УДК 621.41

МЕТОД РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТОВ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ВО ВНУТРЕННИХ СИСТЕМАХ ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ РАВНОМЕРНОЕ ТЕМПЕРАТУРНОЕ ПОЛЕ

Гринкруг М.С.[1], Андрианов И.К.[1]

[1]*ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет», Комсомольск-на-Амуре, Россия, (681013, Комсомольск-на-Амуре, проспект Ленина, 27), e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru*

В статье предложен метод расчета необходимого распределения коэффициентов теплоотдачи по контуру оболочковых элементов газотурбинных двигателей, удовлетворяющего необходимому распределению температур. Получено уравнение распространения теплоты для оболочкового элемента при постоянных условиях теплообмена на границах. Записано уравнение подогрева охлаждающего агента для оболочкового элемента газотурбинного двигателя. Для отыскания необходимых коэффициентов теплоотдачи применялся метод конечных разностей. В статье теоретически представлен один из способов улучшения характеристик систем охлаждения элементов двигателей газовых турбин, посредством необходимого распределения коэффициентов теплоотдачи со стороны охлаждающего воздуха, которое обеспечивает заданное температурное состояние материала оболочки. Рассмотренный подход позволит рационально использовать механические характеристики материалов, распределять расход охлаждающего агента по поверхности оболочки, улучшить технические характеристики двигателей газовых турбин.

Ключевые слова: теплоотдача, температурное поле, газотурбинный двигатель, охлаждение.

THE CALCULATION METHOD OF THE HEAT CONDUCTION IN INTERNAL COOLING SYSTEMS OF THE GAS TURBINE ELEMENTS PROVIDING THE UNIFORM TEMPERATURE FIELD

Grinkrug M.S.[1], Andrianov I.K.[1]

[1]*FSFE HPL «Komsomolsk-na-Amure State Technical University», Komsomolsk-na-Amure, Russia (681013, Komsomolsk-na-Amure, Lenin street, 27), e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru*

The method for calculating the required distribution of heat transfer coefficients along the contour of shell elements of gas turbine engines required for temperature distribution is proposed in this paper. The heat propagation equation for the sheath element obtained under constant conditions of heat transfer at the boundaries. The equation refrigerant heating element sheath to the turbomachine recorded. The finite difference method was used for finding the necessary heat transfer coefficients required for temperature distribution. One way to improve the performance of cooling systems gas turbine engine components is theoretically presented in the article required by the distribution of heat transfer coefficients from the cooling air, which provides a predetermined temperature condition of the shell material. The approach allows efficient use of the mechanical characteristics of the materials, to distribute refrigerant flow on the shell surface, to improve the performance of gas turbine engines.

Keywords: thermolysis, temperature field, gas-turbine engine, cooling.

На сегодняшний день в газотурбинных двигателях применяются различные оболочковые конструкции, сопловые и рабочие лопатки турбин, а также элементы камер сгорания, тепловое состояние и работоспособность которых зависит от условий работы систем охлаждения, обеспечивающих теплоотдачу от элемента конструкции к охлаждающему агенту. Сегодня проведены различные исследования газотурбинных двигателей, а именно: в работах Осипова М.И., Веретельник А.В. [3] предложена методика оценки эффективности охлаждения лопаток газотурбинных установок; различные комбинированные покрытия элементов турбин рассмотрены в работах Мошникова А.В., Можайской Н.В. [2].

Актуальность данного исследования обусловлена тем, что обратная задача теплообмена по определению необходимых коэффициентов теплоотдачи во внутренних системах охлаждения газотурбинных двигателей остается нерешенной. Возникающая в процессе работы газотурбинных двигателей неравномерность температуры газа, а также коэффициентов теплоотдачи приводит к неравномерности температур в элементах оболочковых конструкций газотурбинных двигателей. Это снижает надежность ресурсов двигателя. Для выравнивания температур оболочковых элементов газотурбинных двигателей необходимо организовать их охлаждение, обеспечивающее равномерное температурное поле. Для этого нужно распределить охлаждающий воздух и изменить скорость движения, чтобы обеспечивалось необходимое распределение коэффициентов теплоотдачи со стороны охлаждающего воздуха.

Таким образом, рассмотрим задачу по нахождению необходимого распределения коэффициентов теплоотдачи со стороны охлаждающего агента, удовлетворяющих требуемому тепловому режиму. Дифференциальное уравнение теплопроводности в цилиндрической системе координат $r,\ \varphi,\ z$ с постоянными теплофизическими характеристиками имеет вид [1]:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a\left[\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial T}{\partial r} + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right] + \frac{q_v}{c_\rho \rho} \quad , \qquad (1)$$

где T – температура; τ – время; $a = \dfrac{\lambda}{c_p \rho}$ – коэффициент температуропроводности; λ – коэффициент теплопроводности; c_p – изобарная удельная теплоемкость; ρ – плотность; q_v – объемная мощность внутреннего источника теплоты.

Поскольку в задаче рассматривается стационарный процесс $\dfrac{\partial T}{\partial \tau} = 0$ и система не имеет внутренних источников теплоты $q_v = 0$, уравнение *(1)* с учетом замены $d\varphi = \dfrac{1}{r} ds$ перепишется в виде:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial s^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \quad . \qquad (2)$$

Представим температуру в виде параболического закона, для того чтобы учесть изменение температуры стенки по радиусу $r = \delta_r + r_a$:

$$T = T_a + A_1 \delta_r^2 + A_2 \delta_r \quad , \qquad (3)$$

где δ_r – текущее значение координаты стенки, отсчитываемое от точки *а*.

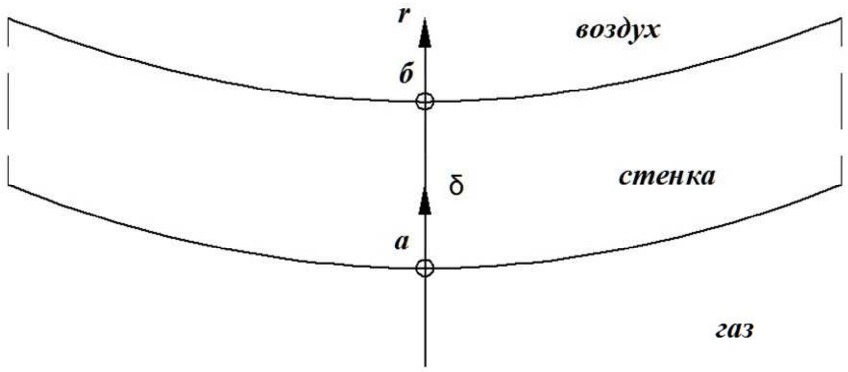

Рис. 1. Элемент оболочки газотурбинного двигателя.

Продифференцируем уравнение *(3)*. Граничные условия определяются условиями теплообмена на внешней стороне оболочки, омываемой газом, и на внутренней стороне, охлаждаемой воздухом. Запишем граничные условия в точке *а*, учитывая, что $\frac{\partial T}{\partial r} = \frac{\partial T}{\partial \delta_r}$:

$$-\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_r}\right)_a = \frac{\alpha_г}{\lambda}\left(T_г - T_a\right),$$

где $\alpha_г$ – коэффициент теплоотдачи со стороны газа, T_a – температура в точке *а*, $T_г$ – температура газа.

Поскольку $\delta_{ra} = 0$, то $\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_r}\right)_a = A_2$. В результате получаем, что $A_2 = \frac{\alpha_г}{\lambda}\left(T_a - T_г\right)$.

Граничное условие в точке *б*:

$$-\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_r}\right)_б = \frac{\alpha_в}{\lambda}\left(T_б - T_в\right) \qquad (4)$$

,

где $\alpha_г$ – коэффициент теплоотдачи со стороны газа, $T_б$ – температура в точке *б*, $T_в$ – температура охлаждающего агента.

Разрешая условие *(4)*, учтем, что для точки *б* выполняется условие $\delta_r = \delta$:

$$A_1 = \frac{1}{2\lambda\delta}\left[\alpha_в\left(T_в - T_б\right) + \alpha_г\left(T_г - T_a\right)\right].$$

Выразим температуру в точке *б*, используя найденные константы:

$$T_б = T_a\left[\frac{2\lambda + \alpha_г\delta}{2\lambda + \alpha_в\delta}\right] + T_в\left[\frac{\alpha_в\delta}{2\lambda + \alpha_в\delta}\right] + T_г\left[-\frac{\alpha_г\delta}{2\lambda + \alpha_в\delta}\right] \quad . \qquad (5)$$

Используя *(5),* составим уравнение теплопроводности для стороны оболочки, омываемой газом в точке *a*, $r = r_a$:

$$T_a\left[-\frac{\alpha_г}{\delta}-\frac{\alpha_г}{r_a}-\frac{\alpha_в(2\lambda+\alpha_г\delta)}{2\lambda\delta+\alpha_в\delta^2}\right]+T_в\left[\frac{\alpha_в}{\delta}-\frac{\alpha_в^2}{2\lambda+\alpha_в\delta}\right]+$$
$$+T_г\left[\frac{\alpha_г}{\delta}+\frac{\alpha_г}{r_a}+\frac{\alpha_г\alpha_в}{2\lambda+\alpha_в\delta}\right]+\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial s^2}+\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}+=0 \qquad (6)$$

Аналогичное нелинейное уравнение теплопроводности для переменных коэффициентов теплопроводности было получено в [4]. Таким образом, основная задача заключается в решении уравнения *(6)* относительно $\alpha_в$. Распределение необходимых коэффициентов теплоотдачи (обозначим как $\hat{\alpha}_в$), должно удовлетворять требуемому температурному полю на поверхности элемента оболочки при заданных условиях работы. Поскольку температура охлаждающего агента на входе в начальной точке известна, получим следующее уравнение для начальной точки:

$$B_1\hat{\alpha}_в^2+B_2\hat{\alpha}_в+B_3=0, \qquad (7)$$

где $B_1=0,\quad B_2=T_a\left[-2\alpha_г-\frac{\delta}{r_a}\alpha_г-\frac{2\lambda}{\delta}\right]+T_в\left[\frac{2\lambda}{\delta}\right]+T_г\left[2\alpha_г+\frac{\delta}{r_a}\alpha_г\right]+\lambda\delta\left[\frac{\partial^2 T}{\partial s^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right],$

$$B_3=T_a\left[-\frac{2\lambda}{\delta}\alpha_г-\frac{2\lambda}{r_a}\alpha_г\right]+T_г\left[\frac{2\lambda}{\delta}\alpha_г+\frac{2\lambda}{r_a}\alpha_г\right]+2\lambda^2\left[\frac{\partial^2 T}{\partial s^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right].$$

Найдем $T_в$ в остальных точках по контуру *s* методом конечных разностей. Для произвольной точки контура выразим $T_{вi}$ из *(6):*

$$T_{вi}=\left[\frac{C_1\hat{\alpha}_в+C_2}{2\lambda\hat{\alpha}_в}\right]_i, \qquad (8)$$

где $C_1=T_a\left[\delta^2\frac{\alpha_г}{r_a}+2\lambda+2\alpha_г\delta\right]-T_г\left[\delta^2\frac{\alpha_г}{r_a}+(2\alpha_г\delta)\right]-\delta^2\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial s^2}-\delta^2\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial z^2},$

$$C_2=T_a\left[2\lambda\alpha_г+2\lambda\delta\frac{\alpha_г}{r_a}\right]-T_г\left[2\lambda\alpha_г+2\lambda\delta\frac{\alpha_г}{r_a}\right]-2\delta\lambda^2\frac{\partial^2 T}{\partial s^2}-2\delta\lambda^2\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}.$$

Уравнение подогрева охлаждающего агента при движении от точки $i-1$ до точки i рассматриваемой оболочки имеет вид: $C_{p_{в_{i-1}}}G_{в_{i-1}}\left(T_{в_i}-T_{в_{i-1}}\right)=\int_{i-1}^{i}\hat{\alpha}_в\left(T_б-T_в\right)\Delta s dz,$

перепишем его приближенном виде:

$$C_{p_{в_{i-1}}} G_{в_{i-1}} \left(T_{в_i} - T_{в_{i-1}}\right) = \frac{1}{2}\left[\hat{\alpha}_{в_i}\left(T_{б_i} - T_{в_i}\right) + \hat{\alpha}_{в_{i-1}}\left(T_{б_{i-1}} - T_{в_{i-1}}\right)\right]\Delta s \Delta z \;, \qquad (9)$$

где $G_в$ – расход воздуха через одну лопатку.

Подставим *(8)* в выражение *(9)* и запишем уравнение относительно требуемого коэффициента теплоотдачи $\hat{\alpha}_{вi}$:

$$D_1 \hat{\alpha}_в^2 + D_2 \hat{\alpha}_в + D_3 = 0 \;, \qquad (10)$$

где $D_1 = \left(\frac{1}{2} C_{1i} - \lambda T_{бi}\right)\Delta s \Delta z,$

$D_2 = C_{p_{в_{i-1}}} G_{в_{i-1}} \left(C_{1i} - 2T_{в_{i-1}}\lambda\right) + \frac{1}{2}\left[C_{2i} - 2\lambda \alpha_{в_{i-1}}\left(T_{\delta_{i-1}} - T_{в_{i-1}}\right)\right]\Delta s \Delta z = 0,$

$D_3 = C_{p_{в_{i-1}}} G_{в_{i-1}} C_{2i}.$

Решая *(10)*, можем определить $\hat{\alpha}_в$. Значение $T_{в_i}$ получим, используя соотношение:

$$T_{в_i} = \frac{C_{p_{в_{i-1}}} G_{в_{i-1}} T_{в_{i-1}} + \frac{1}{2}\left[\hat{\alpha}_в T_{\delta_i} + \alpha_{в_{i-1}}\left(T_{\delta_{i-1}} - T_{в_{i-1}}\right)\right]\Delta s \Delta z}{C_{p_{в_{i-1}}} G_{в_{i-1}} T_{в_{i-1}} + \frac{1}{2}\hat{\alpha}_в \Delta s \Delta z} \;. \qquad (11)$$

Таким образом, последовательно находим значения коэффициентов теплоотдачи и температур охлаждающего агента по контуру: $\hat{\alpha}_{вi},\ T_{вi};\ i = 1, n.$

Распределение расхода воздуха по поверхности оболочки представим по приближенной формуле:

$$G_{вi} = \frac{q_i}{Q} G_в \;, \qquad (12)$$

где $Q = \sum_{i=1}^{i=i_{\max}} q_i$ - подведенное к поверхности оболочки тепло.

Интегральное уравнение теплоотдачи от газа к поверхности оболочки:

$$q_i = \int_0^{j_{\max}} \left(T_г - T_a\right) \alpha_г dF$$

преобразуем, используя формулу трапеции:

$$q_i \approx \left[\sum_{j=1}^{j_{\max}} \alpha_{гij}\left(T_{гij} - T_{aij}\right) + \frac{\alpha_{гi0}}{2}\left(T_{гi0} - T_{ai0}\right) + \frac{\alpha_{гij_{\max}}}{2}\left(T_{гij_{\max}} - T_{aij_{\max}}\right)\right]\Delta s \Delta z \;. \qquad (13)$$

Таким образом, после решения задачи можно скорректировать распределение расхода воздуха, используя *(11), (12), (13).* При решении серии задач определяется оптимальный вариант распределения расхода охлаждающего воздуха с учетом требований теплоотдачи. Предложенный метод расчета позволяет отыскать необходимое распределение коэффициентов теплоотдачи, удовлетворяющее температурному полю рабочей лопатки газотурбинного двигателя.

Список литературы

1. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. – М. : Атомиздат, 1979. – 416 с.
2. Можайская Н.В., Мошников А.В., Ртищев В.В., Рыбников А.И., Пигрова Г.Д. Оценка качества покрытий лопаток турбины ГТЭ-65 // Теплоэнергетика. – 2011. – № 2. – С. 36-43.
3. Осипов М.И., Веретельник А.В. Моделирование сопряженной задачи трения и теплообмена при транспирационном охлаждении лопаток газовых турбин // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. – 2007. – № 1. – С. 64-71.
4. Топунов А.М., Родионов Н.Г. Температурное состояние оболочки охлаждаемой лопатки // Известия академии наук СССР. Энергетика и транспорт. – 1976. – № 2. – С. 137-145.
5. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. Справочник. – М. : Атомиздат, 1979. – 216 с.

Рецензенты:

Седельников Г.Д., д.т.н., профессор кафедры «Тепловые энергетические установки» ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет», г.Комсомольск-на-Амуре.

Лейзерович Г.С., д.ф.-м.н., профессор кафедры «Механика и анализ конструкций и процессов» ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет», г. Комсомольск-на-Амуре.