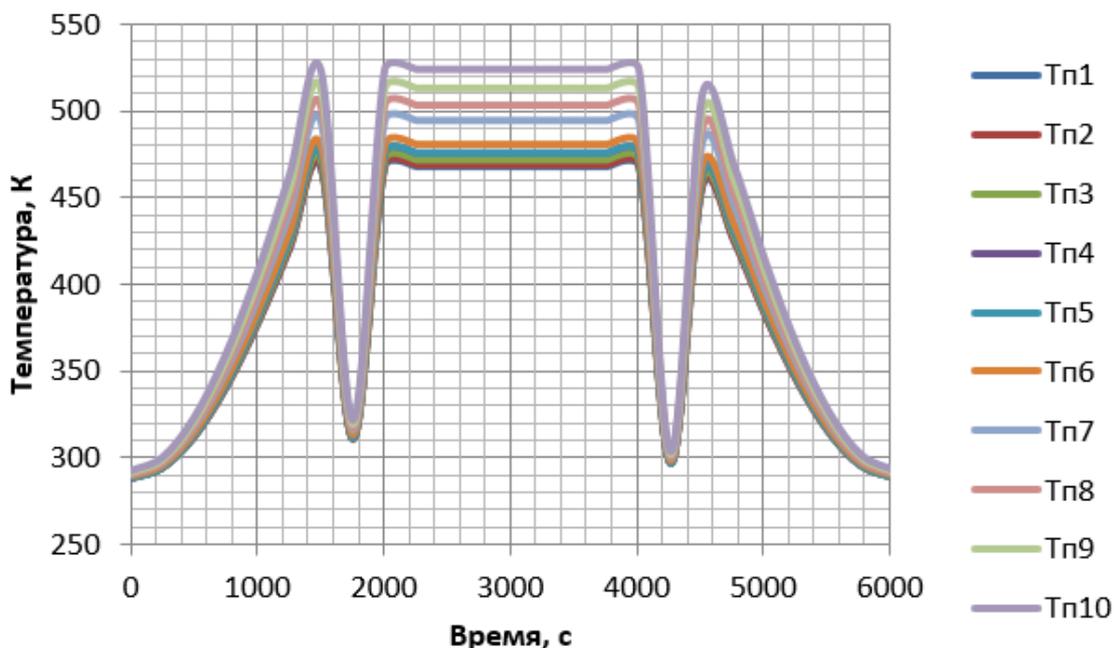


Рис. 4. Результаты замеров экспериментальных температур в местах установки датчиков температур

В данной работе в силу симметрии теплового потока относительно 3000 с целесообразно рассмотреть три временных блока, где параметризованные значения теплофизических параметров постоянны. Таким образом решено, что первый временной блок рассматривает временной диапазон с 0 до 1500 с, с 1500 до 2000 с и с 2000 до 3000 с. Итерационные изменения ошибки расчета тепловых потоков в первом временном блоке и значений исследуемых характеристик показаны на рис. 5, 6. Характерные значения на рис. 5 – параметризованные значения исследуемых характеристик с соответствующими размерностями. Для удобства нанесения графиков на одну числовую ось было решено возвести объемную теплоемкость в степень  $10^{-5}$ .

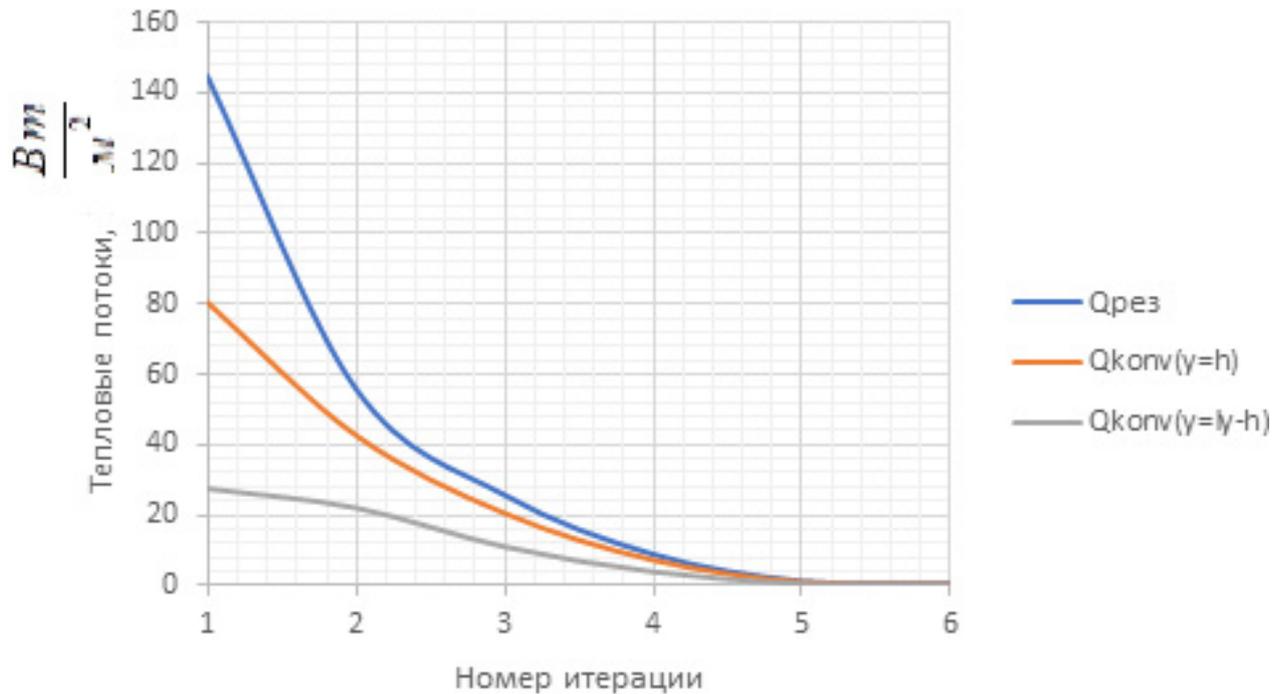


Рис. 5. Итерационные изменения ошибки расчета тепловых потоков от номера итерации для первого временного блока (для результирующего потока, конвективного потока в зависимости от высоты подъема столба жидкости в ходе заправки)

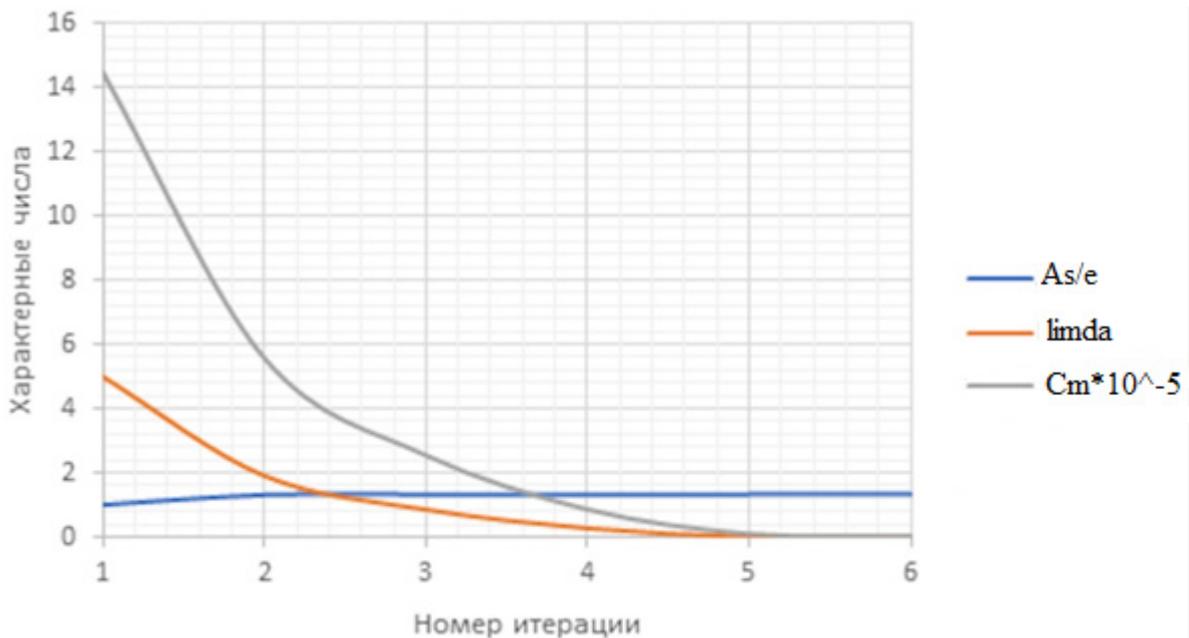


Рис. 6. Итерационные изменения параметрических величин исследуемых характеристик от номера итерации для первого временного блока ( $As/e$ ,  $\lambda$ ,  $Cm$ )

Как видно из анализа рис. 5 и 6, достаточно 6 итераций для выхода на стационарные значения исследуемых теплофизических величин, которые воссоздадут экспериментальное температурное поле с доверительным бюджетом ошибок.

Сходимость итерационного процесса лучше всего демонстрируется на нерегуляризуемой невязке, где наглядно видно, что она выходит на некоторый стационарный режим, что говорит о совпадении теоретического и температурного поля с разницей в среднеквадратичной погрешности. Результаты представлены на рис. 7.

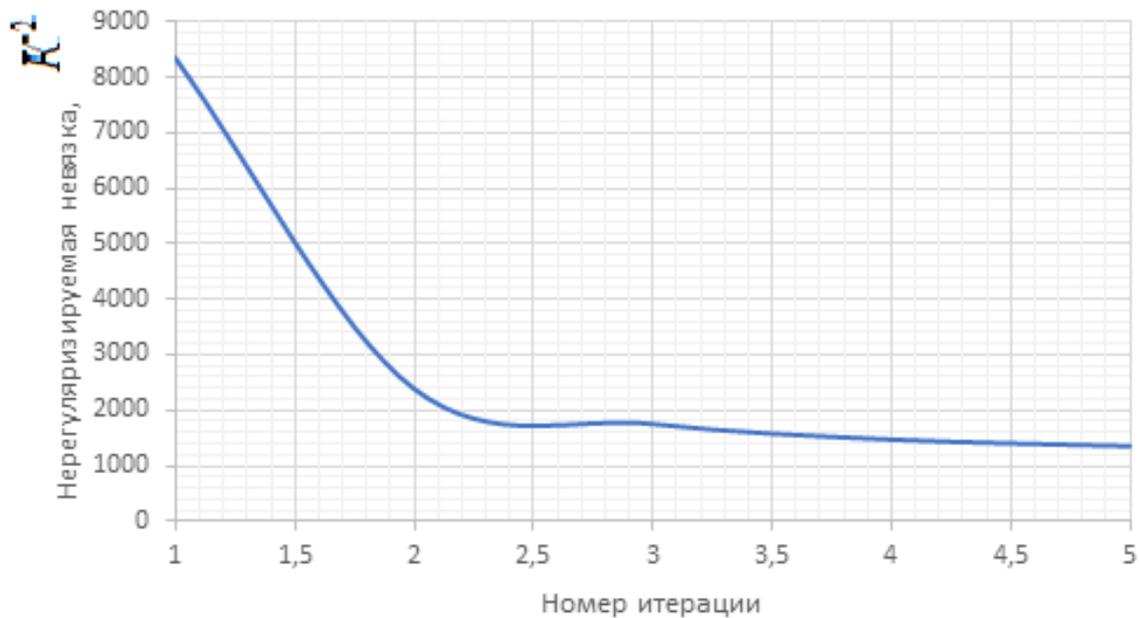


Рис. 7. Результаты расчета нерегуляризируемой невязки (среднеквадратичной ошибки) между теоретическим и экспериментальным температурным полем в местах установки датчиков температур для первого временного блока

Значения полученных теплофизических характеристик как функций от температуры показаны на рис. 8.

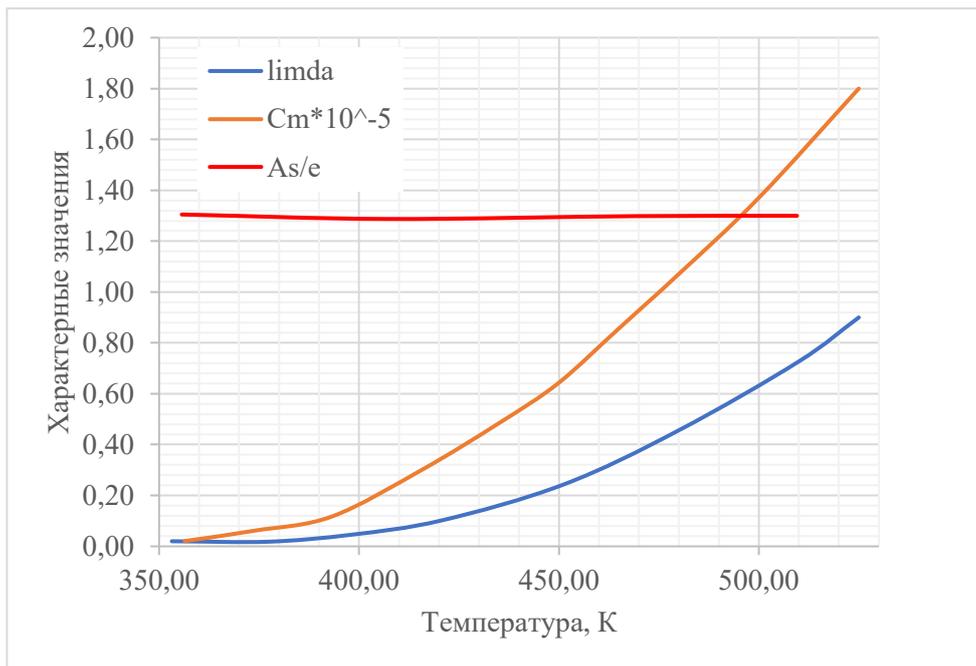


Рис. 8. Результаты расчета исследуемых теплофизических параметров как функций от температуры ( $As/e$ ,  $\lambda$ ,  $Cm$ )

Таким образом, для получения экспериментального температурного поля необходимо выбирать проектные теплофизические параметры из рис. 8 в каждый момент времени.

Исследуемая теплоизоляция имела справочную теплопроводность, равную 0,035 Вт/мК при переменной температуре, а в данной работе этот параметр искался совместно с теплоемкостью и  $As/e$ . Графическая зависимость относительной погрешности определения коэффициента теплопроводности от температуры приведена на рис. 9.

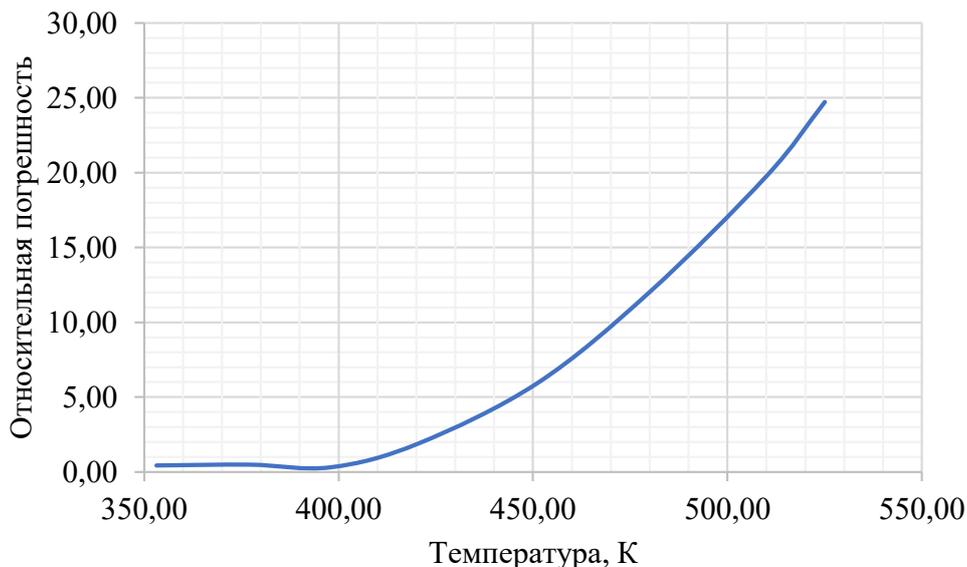


Рис. 9. Результаты расчета относительной погрешности как функции от температуры

Таким образом, полученные результаты показали, что при уровне температур от 370 до 550 К коэффициент теплопроводности будет варьироваться в пределах 0,02–0,8 Вт/мК, значения массовой теплоемкости будут лежать в диапазоне 2000–200 000 Дж/К, соотношение  $\frac{A_s}{\varepsilon}$  в районе 1,4. Анализ относительной погрешности, представленный на рис. 9, показывает, что в данной работе удалось оценить лишь порядок величин искомых характеристик теплоизоляционного материала. Это объясняется неполнотой исходной информации о зависимости этих характеристик от температуры.

### Заключение

1. Разработан метод параметрической идентификации набора теплофизических характеристик как функций от температуры методом итерационной регуляризации в приближении двунаправленного прогрева для орбитального участка полета.

2. Продемонстрированы результаты данного алгоритма на примере определения коэффициента теплопроводности, массовой теплоемкости и теплопроводности как функций от температуры.

3. Результаты показали, что на уровне температур от 370 до 550 К коэффициент теплопроводности будет варьироваться в пределах 0,02–0,8 Вт/мК, значения массовой теплоемкости будут лежать в диапазоне 2000–200 000 Дж/К, соотношение  $\frac{A_s}{\varepsilon}$  в районе 1,4.

### Список литературы

1. Алифанов О. М. Обратные задачи теплообмена. М. : Машиностроение, 1988. 280 с.
2. Алифанов О. М., Артюхин Е. А., Румянцев С. В. Экстремальные методы решения некорректных задач. М. : Наука, 1988. 288 с.
3. Борщев Н. О., Юранев О. А. Теоретическая оценка времени захолаживания бака жидкого водорода при испытаниях на прочность // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 12. С. 83–89.
4. Бугрова А. Д., Котляров Е. Ю., Финченко В. С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 23–29.
5. Воронов В. А., Карякина Е. Д., Ахмеров Э. В. Анализ технических решений в области транспорта и хранения сжиженного природного газа // Вестник международной академии холода. Холодильная техника. 2019. № 3. С. 15–22.
6. Галеев А. Г., Орлов В. А. Численное моделирование процесса заправки стендового бака жидким водородом // Полет. 2019. № 12. С. 54–62.
7. Карслоу У., Егер Д. Теплопроводность твердых тел. М. : Наука, 1964. 487 с.

8. Кологов А. В., Усов Г. Л. Методика анализа процессов захлаживания системы питания жидкостного ракетного двигателя и заправки топливного бака // Вестник НПО Техномаш. 2018. № 4. С. 62–64.
9. Пелевин Ф. В., Пономарев А. В., Лоханов И. В. Экспериментальное исследование теплообмена при двумерном межсеточном движении теплоносителя в охлаждающем тракте камеры ЖРД двигательных установок перспективных КА // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 61–64.
10. Борщев Н. О. Параметрическая идентификация падающего теплового потока как функция от времени и координаты методом итерационной регуляризации // Надежность и качество сложных систем. 2022. № 4. С. 15–23.
11. Борщев Н. О. Параметрическая идентификация теплопроводности высокопористых материалов в условиях воздействия факторов космического пространства // Надежность и качество сложных систем. 2022. № 4. С. 98–109.

### References

1. Alifanov O.M. *Obratnye zadachi teploobmena = Inverse problems of heat transfer*. Moscow: Mashinostroenie, 1988:280. (In Russ.)
2. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Remyantsev S.V. *Ekstremal'nye metody resheniya nekorrektnykh zadach = Extreme methods for solving ill-posed problems*. Moscow: Nauka, 1988:288. (In Russ.)
3. Borshchev N.O., Yuranev O.A. A theoretical assessment of the cooling time of a liquid hydrogen tank during strength tests. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie = Proceedings of higher educational institutions. Mechanical engineering*. 2021;(12):83–89. (In Russ.)
4. Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S. Method of preliminary analysis of the thermal regime of the instrument panel of the lunar landing module. Part 2. Assessment of the temperature of the seats and the ways of modification of the page. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina = Bulletin of the S. A. Lavochkin NGO*. 2021;(3): 23–29. (In Russ.)
5. Voronov V.A., Karyakina E.D., Akhmerov E.V. Analysis of technical solutions in the field of transportation and storage of liquefied natural gas. *Vestnik mezhdunarodnoy akademii kholoda. Kholodil'naya tekhnika = Bulletin of the International Academy of cold. refrigeration equipment*. 2019;(3):15–22. (In Russ.)
6. Galeev A.G., Orlov V.A. Numerical modeling of the process of filling a bench tank with liquid hydrogen. *Polet = Flight*. 2019;(12):54–62. (In Russ.)
7. Karslou U., Eger D. *Teploprovodnost' tverdykh tel = Thermal conductivity of solids*. Moscow: Nauka, 1964:487. (In Russ.)
8. Kologov A.V., Usov G.L. Methodology for analyzing the processes of cooling the power supply system of a liquid rocket engine and refueling the fuel tank. *Vestnik NPO Tekhnomash = Bulletin of NPO Technomash*. 2018;(4):62–64. (In Russ.)
9. Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Lokhanov I.V. Experimental study of heat transfer during two-dimensional interstitial motion of a coolant in the cooling path of the LRE chamber of propulsion systems of promising spacecraft. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina = Vestnik NPO named after S. A. Lavochkin*. 2020;(3):61–64. (In Russ.)
10. Borshchev N.O. Parametric identification of incident heat flow as a function of time and coordinates by iterative regularization method. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh system = Reliability and quality of complex systems*. 2022;(4):15–23. (In Russ.)
11. Borshchev N.O. Parametric identification of thermal conductivity of highly porous materials under the influence of space factors. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh system = Reliability and quality of complex systems*. 2022;(4):98–109. (In Russ.)

### Информация об авторах / Information about the authors

#### Никита Олегович Борщев

кандидат технических наук, ведущий инженер,  
Объединенный институт высоких температур  
(Россия, г. Москва, ул. Ижорская, 13)  
E-mail: moriarty93@mail.ru

#### Nikita O. Borshchev

Candidate of technical sciences, leading engineer,  
Joint Institute of High Temperatures  
(13 Izhorskaya street, Moscow, Russia)

**Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов /  
The author declares no conflicts of interests.**

**Поступила в редакцию / Received 05.07.2023**

**Поступила после рецензирования / Revised 10.08.2023**

**Принята к публикации / Accepted 01.09.2023**