

Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 12. С. 547–558
Thermal processes in engineering, 2024, vol. 16, no. 12, pp. 547–558

Научная статья
УДК 536.33
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184345>
EDN: <https://www.elibrary.ru/EHTJRK>

Метод выбора параметров рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева

М.В. Худорожко^{1✉}, П.В. Просунцов²

^{1,2}Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

¹khudorozko.mixa@gmail.com✉

Аннотация. Предложен вариант установки радиационного нагрева, работающей по принципу концентрации излучения от большого количества серийных шаровых галогенных ламп. Представлено аналитическое решение задачи определения теплового потока, падающего на объект испытаний в системе с излучателем в виде тонкостенного цилиндра и зеркального отражателя. Показано хорошее соответствие аналитического решения и численного, полученного путем моделирования методом конечных элементов. Определение падающего радиационного потока на объект испытаний сводится в этом случае к задаче численного интегрирования аналитического решения, что позволяет увеличить скорость расчета приблизительно в 2000 раз. На основе решения глобальной задачи оптимизации продемонстрирована возможность достижения среднего значения уровня падающего потока излучения в 150 Вт/см^2 на образце диаметром 100 мм, что соответствует радиационно-равновесной температуре в 2300 К. Общее энергопотребление установки при этом составляет 100 кВт.

Ключевые слова: сверхвысокотемпературная керамика, обратная задача, галогенная лампа, стенд радиационного нагрева, источник концентрированного излучения, эллиптический отражатель, моделирование радиационного теплообмена

Для цитирования. Худорожко М.В., Просунцов П.В. Метод выбора параметров рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева. 2024. Т. 16. № 12. С. 547–558. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184345>

Original article

Parameters selection method of concentrated radiation heating facility working area

M.V. Khudorozhko^{1✉}, P.V. Prosuntsov²^{1,2}*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation*¹*khudorozhko.mixa@gmail.com✉*

Abstract. A variant of a light concentration heating facility with a large number of spherical halogen lamps is proposed. An analytical solution to the problem of determining the incident heat flux on the test object is presented. System consisting of thin-walled cylindrical emitter, a curved specular surface and test object with an arbitrary shape is considered. A good agreement between the analytical and numerical solutions for plane, spherical and cone surfaces is shown. A numerical solution is obtained by finite element method with ray shooting method for view factors calculations. In this case, the determination of the incident heat flux on the test object is reduced to the problem of numerical integration an analytical expression. This approach increases the calculation speed by approximately 2000 times. The dependences of the planar surface object radiant heat flux on the parameters of an elliptical reflector, the size of the radiation source, and the magnitude of the radiation source displacement along the lamp axis are obtained. It is demonstrated that an increase in the rated power of the source leads to an increase in radiant heat flux only up to a certain point, beyond which the flux remains constant. It is determined that the radiating cylinder shifting along the lamp axis by 3 mm leads to a decrease in the lamp's energy efficiency by approximately 1.5 times. Method to determine the design parameters of the facility working area is proposed. Method is based on minimizing functional difference between calculated and desired radiation heat flux on the surface. By using surrogate optimization approach, the possibility of achieving an average value of the incident heat flux level of 150 W/cm² on a sample with a diameter of 100 mm is demonstrated. Obtained value of heat flux corresponds to a radiation equilibrium temperature of 2300 K. The facility total energy consumption is 100 kW and its dimensions do not exceed 3 m. The greatest contribution to the radiation heat flux come from lamps positioned at 45 degrees from vertical. This is due to both a reduction in the individual lamp's contribution and an increase in the total number of lamps in the system.

Keywords: ultra high-temperature ceramics, inverse problem, halogen lamp, radiation heating facility, concentrated light source, elliptical reflector, simulation of radiation heat transfer

For citation. Khudorozhko M.V., Prosuntsov P.V. Parameters selection method of concentrated radiation heating facility working area. *Thermal processes in engineering*. 2024, vol. 16, no. 12, pp. 547–558. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184345>

Введение

В настоящее время изделия авиационной и ракетно-космической техники при движении со сверхзвуковыми скоростями в воздушной среде подвергаются воздействию набегающего потока газа, что приводит к существенному нагреву обтекаемой поверхности. Проблема высокоинтенсивного конвективного нагрева является одной из ключевых при разработке летательных аппа-

ратов. Температура наиболее теплонагруженных элементов таких конструкций может достигать 2500 K [1].

Создание систем тепловой защиты высокоскоростных аппаратов стимулирует разработку новых материалов, способных выдерживать экстремальные условия высокоскоростных полетов. Широкое распространение в качестве теплозащитных материалов получили керамоматричные

композиционные материалы типа C-SiC и современные абляционные материалы типа PICA [2, 3]. Так, например, на аппарате SHEFEX II использовался материал на основе карбидокремниевой матрицы. Данные материалы способны выдерживать температуры свыше 2100 К. При этом данные [4] говорят, что температура на поверхности обтекателя превышала 2500 К, при скорости полета около 11 М. В качестве абляционной теплозащиты спускаемого аппарата SpaceX Dragon применяется композиционный материал на основе углеродных волокон и фенольного связующего PICA-X, способный выдерживать нагрев свыше 3000 К [5]. Температура внутри капсулы во время полета аппарата в атмосфере не превышает комнатной, в то время как наружная поверхность теплозащиты нагревается до 2300 К [6]. Также существует отдельный класс материалов, именуемый сверхвысокотемпературной керамикой (англ. УНТС), рабочая температура которых может даже превышать 2600 К [7–9]. Данные материалы представляют собой бориды, карбиды, нитриды и оксиды переходных металлов.

Процесс создания изделий авиационной и ракетно-космической техники неразрывно связан с экспериментальной отработкой материалов и элементов конструкции, подвергающихся воздействию тепловых и силовых нагрузок. Для проведения тепловых испытаний широкое распространение получили установки газодинамического и радиационного нагрева. Установки газодинамического нагрева помимо достоинств, таких как: температура нагрева образцов до 4000 К и имитация термохимического воздействия набегающего потока газа, имеют существенные недостатки, а именно: размер образцов как правило не превышает 50 мм, сложность измерения температуры на поверхности и в объеме объекта испытаний и высокая стоимость проведения испытаний [10]. В установках радиационного нагрева в качестве источника используются трубчатые галогенные или газоразрядные лампы. Данные установки, по сравнению с газодинамическими, обладают существенно меньшими габаритами и более низкой стоимостью проведения испытаний. Так, в [11] представлен проект установки радиационного нагрева, которая позволяет достичь уровня рабочих температур на поверхности образца в 2000 К. При этом надежная работа галогенных ламп обеспечивается их обдувом пото-

ком сжатого воздуха. Высокомощные газоразрядные лампы требуют системы водяного охлаждения, обслуживание которой имеет свои сложности. Расчеты показывают, что установки представленного типа работают практически на пределе своих возможностей, поскольку дальнейшее увеличение мощности приводит к перегреву колб ламп с последующим выходом их из строя.

Расширение диапазона рабочих температур поверхности испытываемых образцов материалов и элементов конструкций может быть достигнуто на основе использования принципа концентрации излучения. Так, на установке «УРАН-1» удавалось нагреть образец диаметром менее 15 мм до уровня температуры в 2800 К при использовании всего одной газоразрядной лампы с эллиптическим отражателем. Данный подход может быть развит за счет использования большого количества сравнительно маломощных источников с эллиптическими отражателями. Основные достоинства данного решения представлены в [12]. В качестве источников излучения в данной работе будут рассматриваться шаровые галогенные лампы.

1. Постановка задачи переноса излучения в рабочей зоне установки

Наиболее распространенным способом определения значения теплового потока в рабочей зоне установки радиационного нагрева является численное моделирование процесса переноса излучения с помощью метода конечных элементов (МКЭ). Поскольку установка представляет собой совокупность большого количества ламп (до 300 штук), вклад которых будет отличаться в зависимости от их положения, то в конечно-элементной модели должны присутствовать все лампы. За счет использования симметричности установки можно снизить количество ламп в 4 раза при сохранении точности решения. Кроме того, модель содержит существенно отличающиеся по геометрическим размерам элементы. Размер спирали составляет порядка 10 мм в то время, как диаметр образца составляет около 100 мм, а расстояние от лампы до объекта испытаний приблизительно 1500 мм, что существенно увеличивает количество потребных конечных элементов. Анализ показал, что время расчета даже единичной лампы в пакете программ COMSOL Multiphysics занимает несколько ча-

сов, расчет полноценной установки будет занимать дни, а решение задачи оптимизации параметров потребует недель или даже месяцев.

Решение данной проблемы возможно с использованием подхода предложенного в [13, 14]. Ключевая идея заключается представлении дискретных излучателей как эффективного плоского элемента, характеризуемого интенсивностью излучения в направлении своей нормали и индикатрисой излучения. После чего осуществляет оптимизация энергетического режима работы установки, то есть определение интенсивностей источников вдоль нормали. При этом конструктивно-компоновочная схема (ККС) установки и индикатрисы излучения являются директивными параметрами. Представленный подход позволяет достаточно эффективно в вычислительном отношении получить заданное распределение плотности падающего потока излучения на объект испытаний. Однако данный подход не позволяет определять оптимальные геометрические параметры ККС и источников излучения с точки зрения энергетической эффективности установки в целом.

Поэтому в данной работе предлагается иной подход, основанный на оптимизации геометрических параметров установки при постоянном энергетическом режиме работы установки. Приведенный подход имеет большую эффективность при решении задач связанных с достижением экстремальных значений температуры свыше 2000 К. В вычислительном отношении подход может быть существенно улучшен путем получения аналитического решения задачи распределения падающего потока излучения.

Теоретической основой для построения модели определения падающего потока в установке являются физические принципы переноса энергии в системе излучающих, отражающих и поглощающих поверхностей. Считается, что, лампа представляет собой элемент, состоящий из двух частей: излучающей спирали и эллиптического концентратора. При решении задачи были приняты следующие допущения:

- 1) Задача решается в серой постановке
- 2) Поверхность объекта испытаний абсолютно черная
- 3) Отражение от концентратора полностью зеркальное
- 4) Поверхность источника излучения диффузная

5) Спираль заменялась на тонкостенный цилиндр. Данное приближение позволяет определить влияние геометрических размеров источника без учета весьма ресурсоемкого, но незначительного эффекта самооблучения спирали

6) Собственное излучение колбы спирали, объекта испытаний и отражателя не учитывалось, поскольку оно пренебрежимо мало по сравнению с излучением спирали

В качестве математической модели использовались уравнения радиационного переноса энергии:

$$q_{\text{пад},i} = \sum_{j=1}^n \Phi_{ij} q_{\text{соб},j};$$

$$q_{\text{исх},i} = q_{\text{соб},i} + (k_{\text{диф},i} + k_{\text{зер},i}) \times \sum_{j=1}^n \Phi_{ij} q_{\text{соб},j};$$

$$q_{\text{рез},i} = \varepsilon_i \sigma \times \sum_{j=1}^n \varepsilon_j \Phi_{ij} (T_j^4 - T_i^4),$$

где: q – падающий, исходящий и результирующий тепловой поток, Вт/м²; Φ – разрешающий коэффициент видимости; $k_{\text{диф}}$, $k_{\text{зер}}$ – коэффициенты диффузного и зеркального отражения соответственно; ε – степень черноты поверхности; T – температура поверхности, К; n – количество поверхностей в системе.

2. Построение аналитического решения задачи

Для определения падающего потока излучения в случае наличия в системе поверхностей с зеркальным типом отражения как правило используется метод мнимого изображения источника. Однако применение данного метода для криволинейных поверхностей в традиционной формулировке не является правомерным. Поэтому использовался иной подход, расчетная схема которого для двумерного случая представлена на рисунке 1.

Приведенные далее рассуждения легко можно обобщить и на трехмерный случай. Последующие выражения приведены для значения коэффициента зеркального отражения $k_{\text{зер}}$ равного 1. Связь между векторами точек системы может быть представлена как:

$$\mathbf{r}_s = \begin{pmatrix} F_1 + p + l \\ r_{\text{изл}} \end{pmatrix}, \mathbf{r}_F = \begin{pmatrix} z \\ r \end{pmatrix}, \mathbf{r}_t = \begin{pmatrix} H \\ y \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{r}_{Fs} = \mathbf{r}_F - \mathbf{r}_s,$$

$$\begin{aligned} \mathbf{S} &= \mathbf{r}_{Fs} - 2(\mathbf{r}_{Fs} \times \mathbf{n}_{отр}) \times \mathbf{n}_{отр}, \\ \mathbf{r}_F + k \times \mathbf{S} &= \mathbf{r}_t, \\ \begin{pmatrix} z \\ r \end{pmatrix} + k \begin{pmatrix} S_z \\ S_r \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} H \\ y \end{pmatrix} \rightarrow k = \frac{H - z}{S_z}, \end{aligned}$$

где: F_1 – координата точки фокуса эллипса, м; p – координата сдвига излучателя относительно фокуса F_1 , м; $r_{изл}$ – радиус цилиндра, м; l – координата вдоль длины цилиндра, мм; H – расстояние до объекта испытаний, м; y – координата точки на образце; \mathbf{r}_{Fs} – вектор, соединяющий точки на излучателе и отражателе; \mathbf{S} – вектор, соединяющий точки на отражателе и образце; $\mathbf{n}_{отр}$ – вектор нормали отражателя; k – коэффициент удлинения/уменьшения отраженного вектора. Выражение для определения вектора \mathbf{S} представляет собой закон зеркального отражения.

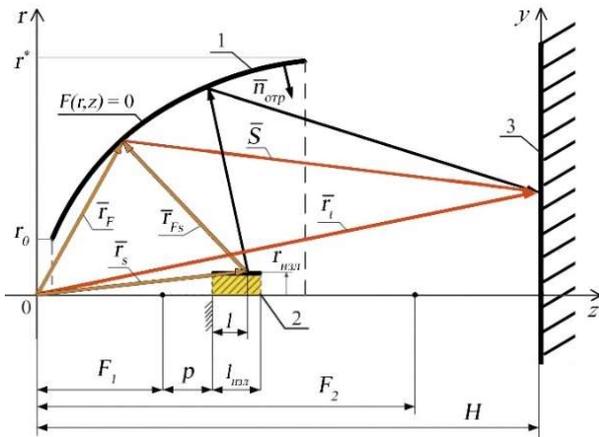


Рис. 1. Связь между точками излучателя, отражателя и образца. 1 – отражатель; 2 – излучатель; 3 – образец

Тогда уравнение связи между компонентами векторов \mathbf{r}_F , \mathbf{S} и \mathbf{r}_t по оси r относительно координаты z примет вид:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_F + k \times \mathbf{S} &= \mathbf{r}_t, \\ f(z) &= r(z) + \frac{H - z}{S_z(z)} \times S_r(z) - y, \quad (1) \\ f(z) &= 0. \end{aligned}$$

Данное уравнение характеризует связь между лучами, испущенными от излучателя и лучами, достигшими поверхности образца через отражение от концентратора. Количество решений уравнения будет соответствовать числу путей, по которым луч может достигнуть образца пу-

тем отражения от поверхности, заданной уравнением $F(r, z) = 0$. На рисунке 2 представлен график функции $f(z)$ для случая, когда излучатель представляет собой бесконечную нить, а координата точки на поверхности образца вдоль оси y равна 2 мм.

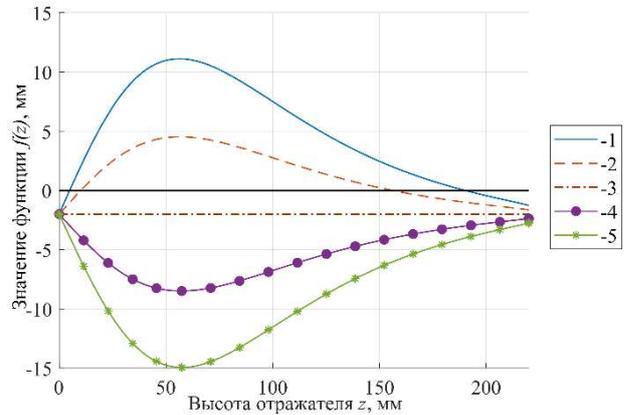


Рис. 2. Зависимость функции $f(z)$ от высоты отражателя z при $y = 2$ мм: 1 – $l = 0,5$ мм; 2 – 1 мм; 3 – 1,5 мм; 4 – 2 мм; 5 – 2,5 мм

Как видно из рисунка, количество решений уравнения (1) в зависимости от точки на излучателе есть переменная величина. Если количество решений, а соответственно и путей луча, равняется одному, то выбранным точкам на образце и излучателе соответствует одна точка на отражателе, если нулю, то не существует такой точки, которая бы связала точки образца и излучателя между собой, а если одному и больше, то количество путей соответственно равно одному и более. Бесконечное количество путей имеет место при расположении точки в фокусе эллиптического отражателя. С другой стороны, аналог уравнения (1) для координаты длины цилиндра l можно записать из следующих соображений:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_s + k \times \mathbf{r}_{Fs} &= \mathbf{r}_F, \\ \begin{pmatrix} F_1 + p + l \\ r_{изл} \end{pmatrix} + k \begin{pmatrix} r_{Fs}^z \\ r_{Fs}^r \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} z \\ r \end{pmatrix} \rightarrow k = \frac{r - r_{изл}}{r_{Fs}^r}, \\ l &= z + \frac{r_{изл} - r}{r_{Fs}^r} r_{Fs}^z - p - F_1. \quad (2) \end{aligned}$$

Тогда, выбранным точкам на образце и отражателе всегда будет соответствовать только одна точка на излучателе (рис. 3 б). Соответственно для определения падающего потока в конкретную точку образца достаточно посчитать

поток, пришедший к ней со всех точек отражателя. Систему в таком случае можно заменить эквивалентной: исключить из рассмотрения излучатель и указать на поверхности отражателя переменную от координаты и направления зависимость энергетической яркости $B(z, \mathbf{S})$ (рис. 3 а). Для серого тела энергетическая яркость является функцией только температуры:

$$B = \frac{q_{\text{изл}}}{\pi} = \frac{\varepsilon \sigma T^4}{\pi}.$$

Также известно, что при отражении луча от поверхности его энергетическая яркость не изменяется. Поскольку потери в пространстве между спиралью и отражателем не учитываются, то яркости спирали и отражателя для пришедшего луча совпадают. Тогда значения зеркально отраженного потока в точке с координатами (x, y) для трехмерного случая можно определить по следующему выражению:

$$q_{\text{пад}}(x, y) = \int_0^{2\pi} \int_{r_0}^{r_k} q_{\text{изл}} I(0 < l < l_{\text{изл}}) \times \frac{\cos(\alpha) \cos(\beta)}{\pi S^2} \sqrt{1 + \left(\frac{\partial r}{\partial z}\right)^2} \times r dr d\varphi, \quad (3)$$

где: r_0 – радиус отверстия отражателя, м; r_k – габаритный радиус отражателя, м; $q_{\text{изл}}$ – поток излучения от источника, Вт/м²; $l_{\text{изл}}$ – длина излучателя, м; α – угол между направлением на элементарную площадку объекта испытаний от отражателя и нормалью отражателя, град; β – угол между направлением на элементарную площадку отражателя от образца и нормалью объекта испытаний, град; S – расстояние между элементарными площадками отражателя и объекта испытаний, м; r, φ, z – цилиндрические координаты. Функция индикатор I здесь показывает наличие решений у уравнения (2) в пределах от нуля до длины излучающего цилиндра $l_{\text{изл}}$. Если не существует, то яркость в данном направлении будет равняться 0 и равняться 1 в противном случае. Форма поверхностей излучателя, отражателя и образца может быть задана с помощью произвольного уравнения. В случае записи уравнений поверхностей F в неявном виде направления нормалей и углов в точках определяется как:

$$\mathbf{n} = \begin{pmatrix} \partial F / \partial z \\ \partial F / \partial r \end{pmatrix}_{z,r},$$

$$\cos(\alpha) = \frac{\mathbf{n}_{\text{отр}} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{S}|}, \quad \cos(\beta) = -\frac{\mathbf{n}_{\text{обр}} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{S}|}.$$

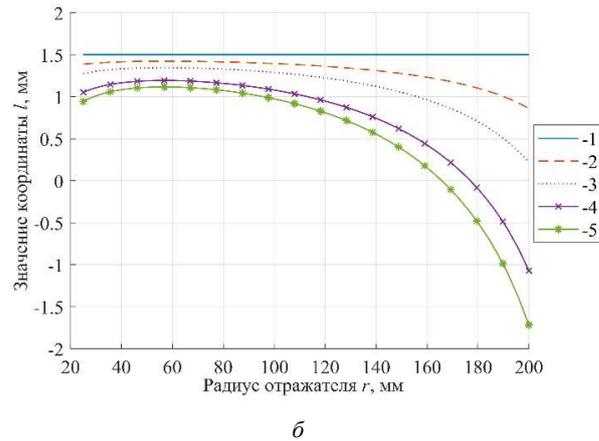
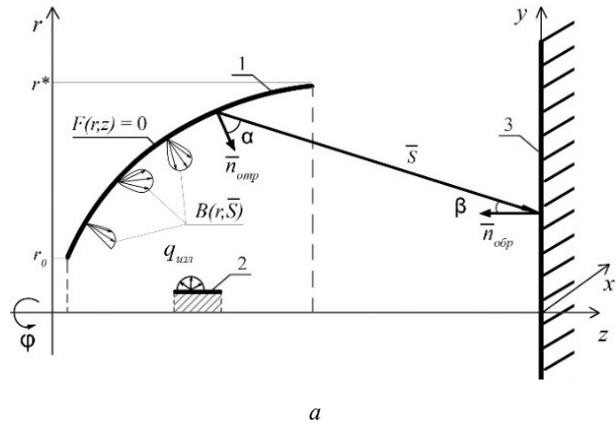


Рис. 3. Переход к эквивалентной задаче. а – Эквивалентная расчетная схема: 1 – отражатель; 2 – излучатель; 3 – образец; б – Значения параметра l в зависимости от радиуса отражателя r : 1 – $y = 0,5$ мм; 2 – 1 мм; 3 – 2 мм; 4 – 4 мм; 5 – 5 мм

Итоговое значение потока будет представлять собой сумму отраженной и прямой составляющих. Таким образом, разработана аналитическая модель расчета отраженной составляющей плотности падающего потока от единичного источника излучения цилиндрической формы с осесимметричным криволинейным отражателем. Формула также позволяет аналитически вычислять градиенты падающего потока по интересующим параметрам.

Определение падающего радиационного потока на объект испытаний сводится в этом случае

к численному интегрированию выражения (3), что позволяет существенно повысить скорость расчета по сравнению с традиционным подходом, основанным на методе конечных элементов. Поскольку значения подинтегрального выражения в выбранных точках, а также значения потока в точках образца независимы друг от друга, то имеется возможность использовать преимущества параллельных вычислений или задействовать в этом графический процессор. Время расчета в таком случае может сократиться более чем в 2000 раз и составлять уже порядка десятков секунд. Полученные соотношения позволяют эффективно в вычислительном отношении определить зависимость падающего теплового потока от геометрических параметров и оптических характеристик элементов источника излучения. На рисунке 4 дано сравнение результатов, полученных с помощью аналитической модели и с использованием метода конечных элементов для плоского образца диаметром 100 мм для различных конфигураций лампы. Время расчета с помощью МКЭ составило около 2 часов. При этом расчет по аналитической зависимости длился порядка 10 секунд.

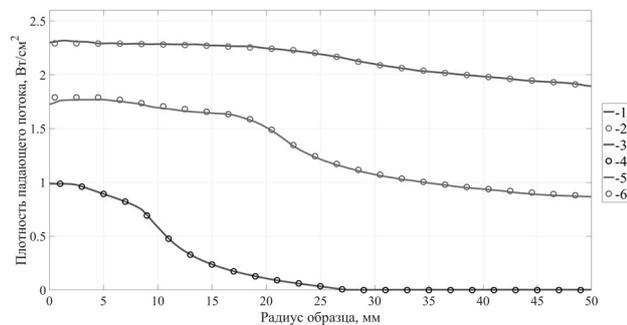


Рис. 4. Сравнение результатов расчета для трех конфигураций ламп соответственно: 1, 3, 5 – МКЭ; 2, 4, 6 – аналитическое решение

На рисунке 5 представлено сравнение распределение плотности падающего теплового потока по поверхности сферы и конуса от единичной лампы в зависимости от высоты, вычисленного по представленной формуле и методом конечных элементов. Расстояние от центра образца до центра сферы и конуса составляло 1500 мм, диаметр отражателя 300 мм, координаты фокусов 60 мм и 2000 мм, радиус и длина цилиндра 3 и 5 мм, температура на поверхности 3400 К, радиус сферы 200 мм, высота конуса

500 мм и угол при вершине 90°. Время расчета с помощью МКЭ составило 5 часов 30 мин и 7 часов 26 мин соответственно. При этом расчет по аналитической зависимости занимает порядка 20 секунд.

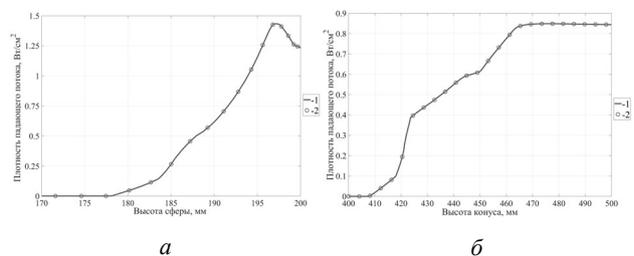


Рис. 5. Распределение падающего потока в зависимости от высоты на поверхности: а – сферы; б – конуса. 1 – МКЭ; 2 – аналитическое решение

Интеграл выражения (3) по поверхности x, y представляет собой количество энергии, переданное от излучателя на объект испытаний в единицу времени:

$$W = \int_A q_{\text{пад}}(x, y) \times dA.$$

На рисунке 6 представлена зависимость мощности, падающей на поверхность образца, от параметров эллиптического отражателя: диаметра D , координат точек фокусов F_1, F_2 и относительного расположения излучателя и отражателя p (рис. 1 а).

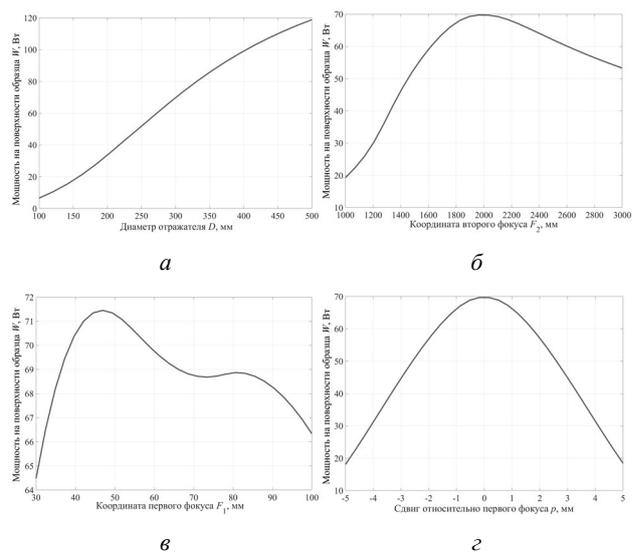


Рис. 6. Зависимость мощности, передаваемой на образец от а – диаметра отражателя D ; б – координаты точки второго фокуса F_2 ; в – координаты точки первого фокуса F_1 ; г – сдвига относительно первого фокуса p

Видно, что вклад в значение передаваемой на образец мощности от координаты первого фокуса значительно ниже, чем у остальных параметров. Данные на графике 2 говорят, что требуется достаточно высокая (до миллиметра) точность позиционирования отражателя и спирали друг относительно друга. При этом ошибка в 3 мм снизит итоговый КПД установки практически в 2 раза. Поверхность совместного влияния второго фокусного расстояния F_2 и сдвига относительно первого фокуса p представлена на рисунке 7. Можно сделать вывод, что имеется множество точек в пространстве координат (p, F_2) , на которых достигается максимум мощности, подводимой к образцу. При этом при увеличении значения F_2 кривая в разрезе по направлению координаты p становится более пологой, что говорит о снижении влияния ошибки в позиционировании.

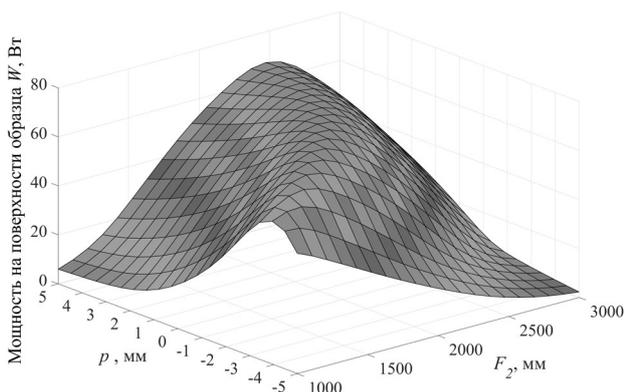


Рис. 7. Поверхность влияния фокусного расстояния F_2 и сдвига p на мощность W

Связь между исходящим потоком и мощностью излучателя можно записать следующим образом:

$$q_{\text{изл}} \times 2\pi r_{\text{изл}} l_{\text{изл}} = P,$$

где P – мощность, подводимая к излучающему цилиндру, Вт. Тогда в случае постоянной заданной температуры поверхности, увеличение мощности будет приводить к увеличению габаритных размеров излучателя. Зависимость мощности от длины и радиуса излучающего цилиндра при постоянной температуре поверхности представлены на рисунке 8. Тем самым увеличение мощности спирали, имеет смысл лишь до некоторого предела. В данном случае эти преде-

лы соответствуют радиусу 2 мм и длине 5 мм. Дальнейшее увеличение мощности источника не приводит к увеличению интегрального значения падающего потока на поверхность.

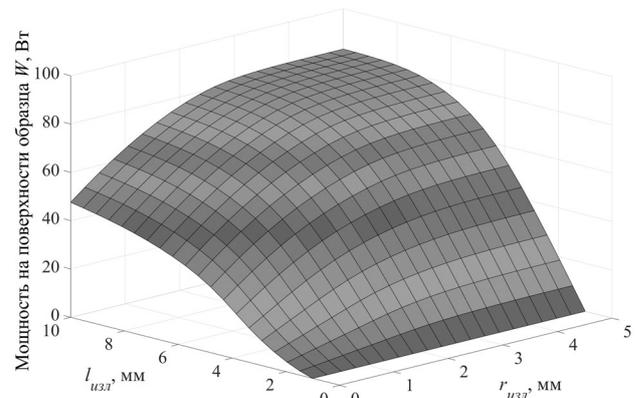


Рис. 8. Поверхность влияния длины цилиндра $l_{\text{изл}}$ и его радиуса $r_{\text{изл}}$ на мощность W

3. Методика определения оптимальных параметров рабочей зоны испытательной установки

Предлагается методика определения параметров ККС рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева, основанная на решении геометрической задачи оптимизации. Формулировка задачи предусматривает минимизацию квадратичного функционала F невязки заданных и расчетных значений величин падающего потока излучения на поверхности объекта испытаний:

$$\min_{\mathbf{u} \in U} F(\mathbf{u}) = \int_A (Q_{\text{рас}} - Q_{\text{тр}})^2 dA; \quad (4)$$

$$G(\mathbf{u}) \leq 0;$$

где: \mathbf{u} – вектор проектных переменных, A – площадь поверхности объекта испытаний, м^2 ; $Q_{\text{рас}}$, $Q_{\text{тр}}$ – расчетное и требуемое распределение плотности потока на поверхности, $\text{Вт}/\text{м}^2$; G – вектор-функция, задающая ограничения.

Рассмотрим установки, имеющие радиальную симметрию расположения ламп в пространстве рабочей зоны. Тогда будет разумным сгруппировать лампы на отдельных «уровнях» круговой формы. Каждый такой уровень можно определить в пространстве с помощью 2 параметров: расстояния до лампы от центра образца R_i

и угол наклона относительно нормали θ_i . При увеличении угла наклона лампы относительно нормали величина падающего потока будет уменьшаться пропорционально косинусу угла. Соответственно максимальное значение потока будет достигаться при наименьшем возможном значении угла наклона уровня. Данное условие, связывающее угол наклона и расстояние, можно записать как:

$$\theta_i = \theta_{i-1} + \arctg\left(\frac{D}{2R_{i-1}}\right) + \arctg\left(\frac{D}{2R_i}\right),$$

в состав вектора \mathbf{u} входят параметры, отвечающие за расположение уровней с лампами в пространстве R_i в количестве равном общему числу уровней, параметры эллиптического отражателя, такие как диаметр отражателя D , координат точек фокусов F_1, F_2 и мощность источника P . Соответственно при изменении параметра мощности P будет изменять длина излучателя $l_{\text{изл}}$. В качестве директивных параметров использовались: общая потребляемая мощность, количество уровней, радиус цилиндрического излучателя. Количество ламп на уровне рассчитывалось по следующей формуле:

$$n_i(R_i) = \left\lfloor \frac{\pi}{\arctg\left(\frac{D}{2R_i \times \sin(\theta_i)}\right)} \right\rfloor.$$

Суммарный поток на объект испытаний будет являться суммой потоков, создаваемых всеми единичными лампами. Вычисление потока проводилось по формуле (3), но с учетом изменения расположения ламп в пространстве, которое можно описать с помощью комбинации операций сдвига и поворота осей x, y . В качестве объекта испытаний рассматривался цилиндрический образец диаметром 100 мм. Коэффициент зеркального отражения $k_{\text{зер}}$ принимался равным 0,86. Поиск минимума функционала (4) осуществлялось с помощью алгоритма суррогатной оптимизации, способной находить глобальный экстремум.

Было получено решение задачи для среднего значения потока в 150 Вт/см^2 и общей потребляемой мощности установки в 100 кВт. При

этом количество расчетных точек в процессе решения задачи оптимизации составило 5000, а количество уровней равнялось 9. Общее количество проектных параметров – 13. Расчет с помощью МКЭ полученной конфигурации занял 13 часов 42 минуты. В тоже время расчет по аналитической зависимости занял 157 секунд. Относительное различие среднего значения аналитического решения и расчета по МКЭ составило 2 %. Основные параметры полученного варианта ККС установки представлены в таблице 1.

Таблица 1. Основные параметры ККС установки

Габаритные размеры установки	3x3x1,5 м
Количество источников излучения	187 штук
Потребляемая мощность	100 кВт
Диаметр отражателя	250 мм
Мощность единичного источника	534 Вт
Среднее значение потока, падающего на образец	150 Вт/см ²
Максимальное абсолютное отклонение от среднего значения	9 Вт/см ²
Радиационно-равновесная температура образца	2270 К
КПД установки	12 %

На рисунке 9 а приведено сравнение результатов расчета падающего потока, полученных с помощью аналитического решения и МКЭ. Зависимость КПД единичной лампы и вклада в итоговый поток отдельного уровня в зависимости от угла наклона ламп показано на рисунке 9 б. Видно, что наибольший вклад в суммарный поток приносят лампы, находящиеся на под углом в 45° . Это объясняется тем, что с ростом угла наклона ламп к нормали образца поток от единичной лампы уменьшается, а количество ламп на уровне при этом увеличивается. Точка пересечения кривых соответствует максимуму относительного вклада уровня в суммарный падающий поток. Приведенные кривые получаются путем замены дискретного значения количества ламп на непрерывное:

$$n(\theta) \sim \frac{1}{\arctg\left(\frac{1}{\sin(\theta)}\right)},$$

$$q_{\text{пад}}(\theta) \sim \cos(\theta).$$

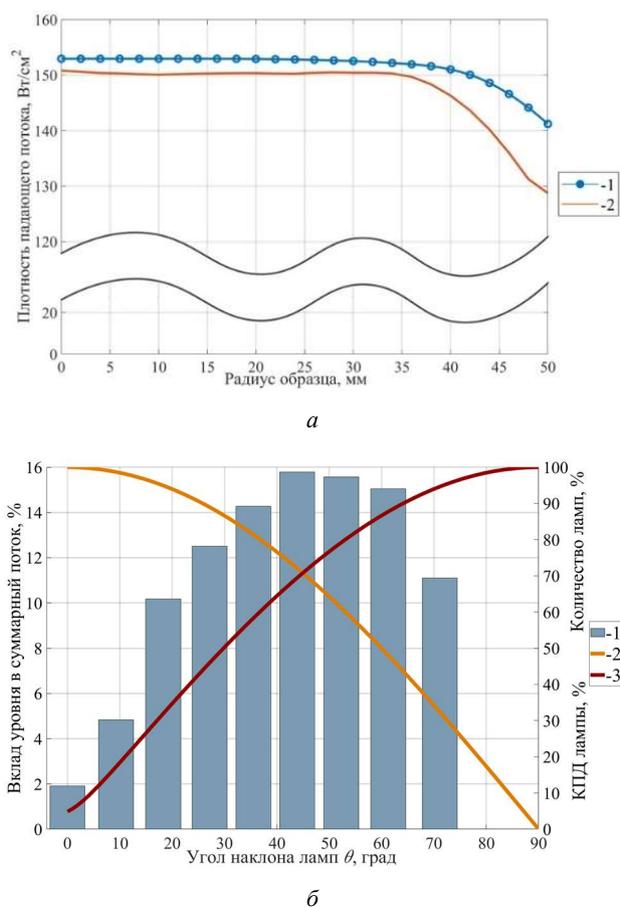


Рис. 9. Значения падающего потока для полученного варианта. *а* – Распределение плотности падающего потока по поверхности образца: 1 – аналитическое решение; 2 – МКЭ; *б* – зависимость от угла наклона ламп θ : 1 – вклада уровня в суммарный поток; 2 – КПД лампы; 3 – количество ламп на уровне

Заключение

Предложен вариант установки радиационного нагрева, который позволяет существенно расширить диапазон рабочих температур современных стендов тепловых испытаний образцов высокотемпературных материалов. Достичь данной цели предлагается за счет использования принципа концентрации излучения от множества относительно маломощных источников. Предложено аналитическое решение задачи переноса излучения в системе излучатель, отражатель, объект испытаний, применение которого позволяет существенно повысить скорость расчета по сравнению с традиционным подходом, основанным на методе конечных элементов. В то время как расчет с помощью МКЭ для зеркальных границ требует около двух часов, аналитическое решение занимает около 20 секунд. При этом различие

в получаемых результатах не превышает 2%. Получены зависимости мощности передаваемой мощности поверхности образца в зависимости от параметров эллиптического отражателя и цилиндрического источника. Сделан вывод, что повышение мощности при сохранении температуры поверхности излучателя имеет предел, после которого мощность на поверхности образца перестает увеличиваться.

Предложена методика определения параметров конструктивно-компоновочной схемы рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева, которая основана на решении геометрической обратной задачи с использованием алгоритма суррогатной оптимизации. Применение данной методики позволило обосновать теоретическую возможность создания установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов с уровнем рабочей температуры до 2300 К на поверхности образца диаметром 100 мм при общем энергопотреблении установки в 100 кВт. Среднее значение потока излучения, падающего на образец, составило 150 Вт/см².

Список источников

1. Аронов Д.И., Клягин В.А. Перспективные методы организации тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2021. № 1(36). С. 52–66. DOI: 10.38013/2542-0542-2021-1-52-66
2. Poloni E., Bouville F., Schmid A.L. et al. Carbon ablators with porosity tailored for aerospace thermal protection during atmospheric re-entry // Carbon. 2022. Vol. 195. pp. 80–91. DOI: 10.1016/j.carbon.2022.03.062
3. Saad A.A., Martinez C., Trice R.W. Ablation performance of rare earth oxide (REO)-stabilized tetragonal and cubic zirconia coatings as a thermal protection system (TPS) for carbon/carbon composites // Journal of the European Ceramic Society. 2023. Vol. 43, № 14. pp. 6449–6460. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2023.06.028
4. Boehrk H., Weihs H., Elsaber H. Hot Structure Flight Data of a Faceted Atmospheric Reentry Thermal Protection System // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. pp. 1–16. DOI: 10.1155/2019/9754739
5. Sessim M., Shi L., Calvert T.J. et al. Phase-field model of char oxidation in ablative thermal protection system materials // Computational Materials Science. 2024. Vol. 233. DOI: 10.1016/j.commatsci.2023.112713
6. Meurisse J.B.E., Chatzigeorgis G.B., Diaz P.V. et al. Equilibrium model for the ablation response of silicone-

- coated PICA // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2023. Vol. 201. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.123523
7. Astapov A.N., Pogodin V.A., Sukmanov I.V. et al. Development of Cf/C-UHTC composite and study of its resistance to oxidation and ablation in high-speed highenthalpy air plasma flow // *International Journal of Lightweight Materials and Manufacture*. 2024. Vol. 7, № 3. P. 362–377. DOI: 10.1016/j.ijlmm.2024.02.003
 8. Соколов П.С., Аракчеев А.В., Михальчик И.Л. и др. Сверхвысокотемпературная керамика на основе ZrB₂-SiC: получение и основные свойства // *Новые огнеупоры*. 2017. № 1. С. 33–39. DOI 10.17073/1683-4518-2017-1-33-39
 9. Liegaut C., Bertrand P., Maille L. et al. UHTC-based matrix as protection for Cf/C composites: Original manufacturing, microstructural characterisation and oxidation behaviour at temperature above 2000 °C // *Journal of the European Ceramic Society*. 2022. Vol. 42, № 7. P. 3168–3182. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2022.02.029
 10. Kumar S., Kushwaha J., Mondal S. et al. Fabrication and ablation testing of 4D C/C composite at 10 MW/m² heat flux under a plasma arc heater // *Materials Science and Engineering: A*. 2013. Vol. 566. P. 102–111. DOI: 10.1016/j.msea.2012.12.059
 11. Балджиев Р.С., Просунцов П.В., Резник С.В. и др. Разработка стендов радиационного нагрева для испытания образцов керамических материалов с уровнем температур до 2000 К // *Ключевые тренды в композитах: наука и технологии : сборник материалов Международной научно-практической конференции, Москва, 05–08 декабря 2018 года*. 2019. С. 68–73.
 12. Худорошко М.В., Просунцов П.В. Разработка установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов // *XLVII Академические чтения по космонавтике 2023: Сборник тезисов*. 2023. Т. 1. С. 101–102.
 13. Колесников А.В., Сербин В.И. Моделирование условий внешнего теплообмена космических аппаратов. М.: Информация-XXI век, 1997. 170 с.
 14. Колесников А.В., Палешкин А.В., Пронина П.Ф. и др. Моделирование тепловых нагрузок на поверхность космического аппарата в имитаторе с сетчатыми модулями // *Теплофизика высоких температур*. 2022. №2(60). С. 242–248. DOI: 10.31857/S0040364422020260
- References**
1. Aronov DI, Klyagin VA. Promising thermal protection methods of hypersonic aircraft. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz-Antei"*. 2021;1(36):52–66. (In Russ.). DOI: 10.38013/2542-0542-2021-1-52-66
 2. Poloni E, Bouville F, Schmid AL et al. Carbon ablators with porosity tailored for aerospace thermal protection during atmospheric re-entry. *Carbon*. 2022; 195:80–91. DOI: 10.1016/j.carbon.2022.03.062
 3. Saad AA, Martinez C, Trice RW. Ablation performance of rare earth oxide (REO)-stabilized tetragonal and cubic zirconia coatings as a thermal protection system (TPS) for carbon/carbon composites. *Journal of the European Ceramic Society*. 2023;43(14): 6449–6460. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2023.06.028
 4. Boehrk H, Weihs H, Elsaber H. Hot Structure Flight Data of a Faceted Atmospheric Reentry Thermal Protection System. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2019;2019:1–16. DOI: 10.1155/2019/9754739
 5. Sessim M, Shi L, Calvert TJ et al. Phase-field model of char oxidation in ablative thermal protection system materials. *Computational Materials Science*. 2024; 233:112713. DOI: 10.1016/j.commatsci.2023.112713
 6. Meurisse JBE, Chatzigeorgis GB, Diaz PV et al. Equilibrium model for the ablation response of siliconecoated PICA. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2023;201:123523. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.123523
 7. Astapov AN, Pogodin VA, Sukmanov IV et al. Development of Cf/C-UHTC composite and study of its resistance to oxidation and ablation in high-speed highenthalpy air plasma flow. *International Journal of Lightweight Materials and Manufacture*. 2024;7(3):362–377. DOI: 10.1016/j.ijlmm.2024.02.003
 8. Sokolov PS, Arakcheev AV, Mikhal'chik IL et al. Ultra-high-Temperature Ceramic Based on ZrB₂-SiC: Preparation and Main Properties. *Refractories and Industrial Ceramics*. 2017;58(1):46–52. DOI:10.1007/s11148-017-0052-9
 9. Liegaut C, Bertrand P, Maille L et al. UHTC-based matrix as protection for Cf/C composites: Original manufacturing, microstructural characterisation and oxidation behaviour at temperature above 2000 °C. *Journal of the European Ceramic Society*. 2022;42(7):3168–3182. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2022.02.029
 10. Kumar S, Kushwaha J, Mondal S et al. Fabrication and ablation testing of 4D C/C composite at 10 MW/m² heat flux under a plasma arc heater. *Materials Science and Engineering: A*. 2013;566:102–111. DOI: 10.1016/j.msea.2012.12.059
 11. Baldzhiev RS, Prosuntsov PV, Reznik SV et al. Development of radiation heating facility for testing samples of ceramic materials with temperatures up to 2000 K. *Klyuchevye trendy v kompozitakh: nauka i tehnologii : sbornik materialov Mezhdunarodnoi nauchnoprakticheskoi konferentsii, Moscow; 2019. p. 68–73. (In Russ.)*.
 12. Khudorozhko MV, Prosuntsov PV. Development of a concentrated radiation heating facility for testing hightemperature composite materials. *XLVII Akad-*

- emicheskie chteniya po kosmonavtike 2023: Sbornik tezisov, Moscow; 2023. p. 101–102. (In Russ.).
13. Kolesnikov AV, Serbin VI. Modeling of the conditions of external heat exchange of spacecraft. Moscow.: Informaciya-XXI vek; 1997. 170 p. (In Russ.).
14. Kolesnikov AV, Paleshkin AV, Pronina PF et al. Simulation of thermal loads on the surface of a spacecraft in a simulator with grid modules. *Teplofizika vysokih temperatur*. 2022;2(60):242–248. (In Russ.) DOI: 10.318 57/S0040364422020260