

УДК 536.2.083

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛО ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ ДЛЯ ВОССОЗДАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВЕРХНОСТЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2022 г. Н. О. Борщев^{1,*}

¹Астрокосмический центр Федерального государственного учреждения науки институт им. С.А. Лебедева, Москва, 119991, Россия

*e-mail: moriarty93@mail.ru

Поступила в редакцию 24.08.2022 г.

После доработки 28.08.2022 г.

Принята к публикации 13.09.2022 г.

В данной работе рассмотрен метод определения подаваемых тепловых мощностей к солнечным имитаторам тепловакуумной камеры для воссоздания теплового режима космического аппарата на орбитальном участке полета на примере инфракрасного Фурье-спектрометра. Данная задача решается как задача минимизации среднеквадратичного отклонения между падающим тепловым потоком, получаемым в условиях тепловакуумных испытаний и потоком, моделирующим условия орбитального полета. Для этого сперва решаются две "прямые" задачи теплообмена для определения падающих тепловых потоков с учетом диффузного переизлучения между элементами. В качестве метода оптимизации предлагается метод сопряженных направлений как наиболее точный метод первого порядка сходимости. Для него необходимо определить шаг спуска и компоненты градиента среднеквадратичной ошибки. Шаг спуска ищется из условий минимума целевого функционала на каждой итерации, тем самым регулируя нашу невязку между тепловыми потоками. Задача минимизации решается методом сопряженных градиентов, позволяющим достичь требуемой сходимости за минимальное число итераций. Результаты показали, что температурный режим рассматриваемых узлов спектрометра коррелируется с расчетом на орбитальном участке полета.

Ключевые слова: орбитальный полет, тепловакуумная камера, метод тепловых балансов, обратная задача теплопроводности, метод сопряженных направлений

DOI: 10.56304/S2304487X22030026

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании облика системы теплового режима (СОТР) необходимо произвести наземную тепловую обработку изделия [1]. Но сперва необходимо выбрать проектные параметры тепловакуумной камеры в обеспечение воссоздания летных граничных условий, характерных для орбитального полета КА. Таким образом, методы определения адекватного воспроизведения заданного теплового режима являются важной и актуальной задачей теплового проектирования.

Запишем среднеквадратичное отклонение между двумя тепловыми потоками [2–4]:

$$S(q(\tau), \tilde{q}(\bar{\tau})) = \frac{1}{2} \int_0^{\tau_{\max}} \sum_{i=1}^M [q_{\text{пад}}(\tau) - \tilde{q}_{\text{пад}}(\bar{\tau})]^2 d\tau.$$

Для нахождения тепловых потоков для различных условий теплового нагружения запишем по-

становку задачи теплообмена методом изотермических узлов [2] для элементов КА.

Постановка задачи теплообмена для орбитального полета КА имеет следующий вид:

$$C_i(T_i)\rho \frac{\partial T_i(\tau)}{\partial \tau} V_i = A_s(T_i(\tau))q_s + \frac{\lambda(T_i(\tau))}{\delta}(T_i(\tau) - T_{i+1}(\tau))F_i^{\text{cond}} + \varepsilon_i(T_i(\tau))(q_3 + q_{\text{атм}} - \sigma T_i(\tau)^4)F_i^{\text{rad}}.$$

Падающий тепловой поток на элементы КА имеет вид:

$$\tilde{q}_{\text{пад}}(\bar{\tau}) = A_s(T_i(\tau))q_s + \varepsilon_i(T_i(\tau))(q_3 + q_{\text{атм}}),$$

где $C_i(T_i)$ – удельная теплоемкость материала, Дж/кгК; ρ – плотность материала, кг/м³; $A_s(T_i(\tau))$ – отражательно-излучательная характеристика в видимом спектре излучения;

q_s – солнечный удельный тепловой поток, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$;
 $\lambda(T_i(\tau))$ – теплопроводность изотермического элемента, $\frac{\text{Вт}}{\text{мК}}$; $T_i(\tau)$ – температура изотермического узла, К; $\varepsilon_i(T_i(\tau))$ – отражательно-излучательная характеристика материала; q_z – земной тепловой поток, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$; $q_{\text{атм}}$ – атмосферный тепловой поток, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$; σ – постоянная Стефана–Больцмана, $\frac{\text{Вт}}{\text{К}^4 \cdot \text{м}^2}$; V_i – объем элемента, м^3 ; F_i^{cond} – площадь кондуктивного теплообмена между элементами, м^2 ; F_i^{rad} – площадь радиационного теплообмена элемента, м^2 .

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАДАЮЩЕГО УДЕЛЬНОГО ИНТЕГРАЛЬНОГО ТЕПЛООВОГО ПОТОКА

Плотности падающих тепловых потоков определяются по следующим формулам [1, 5–8]:

прямой солнечный поток

$$q_c = \mu_s S_0,$$

отраженный от планеты солнечный поток

$$q_{\text{солн}}^{\text{отр}} = \alpha S_0,$$

собственное излучение планеты

$$q_{\text{соб}} = C_{11} + C_{22},$$

где μ_s – относительный мидель поверхности, на которую падает солнечный поток, по направлению на Солнце; α – среднее альbedo планеты; S_0 – солнечная постоянная в окрестности плане-

ты; C_1, C_2 – константы, определяющие собственное излучение планеты, при этом для планет с плотной атмосферой (в частности для Земли)

$$C_1 = \frac{(1 - \alpha)S_0}{4}; \quad C_2 = 0;$$

где φ_1 – угловой коэффициент между поверхностью и планетой, определяющий долю собственного излучения планеты, попадающую на поверхность; φ_2 – комбинированный угловой коэффициент, зависящий от взаимного положения поверхности, Солнца и планеты, определяет долю отраженной от планеты солнечной энергии, попадающую на рассматриваемую поверхность.

Относительный мидель поверхности определяется следующим выражением [1]:

$$\mu_s = \frac{(n, S) + |(n, S)|}{2},$$

где \bar{n} – единичный вектор нормали к поверхности; \bar{S} – единичный вектор, направленный на Солнце.

Направляющие косинусы векторов \bar{n} и \bar{S} определяются в связанной с аппаратом правой системе координат.

После тригонометрических преобразований для γ_s получаем следующее выражение:

$$\sin \gamma_s = \cos(i) \sin(\delta) - \sin(i) \sin(\gamma) \cos(\delta);$$

где $\gamma = \nu - \Omega$.

Величина δ определяется из соотношения:

$$\delta = \arcsin[\sin(235^\circ) \sin \nu_1].$$

Формула для определения углового φ_1 имеет вид:

$$\varphi_1 = \begin{cases} \cos \psi \sin^2 \theta_0, & \text{при } 0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} - \theta_0; \\ \frac{\cos \psi \sin^2 \theta_0 \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\cot \psi \cot \theta_0) \right] + \frac{1}{\pi} \left\{ \frac{\sqrt{\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \psi}}{\sin \psi} \right\}}{\pi}, & \text{при } \frac{\pi}{2} - \theta_0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} + \theta_0; \\ -\frac{1}{\pi} \cos \theta_0 \sqrt{\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \psi}, & \text{при } \frac{\pi}{2} - \theta_0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} + \theta_0. \end{cases}$$

Угловой коэффициент φ_2 вычисляется следующим образом:

$$\varphi_2 = f_2^*(\theta_0, \psi) \cos(\gamma_s) + f_3^* \sin \psi \sin(\gamma_s) \cos \delta_s,$$

где функции $f_2^*(\theta_0, \psi)$ и $f_3^*(\theta_0, \psi)$ определяют точное решение в интервале $0 \leq \psi \leq \pi/2 - \theta_0$ (поверхность F в этом случае не пересекает планету) и аппроксимируют точное решение с погрешно-

стью менее 1% при $\pi/2 - \theta_0 \leq \psi \leq \pi/2 + \theta_0$, при этом функции выражаются следующим образом [1]:

$$f_2^*(\theta_0, \psi) = \frac{f_2(\theta_0)}{\sin^2 \theta_0} \varphi_1(\theta_0, \psi) = k(\theta_0) \varphi_1(\theta_0, \psi);$$

$$f_3^*(\theta_0) = \frac{1}{4} \left(1 + \sin^2 \theta_0 + 2 \sin^3 \theta_0 + \frac{\cos^4 \theta_0 \ln \frac{1 - \sin \theta_0}{1 + \sin \theta_0}}{2 \sin \theta_0} \right);$$

$$f_3(\theta_0) = \frac{\cos^2 \theta_0 (3 + \sin^2 \theta_0)}{16 \sin \theta_0} \ln \frac{1 - \sin \theta_0}{1 + \sin \theta_0} - \frac{(1 - \sin \theta_0)(3 + 3 \sin \theta_0 + 2 \sin^2 \theta_0)}{8}$$

Векторы и углы, фигурирующие в формулах, приведены на рис. 1. Величина θ_0 (угол полуобзора планеты) определяется следующим образом:

$$\theta_0 = \arcsin \left(\frac{R}{R + H} \right),$$

где H – высота полета.

Углы ψ , γ_s и δ_s представляют собой:

ψ – угол между нормалью к площадке, для которой рассчитываются падающие лучистые потоки, и направлением на центр планеты;

γ_s – угол между направлением на площадку из центра Земли и вектором S направления на Солнце;

δ_s – угол между вертикальной плоскостью, содержащей нормаль к поверхности, и вертикальной плоскостью, содержащей вектор направления на Солнце.

Расчет названных углов проводится на основе траекторных параметров (перицентра, апоцентра орбиты, наклона, аргумента перицентра, даты старта) и ориентации КА.

Угол $\bar{\gamma}_s$ находится из скалярного произведения векторов \bar{S} и \bar{n}_0 :

$$\cos \gamma_s = \bar{S} \bar{n}_0;$$

\bar{n}_0 – единичный вектор нормали к плоскости орбиты КА, дополняет радиус-вектор КА и вектор скорости КА до правой системы координат.

Атмосферный тепловой поток представляет собой суммы потоков за счет рекомбинации атомов и молекулярного потока:

$$q_{\text{атм}}(\tau) = q_{\text{мол}}(\tau) + q_{\text{рек}}(\tau).$$

Удельный тепловой поток за счет рекомбинации атомов вычисляется по формуле [1]

$$q = \zeta E_1 N v F_n / F,$$

где N – число атомов газа в единице объема; ζ – эффективность рекомбинации атомов газа ($\zeta < 1$); E_1 – энергия рекомбинации на один атом газа; v – скорость движения КА по орбите; F_n – площадь проекции поверхности F -плоскость, перпендикулярная направлению скорости.

Удельный молекулярный тепловой поток равен

$$q_{\text{мол}} = \frac{1}{2} \alpha \rho v^3 \frac{F}{F_n},$$

где $\alpha = 0.9-1.0$ – коэффициент аккомодации; ρ – плотность атмосферы на данной высоте, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

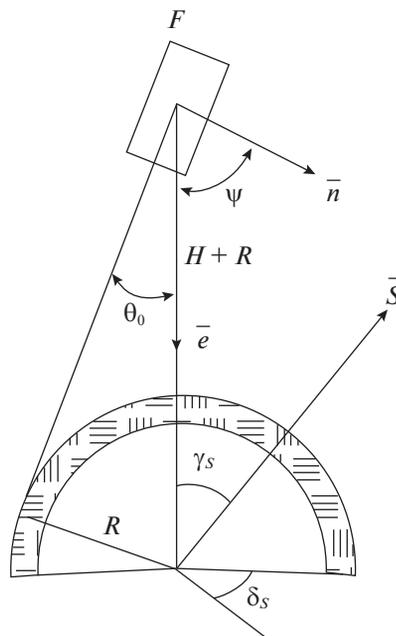


Рис. 1. К расчету угловых коэффициентов ϕ_1 и ϕ_2 .

Постановка задачи для теплообмена космического аппарата и элементов тепловакуумной камеры имеет следующий вид.

Для изотермических узлов самого КА [1]:

$$C_i(T_i) \rho \frac{\partial T_i(\tau)}{\partial \tau} V_i = q_{\text{пад}}(\tau) + \frac{\lambda(T_i(\tau))}{\delta} (T_i(\tau) - T_{i+1}(\tau)) \times \\ \times F_i^{\text{cond}} - \varepsilon_i(T_i(\tau)) \sigma T_i(\tau)^4 F_i^{\text{rad}}, \quad T_i(0) = T_0.$$

Для изотермических узлов ИК-имитаторов:

$$C_j(T_j) \rho \frac{\partial T_j(\tau)}{\partial \tau} V_j = \phi_{ij} (\varepsilon_i(T) \sigma T_j(\tau)^4 F_i^{\text{rad}} + \\ + q_{\text{пад}}(\tau)) - q_j^{\text{ИК}}(\tau), \quad T_j(0) = T_0,$$

где i, j – номера изотермических узлов.

Падающий тепловой поток на элементы КА имеет вид:

$$q_{\text{пад}}(\tau) = \phi_{ji} [q_j^{\text{ИК}}(\tau) + \sigma r_j(T_j(\tau)) \varepsilon_j(T) T_j(\tau)^4 F_j^{\text{rad}}].$$

Коэффициент диффузного отражения равен:

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

Угловой коэффициент диффузного переизлучения между элементами конструкции КА и ИК-имитаторами можно определить из выражения [6]:

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

В работе используется метод безусловной минимизации функционала $S(q(\tau), \bar{q}(\tau))$ с помощью

градиентного метода сопряженных направлений, как наиболее точного метода первого порядка точности, позволяющего достичь требуемой сходимости за минимальное число итераций.

Последовательный алгоритм метода сопряженных градиентов применительно к определению падающего теплового потока можно представить в следующем виде [9–12]:

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

где

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

Направление спуска определяется из:

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

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

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

Как видно из выбранного метода оптимизации, первостепенной задачей является отыскание градиента среднеквадратичной интегральной ошибки:

$$\frac{\partial S(q(\tau), \tilde{q}(\bar{\tau}))}{\partial q_p} = \int_0^{\tau_{\max}} \sum_{i=1}^M [q(\tau) - \tilde{q}(\bar{\tau})] \frac{\partial T(q_p)}{\partial q_p} d\tau.$$

Для нахождения производной температуры по параметризованному значению падающего теплового потока, достаточно продифференцировать основную постановку задачи теплообмена [13–17].

Постановка задачи для изотермических узлов КА имеет, таким образом, вид:

$$\rho V_i \left(C_i(T) \frac{\partial \theta_i(\tau)}{\partial \tau} + \frac{\partial C_i(T)}{\partial T} \theta_i(\tau) \right) = \frac{\partial q_{\text{пад}}(\tau)}{\partial q_j^{\text{ИК}}} + \frac{\partial \lambda(T_i(\tau))}{\partial T} \times \\ (T_i(\tau) - T_{i+1}(\tau)) \theta_i(\tau) + \lambda(T_i(\tau)) (\theta_i(\tau) - \theta_{i+1}(\tau)) \frac{F_i^{\text{cond}}}{\delta} - \\ - \left[\frac{\partial \varepsilon_i(T_i(\tau))}{\partial T} \theta_i(\tau) T_j(\tau)^4 + 4\varepsilon_i(T) T_j(\tau)^3 \theta_i(\tau) \right] \sigma F_i^{\text{rad}}, \\ \theta_i(0) = T_0.$$

В данной работе используются кусочно-постоянные базисные функции для задания влияния падающих тепловых потоков с ИК-имитаторов от температуры элементов КА, имеющие следующий вид:

$$N_m(T) = \begin{cases} 1, & T < T_{m-1} \\ 0, & T > T_m, \quad m = \overline{1, M} \end{cases},$$

где $N_m(T)$ – базисные функции, описывающие зависимость падающего теплового потока от тем-

пературы. В данной работе используются кусочно-постоянные базисные функции, имеющие следующий вид [2–4]:

$$q_{\text{ИК}}(T) \approx \sum_{m=1}^M q_p N_m(T).$$

Постановка задачи для изотермических узлов ИК-имитаторов имеет, таким образом, вид:

$$\rho V_j \left(C_j(T) \frac{\partial \theta_j(\tau)}{\partial \tau} + \frac{\partial C_j(T)}{\partial T} \theta_j(\tau) \right) = \varphi_{ij} \times \\ \times \left(4\varepsilon(T) \sigma T_j(\tau)^3 F_i^{\text{rad}} + \frac{\partial \varepsilon_i(T_i(\tau))}{\partial T} \theta_i(\tau) T_i(\tau)^4 + \frac{\partial q_{\text{пад}}(\tau)}{\partial q_j^{\text{ИК}}} \right) - \\ - \sum_{i=1}^M N_m T_j(0) = T_0.$$

При определении угловых коэффициентов используются вспомогательные соотношения [5]:

$$\varphi_{ij} F_i^{\text{rad}} = \varphi_{ji} F_j^{\text{rad}}; \\ \sum_{i=1}^{N_j} \varphi_{ij} = 1.$$

Выражение для производной от падающего теплового потока по потоку, направленного с ИК-имитаторов имеет вид:

$$\frac{\partial q_{\text{пад}}(\tau)}{\partial q_j^{\text{ИК}}} = \varphi_{ji} \left[\sum_{i=1}^M N_m + 4\sigma r_j(T_j(\tau)) \varepsilon_j(T) T_j(\tau)^3 F_j^{\text{rad}} \right].$$

Для нахождения шага спуска, исходя из метода итерационной регуляризации [9], запишем выражение целевого функционала на следующей итерации:

$$S(q_p^n + \Delta q_p^n) = S(q_p^n) - \alpha_{\text{сн}} \left[\frac{\partial S(q_p^n)}{\partial q_p} \right]^2 \\ S(q_p^n + \Delta q_p^n) = \frac{1}{2}.$$

Откуда, согласно принципу глобального минимума, необходимо и достаточно приравнять полученное выражение к нулю и выразить шаг спуска. Получим:

$$\alpha_{\text{сн}} = \sum_{m=1}^M \int_0^{\tau_{\max}} \frac{1}{\left(\frac{\partial q(q_p^n)}{\partial q_p} \right)^2} d\tau.$$

Таким образом, данный алгоритм включает в себя следующую последовательность действий:

1. Решение “прямой” задачи теплообмена на орбитальном участке полета для определения падающего теплового потока на элементы конструкции КА.

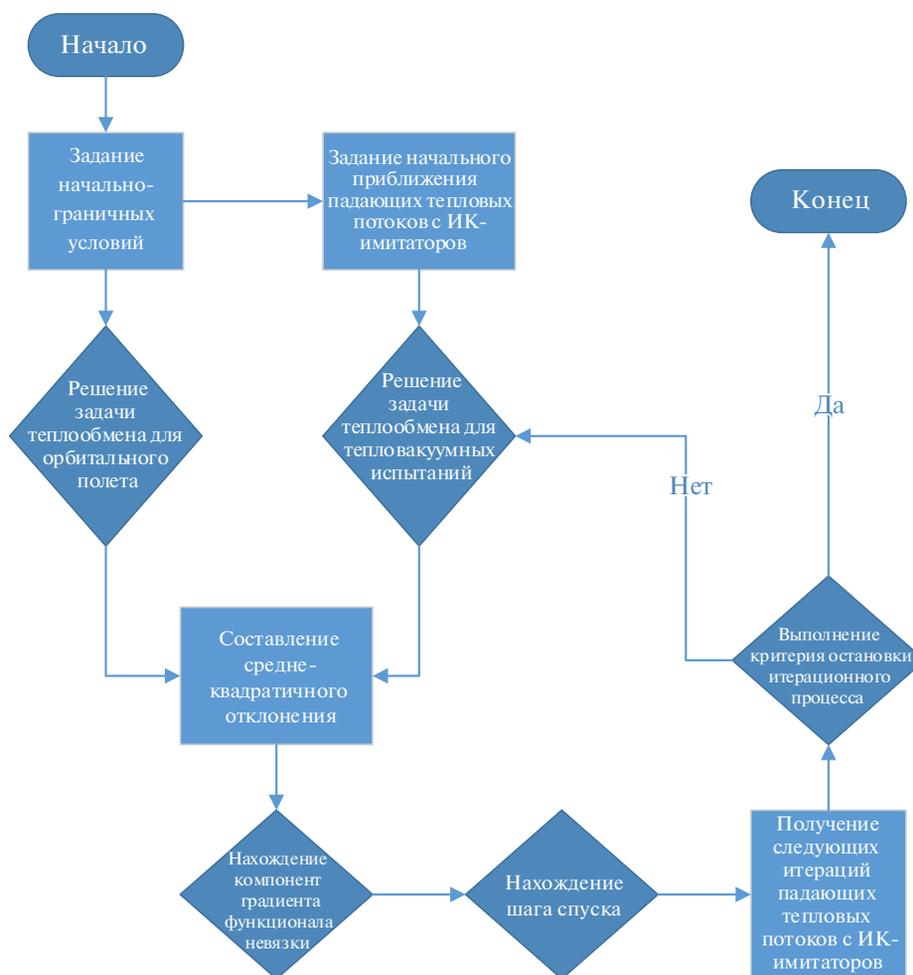


Рис. 2. Блок-схема алгоритма идентификации падающих тепловых потоков с ИК-имитаторов.

2. Задание начальных приближений параметрических величин падающих потоков с ИК-имитаторов.

3. Решение “прямой” задачи прогрева конструкции в одномерном приближении, моделируя условия наземной тепловакуумной обработки изделия.

4. Получение поля падающей интегральной тепловой нагрузки по времени и элементам конструкции.

5. Составление среднеквадратичной интегральной ошибки между падающей тепловой нагрузкой, полученной при расчете КА на орбитальном участке полета и падающим на элементы конструкции КА тепловым потоком, полученным при тепловакуумной обработке.

6. Решение семейства сопряженных задач по поиску компонент градиента целевого функционала невязки.

7. Вычисление шага спуска в методе сопряженных направлений на основе метода итерационной регуляризации.

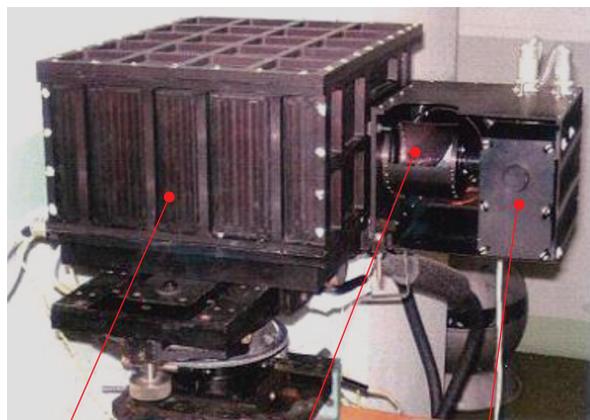
8. Получение следующих итерированных приближений падающей тепловой нагрузки с ИК-имитаторов.

9. Проверка критерия останова итерационного процесса. В случае его выполнения, параметризованные величины считаются искомыми, иначе необходимо повторно выполнить пункты 2–8.

Реализация решения данного алгоритма проиллюстрирована на блок-схеме на рис. 2.

ЧИСЛЕННЫЙ ВИРТУАЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

В качестве объекта исследования выбран инфракрасный Фурье-спектрометр. Прибор состоит из модуля интерферометра (МИ), который измеряет спектральную яркость объекта, модуля



Модуль интерферометра Зеркало сканера Модуль сканера

Рис. 3. Общий вид интерферометра.

сканера (МС), направляющего поле зрения прибора в нужную точку, модуля обработки, управления и питания, радиационного холодильника (РХ) для охлаждения приемника излучения [2]. Общий вид прибора приведен на рис. 3.

Для обеспечения тепловых режимов интерферометр имеет в своем составе систему терморегулирования (СТР), которая включает в себя экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ) на наружных поверхностях прибора (за исключением части поверхности интерферометра, обращенной в космос, выполняющей роль дополнительного теплового излучателя, и внутренней полости сканера, обращенной к Земле), а также два нагревателя, установленные на корпусе интерферо-

метра с внутренней стороны, прилегающей к холодильнику-излучателю. Нагреватели имеют температуру настройки 0°C , зону нечувствительности 0.1°C , суммарное тепловыделение 10 Вт. Включение и выключение нагревателей осуществляется при отклонении температуры нижней пластины модуля интерферометра на $\pm 0.1^{\circ}$ от 0°C .

Для экспериментального моделирования тепловых режимов бортовой аппаратуры использован стенд тепловакуумных испытаний. Камера оснащена криогенными экранами по внутреннему объему (рис. 4).

Радиационно-кондуктивный характер теплообмена и имитация космического вакуума обеспечены за счет поддержания давления не выше $2 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. Для имитации потерь тепла от исследуемого объекта излучением в открытый космос – криогенные экраны внутри вакуумной камеры, они захлаживаются до температур минус 173°C (100 К). Для моделирования теплообмена прибора с платформой космического аппарата изготовлен терморегулируемый подвес, который обеспечивает расположение аппаратуры под углом 29° к вертикали и произвольное вращение аппаратуры вокруг вертикальной оси [4]. За счет использования подвеса обеспечена такая ориентация прибора, что надир находится вертикально внизу, под прибором располагаются имитаторы инфракрасного излучения (ИКИ). Такое расположение прибора позволяет моделировать лучистые тепловые потоки от Земли, падающие на прибор в орбитальном полете.

Результаты определения падающего полного теплового результирующего потока для каждой из поверхностей представлены на рис. 5.

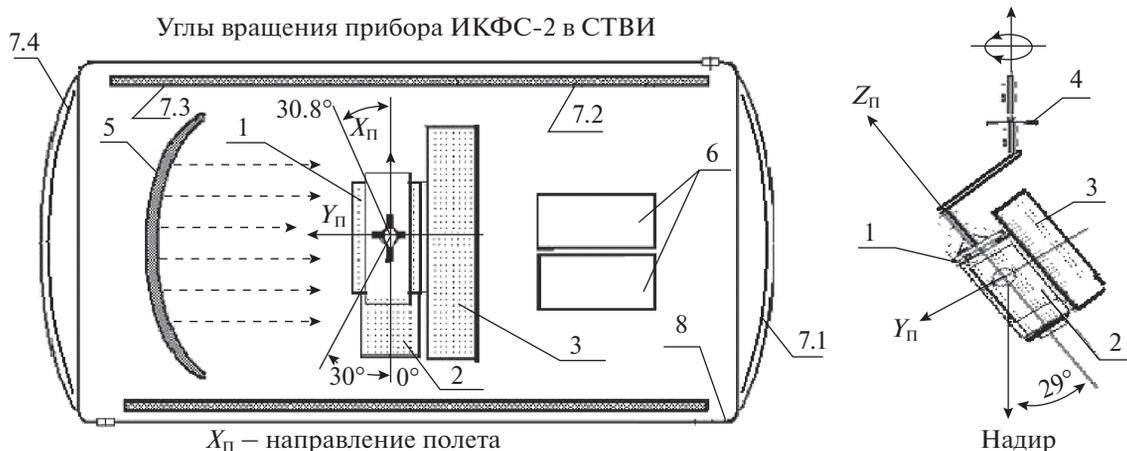


Рис. 4. Расположение интерферометра в тепловакуумной камере (вид на камеру сверху): 1 – модуль интерферометра ИКФС-2; 2 – модуль сканера ИКФС-2; 3 – РХ; 4 – узел подвеса; 5 – имитатор Солнца; 6 – имитатор Земли; 7.1–7.4. – криопанели камеры СТВИ (4 секции); 8 – стенка вакуумной камеры.

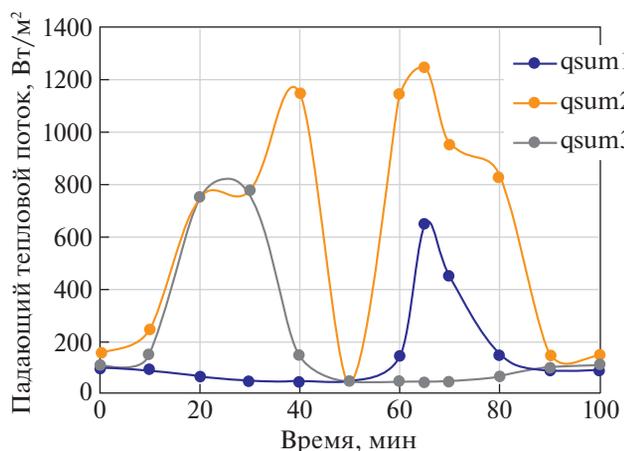


Рис. 5. Падающие суммарные тепловые потоки на орбитальном участке полета: qsum1 – плотность теплового потока на боковую стенку корпуса интерферометра, qsum2 – плотность теплового потока на верхнюю стенку корпуса интерферометра, qsum3 – плотность теплового потока на боковую стенку корпуса сканера.

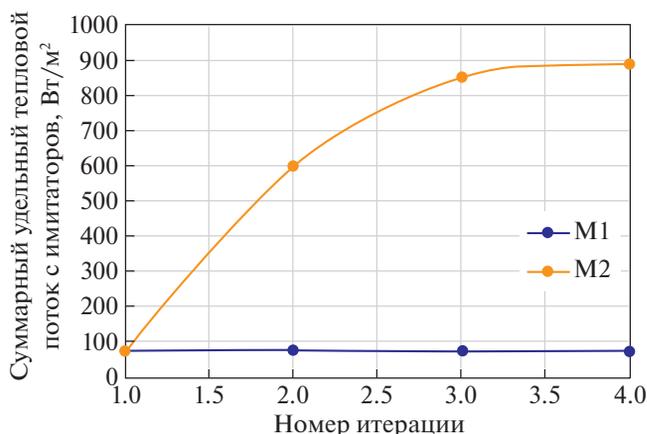


Рис. 6. Падающие суммарные тепловые потоки для двух временных блоков в зависимости от номера итерации аппроксимирующие тепловую нагрузку на боковую стенку корпуса интерферометра (M1, M2 – временные блоки в рамках которых поток постоянен).

При анализе суммарных тепловых нагрузок на элементы интерферометра решено аппроксимировать тепловую нагрузку на боковую стенку корпуса интерферометра двумя временными блоками, плотность теплового потока на верхнюю стенку корпуса интерферометра – двумя временными блоками M1 и M2; плотность теплового потока на боковую стенку корпуса сканера – тремя временными блоками в силу почти что симметрии тепловой нагрузки. Изменения падающих суммарных удельных тепловых потоков и среднеквадратичных отклонений от номера итерации представлены на рис. 6–11.

Из анализа графических зависимостей следует, что требуемая точность сходимости была достигнута за четыре итерации, максимальное среднеквадратичное отклонение не превышает $72 \left(\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right)^2$. Восстановленные циклограммы подводимых тепловых мощностей к солнечным имитаторам представлены на рис. 12.

На рис. 13–15 представлены циклограммы изменения температурных полей для боковой стенки корпуса интерферометра, верхней стенки корпуса интерферометра, боковой стенки корпуса сканера, полученные в ходе тепловакуумной от-

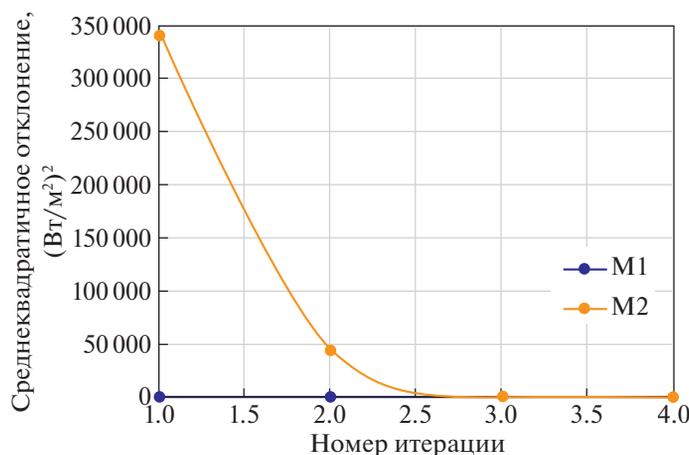


Рис. 7. Среднеквадратичная ошибка между расчетным и восстановленным падающим тепловым потоком на боковую стенку корпуса интерферометра (M1, M2 – временные блоки в рамках которых поток постоянен).

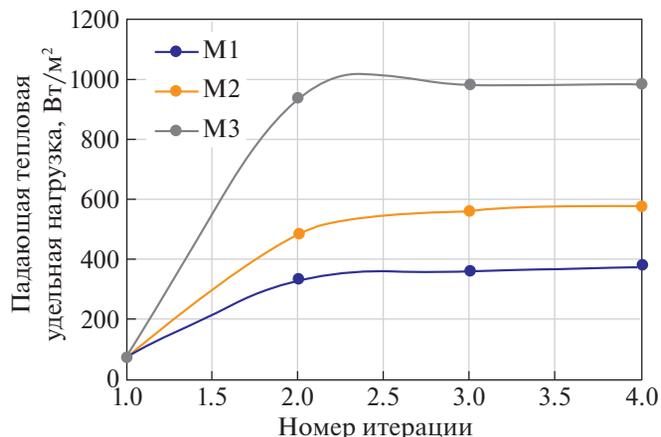


Рис. 8. Падающие суммарные тепловые потоки для двух временных блоков в зависимости от номера итерации аппроксимирующие тепловую нагрузку на верхнюю стенку корпуса интерферометра (M1, M2, M3 – временные блоки в рамках которых поток постоянен).

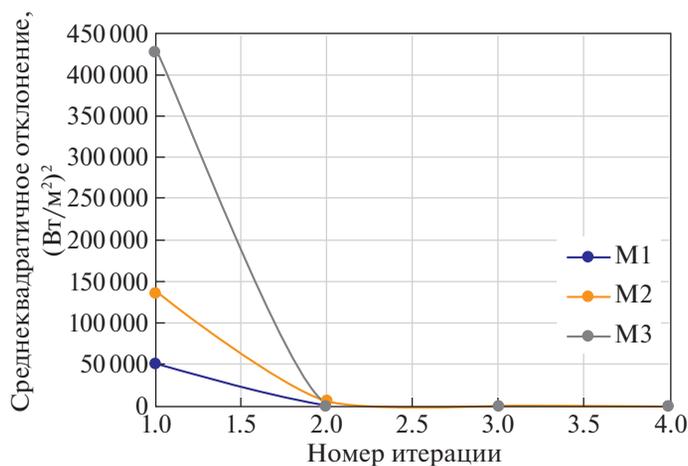


Рис. 9. Среднеквадратичная ошибка между расчетным и восстановленным падающим тепловым потоком на верхнюю стенку корпуса интерферометра (M1, M2, M3 – временные блоки, в рамках которых поток постоянен).

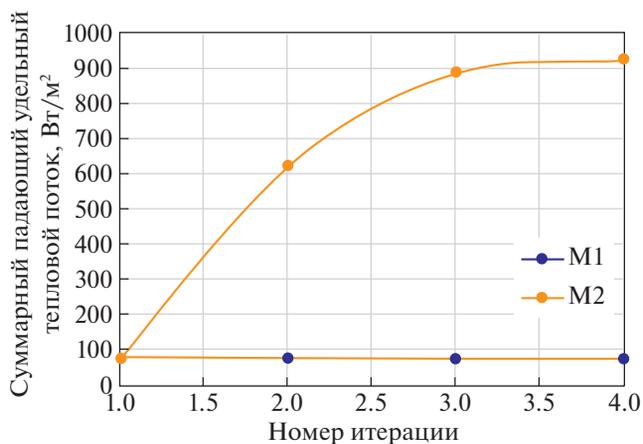


Рис. 10. Падающие суммарные тепловые потоки для двух временных блоков в зависимости от номера итерации, аппроксимирующие тепловую нагрузку на боковую стенку сканера (M1, M2 – временные блоки, в рамках которых поток постоянен).

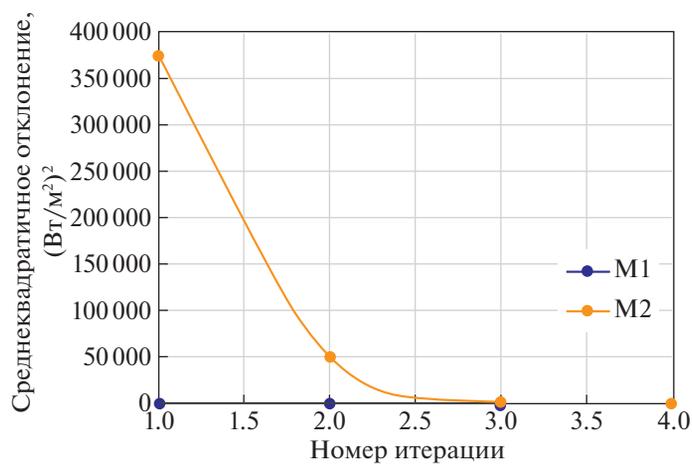


Рис. 11. Среднеквадратичная ошибка между расчетным и восстановленным падающим тепловым потоком на боковую стенку сканера (M1, M2 – временные блоки, в рамках которых поток постоянен).

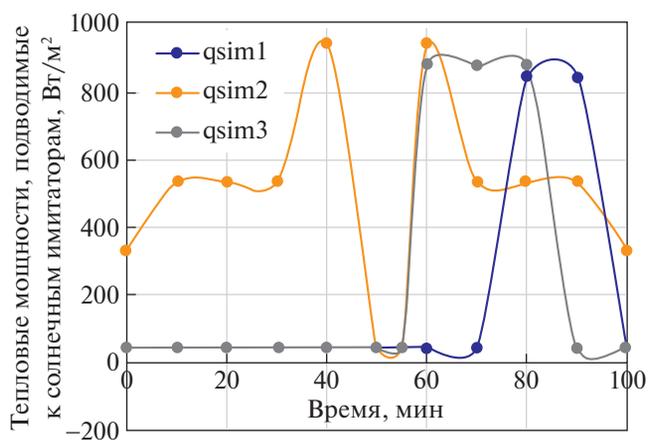


Рис. 12. Тепловые подводимые мощности к солнечным имитаторам.

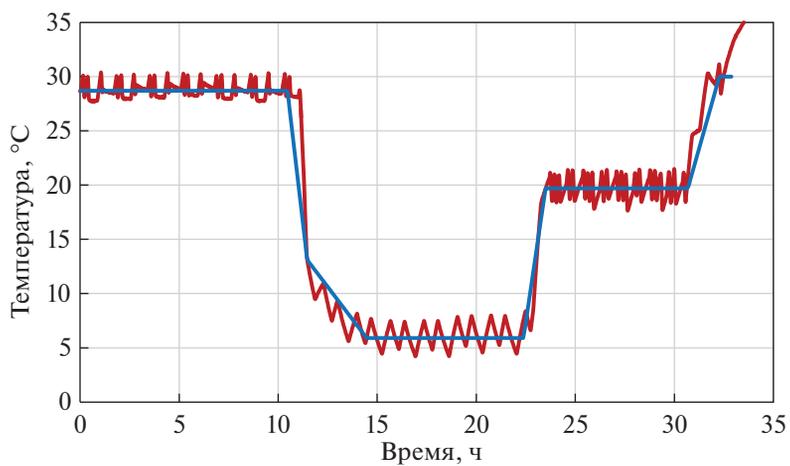


Рис. 13. Циклограмма изменения температуры боковой стенки корпуса интерферометра.

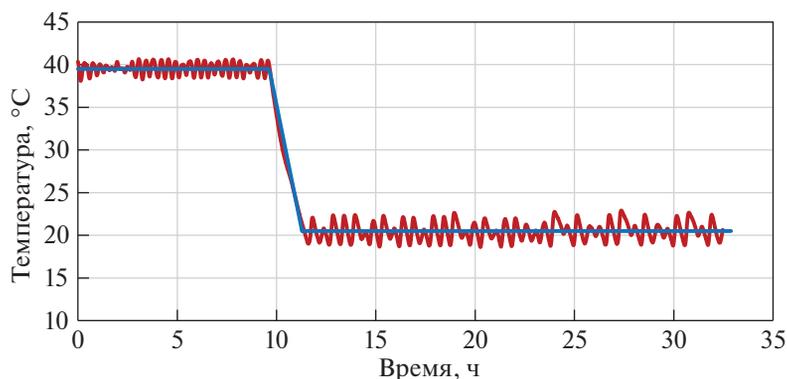


Рис. 14. Циклограмма изменения температуры боковой стенки корпуса интерферометра.

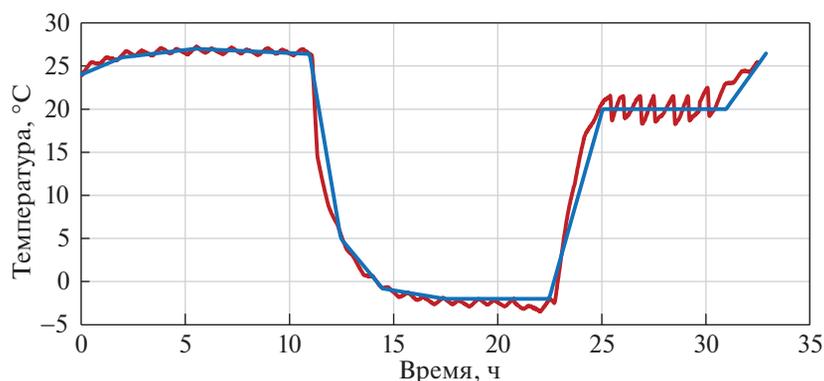


Рис. 15. Циклограмма изменения температуры боковой стенки корпуса сканера.

работки и теоретического орбитального расчета (красная кривая — эксперимент; синяя — теоретический расчет).

Как показали результаты расчетов температурного поля и тепловакуумной отработки изделия, результаты очень хорошо коррелируются между собой.

ВЫВОДЫ

1. Разработан метод параметрической идентификации проектных параметров тепловакуумного стенда, а именно подводимые тепловые мощности к солнечным имитаторам, моделирующим орбитальный участок полета.

2. Продемонстрированы результаты данного алгоритма на примере определения подаваемых тепловых мощностей к солнечным имитаторам в ходе тепловакуумной наземной отработки Фурье-спектрометра.

3. Результаты показали, что температурный режим рассматриваемых узлов спектрометра коррелируется с расчетом на орбитальном участке полета.

4. Данный алгоритм может быть использован для этапа предэкспериментальной отработки изделий и при проектировании тепловакуумных разнокалиберных камер.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979.
2. Крейн С.Г., Прозоровская О.И. Аналитические полугруппы и некорректные задачи для эволюционных уравнений // Доклады Академии наук СССР. 1960. Т. 133. № 2. С. 277–280.
3. Басистов Ю.А., Яновский Ю.Г. Некорректные задачи в механике (реологии) вязкоупругих сред и их регуляризация // Механика композиционных материалов и конструкций. 2010. Т. 16. № 1. С. 117–143.
4. Бакушинский А.Б., Кокурин М.Ю., Кокурин М.М. Прямые и обратные теоремы для итерационных методов решения нерегулярных операторных уравнений и разностных методов решения некорректных задач Коши // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2020. Т. 60. № 6. С. 939–962.

5. Фанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО им. С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. № 2/36. С. 5–16.
6. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л. Н. Теплообмен излучением. М.: Энергоатомиздат, 1991.
7. Тулин Д.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальные методы проектирования систем обеспечения теплового режима космических аппаратов. М.: МАИ-ПРИНТ, 2014. Т. 3. С. 1320–1437.
8. Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе. Самара: Самарский университет, 2013. 53 с.
9. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 288 с.
10. Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
11. Формалев В.Ф. Теплоперенос в анизотропных твердых телах. М.: Физматлит, 2015. 238 с.
12. Васин В.В. Модифицированный метод наискорейшего спуска для нелинейных регулярных операторных уравнений // Доклады Академии наук. 2015. Т. 462. № 3. С. 264.
13. Голицев И.И. Модифицированный градиентный метод наискорейшего спуска решения нелинейной задачи для нестационарных уравнений Навье–Стокса // Уфимский математический журнал. 2013. Т. 5. № 4. С. 60–76.
14. Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. М.: Физматлит, 2004. 400 с.
15. Формалев В.Ф. Анализ двумерных температурных полей в анизотропных телах с учетом подвижных границ и большой степени анизотропии // Теплофизика высоких температур. 1990. Т. 28. № 4. С. 715–721.
16. Формалев В.Ф. Идентификация двумерных тепловых потоков в анизотропных телах сложной формы // Инженерно-физический журнал. 1989. Т. 56. № 3. С. 382–386.
17. Формалев В.Ф., Колесник С.А. Аналитическое решение второй начально-краевой задачи анизотропной теплопроводности // Математическое моделирование. 2003. Т. 15. № 6. С. 107–110.

Vestnik Natsional'nogo Issledovatel'skogo Yadernogo Universiteta "MIFI", 2022, vol. 11, no. 3, pp. 197–208

Method for Determining the Design Parameters of a Thermal Vacuum Chamber for Recreating Orbital Boundary Conditions on Spacecraft Surfaces

N. O. Borshev^{a, #}

^a *Astrospace Center, Lebedev Physical Institute, Russian Academy of Sciences, Moscow, 119991 Russia*

[#] *e-mail: moriarty93@mail.ru*

Received August 24, 2022; revised August 28, 2022; accepted September 13, 2022

Abstract—A method for determining the supplied thermal capacities to solar simulators of a thermal vacuum chamber for recreating the thermal regime of a spacecraft in the orbital flight section using the example of an infrared Fourier spectrometer is proposed. This problem is solved as a problem of minimizing the standard deviation between the incident heat flow obtained under the conditions of thermal vacuum tests and the flow simulating the conditions of orbital flight. To do this, two “direct” heat exchange problems are first solved to determine the incident heat fluxes, taking into account the diffuse re-emission between the elements. As an optimization method, the method of conjugate directions is proposed as the most accurate first-order convergence method. For it, it is necessary to determine the step of descent and the components of the gradient of the root-mean-square error. The descent step is sought from the conditions of the minimum of the target functional at each iteration, thereby regularizing our discrepancy between heat flows. The minimization problem is solved by the conjugate gradient method, which allows achieving the required convergence in the minimum number of iterations. The results show that the temperature regime of the considered spectrometer nodes correlates with the calculation in the orbital flight section.

Keywords: orbital flight, thermal vacuum chamber, method of thermal balances, inverse problem of thermal conductivity, method of conjugate directions

DOI: 10.56304/S2304487X22030026

REFERENCES

1. Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata*. [Calculation of spacecraft heat transfer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979.
2. Krein S.G., Prozorovskaya O.I. Analytical semigroups and ill-posed problems for evolutionary equations. *Re-*

- ports of the Academy of Sciences of the USSR. 1960, vol. 133, no. 2, pp. 277–280. (in Russian)
3. Bassistov Yu.A., Yanovsky Yu.G. Incorrect problems in mechanics (rheology) of viscoelastic media and their regularization. *Mechanics of composite materials and structures*. 2010, vol. 16, no. 1, pp. 117–143. (in Russian)
 4. Bakushinsky A.B., Kokurin M.Yu., Kokurin M.M. Direct and inverse theorems for iterative methods for solving irregular operator equations and difference methods for solving ill-posed Cauchy problems. *Journal of Computational Mathematics and Mathematical Physics*. 2020, vol. 60, no. 6, pp. 939–962. (in Russian)
 5. Fanov V.V., Martynov M.B., Karchaev H.Zh. Letatel'nye apparaty NPO im. S.A. Lavochkina (k 80-letiyu predpriyatiya) [Aircraft of S.A. Lavochkin NPO (to the 80th anniversary of the enterprise)]. *Bulletin of NPO named after S.A. Lavochkin*, 2017, no. 2/36, pp. 5–16. (in Russian)
 6. Bloch A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. *Teploobmen izlucheniem* [Heat exchange by radiation]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991.
 7. Tulin D.V., Finchenko V.S. *Teoretiko-eksperimental'nye metody proektirovaniya sistem obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov*. [Theoretical and experimental methods of designing systems for ensuring the thermal regime of spacecraft]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2014, vol. 3, pp. 1320–1437.
 8. Tsaplin S.V., Bolychev S.A., Romanov A.E. *Teploobmen v kosmose* [Heat exchange in space]. Samara University Publ., 2013, 53 p.
 9. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Rumyantsev S.V. *Ekstremal'nye metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Extreme methods of solving incorrect problems]. Moscow, Nauka. Gl. ed. phys.-mat. lit. Publ., 1988, 288 s.
 10. Alifanov O.M. *Obratnye zadachi teploobmena* [Inverse problems of heat transfer]. Moscow, Mechanical Engineering Publ., 1988, 280 p.
 11. Formalev V.F. *Teploperenos v anizotropnykh tverdykh telakh* [Heat transfer in anisotropic solids]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2015, 238 p.
 12. Vasin V.V. Modificirovannyj metod nayskorejshego spuska dlya nelinejnykh reguljarnykh operatorynykh uravnenij [Modified steepest descent method for nonlinear regular operator equations]. *Reports of the Academy of Sciences*, 2015, vol. 462, no. 3, p. 264. (in Russian)
 13. Golichev I.I. Modificirovannyj gradientnyj metod nayskorejshego spuska resheniya neleniarizovannoj zadachi dlya nestacionarnykh uravnenij Nav'e–Stoksa [Modified gradient method of the steepest descent of the solution of the non-leniariized problem for non-stationary Navier–Stokes equations]. *Ufa Mathematical Journal*, 2013, vol. 5, no. 4, pp. 60–76. (in Russian)
 14. Formalev V.F., Reviznikov D.L. *Chislennye metody* [Numerical methods]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2004, 400 p.
 15. Formalev V.F. Analiz dvumernykh temperaturnykh polej v anizotropnykh telakh s uchedom podvizhnykh granic i bol'shoj stepeni anizotropii [Analysis of two-dimensional temperature fields in anisotropic bodies taking into account moving boundaries and a large degree of anisotropy]. *Thermophysics of high temperatures*, 1990, vol. 28, no. 4, pp. 715–721. (in Russian)
 16. Formalev V.F. Identifikaciya dvumernykh teplovykh potokov v anizotropnykh telakh slozhnoj formy [Identification of two-dimensional heat flows in anisotropic bodies of complex shape]. *Engineering and Physics journal*, 1989, vol. 56, no. 3, pp. 382–386. (in Russian)
 17. Formalev V.F., Kolesnik S.A. Analiticheskoe reshenie vtoroj nachal'no-kraevoj zadachi anizotropnoj teploprovodnosti [Analytical solution of the second initial boundary value problem of anisotropic thermal conductivity]. *Mathematical modeling*, 2003, vol. 15, no. 6, pp. 107–110. (in Russian)