

А. М. П а ш а е в, Д. Д. А с к е р о в,
Р. А. С а д ы х о в, А. С. С а м е д о в

МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Приведены новая математическая модель и эффективный численный метод расчета температурного поля конвективно охлаждаемых лопаток газовых турбин. Теоретическое обоснование метода доказано соответствующими теоремами. Исследованы дискретные операторы, логарифмический потенциал двойного и простого слоев, построены сходящиеся квадратурные процессы и оценены их систематические погрешности в терминах модулей непрерывности А. Зигмунда. Граничные условия теплообмена определены из решения соответствующих интегральных уравнений и эмпирических соотношений.

Повышение КПД силовых установок летательных аппаратов и снижение расхода топлива непосредственно связаны с увеличением параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) и, в первую очередь, температуры и давления газа в турбинах. Стремление к освоению предельных стехиометрических температур рабочего тела в двигателях вполне обосновано, так как удельная тяга АГТД при прочих равных условиях увеличивается почти пропорционально росту температуры газа T_r^* перед турбиной [1–9].

При этом наиболее сложной является задача обеспечения надежности работы сопловых и рабочих лопаток газовой турбины (ГТ), подверженных непосредственному воздействию газового потока и значительным механическим нагрузкам.

Наряду с разработкой и внедрением современных и перспективных технологий изготовления лопаток газовых турбин, освоение высоких температур в АГТД, благодаря усовершенствованию систем охлаждения, является приоритетным направлением исследований по тепловой защите элементов турбин [2, 7–9]. Однако особенности условий теплообмена в элементах ГТД не позволяют решить задачу разработки рациональной системы охлаждения в строгой постановке [7, 10]. В телах сложной формы с различными конфигурацией, количеством и расположением охлаждающих каналов, т.е. в многосвязных областях с переменными граничными условиями, даже раздельное решение задач гидродинамики и теплообмена является делом далеко не простым. И это при том, что с повышением T_r^* требования к точности конечных результатов возрастают, что, в свою очередь, требует разработки и применения достаточно эффективных математических моделей и численных методов для проведения многократных и многовариантных расчетов с условиями многокритериальной оптимизации.

В классической постановке дифференциальное уравнение теплопроводности, описывающее в общем случае нестационарный процесс распространения теплоты в многомерной области (уравнение Фурье–Кирхгофа), имеет вид [5, 10–12]

$$\frac{\partial(\rho C_v T)}{\partial t} = \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + q_v, \quad (1)$$

где ρ , C_v и λ — соответственно плотность, теплоемкость и теплопроводность материала; q_v — внутренний источник теплоты; T — искомая температура. В двумерной постановке при постоянных физических свойствах и отсутствии внутренних источников (стоков) теплоты, температурное поле при стационарных условиях будет зависеть только от формы тела и от распределения температуры на его контуре (границах) [10–13]. В этом случае уравнение (1) будет иметь вид

$$\Delta T = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} = 0. \quad (2)$$

Для определения конкретных температурных полей в элементах газовых турбин чаще задают граничные условия третьего рода, характеризующие теплообмен между телом и окружающей средой на основе гипотезы Ньютона–Римана [10–13]:

$$\alpha_0(T_0 - T_{\gamma_0}) = \lambda \frac{\partial T_{\gamma_0}}{\partial n}; \quad (3)$$

$$-\lambda \frac{\partial T_{\gamma_i}}{\partial n} = \alpha_i(T_{\gamma_i} - T_i); \quad (4)$$

здесь T_0 — температура среды T_i при $i = 0$, где i — число контуров, $i = 0, \overline{M}$ (при температуре газа, омывающего лопатку); T_i — температура охладителя при $i = \overline{1, M}$; T_{γ_0} и T_{γ_i} — температура на контуре T_{γ_i} при $i = 0$ (наружный контур лопатки) и при $i = \overline{1, M}$ (контур охлаждающих каналов); α_0 и α_i — коэффициенты теплоотдачи газа к поверхности лопатки (при $i = 0$) и лопатки к охлаждающему воздуху (при $i = \overline{1, M}$); λ — коэффициент теплопроводности материала лопатки; n — внешняя нормаль на контуре исследуемой области.

Краевая задача (2)–(4) решается с применением таких численных методов, как метод конечных разностей (МКР), метод конечных элементов (МКЭ), метод граничных интегральных уравнений (МГИУ) (или его дискретный аналог — метод граничных элементов МГЭ), вероятностный метод или метод Монте-Карло и вариационный метод Треффтца (Спэрроу) [2, 3, 5, 9, 10, 12].

Из перечисленных численных методов эффективным считается МГИУ (или метод теории потенциала — МТП), хорошо зарекомендовавший себя при исследовании многосвязных областей сложной конфигурации и имеющий ряд преимуществ [4–5, 9, 14].

Рассмотрим применение МГИУ для решения задачи (2)–(4) в первой постановке [5, 9, 11, 13].

Функция $T = T(x, y)$, непрерывная со своими производными до второго порядка, удовлетворяющая уравнению Лапласа в рассматриваемой области, включая ее контур $\gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$, является гармонической. Следствием интегральной формулы Грина для исследуемой гармонической функции $T = T(x, y)$ является соотношение

$$T(x, y) = \frac{1}{2\pi} \oint_{\gamma} \left[T_{\gamma} \frac{\partial (\ln R)}{\partial n} - \ln R \left(\frac{\partial T_{\gamma}}{\partial n} \right) \right] ds, \quad (5)$$

где R – переменное при интегрировании расстояние между точкой $K(x, y)$ и “бегущей” по контуру точкой k ; T_{γ} – температура на контуре γ . Значение температуры в некоторой k -й точке, лежащей на границе, получается как предельное при приближении точки $K(x, y)$ к границе:

$$T = T_k = \frac{1}{2\pi} \left[\oint_{\gamma} T_{\gamma} \frac{\partial (\ln R_k)}{\partial n} ds - \oint_{\gamma} \frac{\partial T_{\gamma k}}{\partial n} \ln R_k ds \right]. \quad (6)$$

С учетом введенных граничных условий (3)–(4), после приведения подобных членов и ввода новых коэффициентов, соотношение (6) можно представить в виде линейного алгебраического уравнения, вычисляемого для точки k :

$$\varphi_{k1} T_{\gamma_{01}} + \varphi_{k2} T_{\gamma_{02}} + \dots + \varphi_{kn} T_{\gamma_{0n}} - \varphi_{k\gamma_0} T_0 - \varphi_{k\gamma_i} T_i - 2\pi T_k = 0, \quad (7)$$

где n – количество участков разбиения наружного контура лопатки ℓ_{γ_0} (ℓ_{γ_i} при $i = 0$) на малые отрезки ΔS_0 (ΔS_i при $i = 0$), m – количество участков разбиения наружных контуров всех охлаждающих каналов ℓ_{γ_i} ($i = 1, M$) на малые отрезки ΔS_i .

Заметим, что неизвестными в уравнении (7), кроме искомого истинного значения T_k в точке k , являются также средние на отрезках разбиения контуров ΔS_0 и ΔS_i температуры $T_{\gamma_{01}}, T_{\gamma_{02}}, \dots, T_{\gamma_{0n}}, \dots, T_{\gamma_{im}}$ (общим числом $n + m$).

Из соотношения (7) получим искомую температуру для любой точки, пользуясь формулой (5):

$$T(x, y) = \frac{1}{2\pi} [\varphi_{k1} T_{\gamma_{01}} + \varphi_{k2} T_{\gamma_{02}} + \dots + \varphi_{kn} T_{\gamma_{0n}} + \dots + \varphi_{km} T_{\gamma_{im}} - \varphi_{k\gamma_0} T_{cp_0} - \varphi_{k\gamma_i} T_{cp_i}], \quad (8)$$

где

$$\varphi_{k1} = \int_{\Delta S_{01}} \frac{\partial(\ln R_k)}{\partial n} ds - \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int_{\Delta S_{01}} \ln R_k ds;$$

.....

$$\varphi_{kn} = \int_{\Delta S_{0m}} \frac{\partial(\ln R_k)}{\partial n} ds - \frac{\alpha_{0m}}{\lambda_m} \int_{\Delta S_{0m}} \ln R_k ds;$$

$$\varphi_{k\gamma_0} = \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int_{\Delta S_{01}} \ln R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{0n}}{\lambda_n} \int_{\Delta S_n} \ln R_k ds;$$

$$\varphi_{k\gamma_{ii}} = \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int_{\Delta S_{i1}} \ln R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{im}}{\lambda_m} \int_{\Delta S_{im}} \ln R_k ds.$$

В представленном довольно оригинальном виде решение краевой задачи (2)–(4) по расчету температурного поля конвективно охлаждаемой лопатки ГТ впервые дано О.И. Голубевой [13] и развито в работах Л.М. Зысиной-Моложен [11].

В работах [11, 13] дискретизацию контуров γ_i ($i = \overline{0, M}$) проводили большим количеством дискретных точек, и интегралы, входящие в уравнения в виде логарифмических потенциалов, рассчитывали приближенно, заменяя следующими соотношениями:

$$\int_{\Delta S_{\gamma_i}} \frac{\partial(\ln R_k)}{\partial n} ds \approx \frac{\partial(\ln R_k)}{\partial n} \Delta S_{\gamma_i}; \quad (9)$$

$$\int_{\Delta S_{\gamma_i}} \ln R_k ds \approx \ln R_k \Delta S_{\gamma_i}; \quad (10)$$

здесь $\Delta S_{\gamma_i} \in L = \bigcup_{i=0}^M l_i$; $l_i = \int_{\gamma_i} ds$.

В отличие от работ [11, 13] предлагается новый подход к применению метода граничных интегральных уравнений. Предположим, что распределение температуры $T = T(x, y)$ можно найти в следующем виде:

$$T(x, y) = \int_{\Gamma} \rho \ln R^{-1} ds, \quad (11)$$

где $\Gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$ — простые гладкие жордановы замкнутые кривые; M — количество охлаждающих каналов; $\rho = \bigcup_{i=0}^M \rho_i$ — плотность логарифми-

ческого потенциала, равномерно распределенного по γ_i ; $s = \bigcup_{i=0}^M s_i$ — дуговая координата точки (x_i, y_i) .

При этом кривые $\Gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$ положительно ориентированы и заданы в параметрическом виде: $x(s), y = y(s), s \in [0, L]$; $L = \int_{\Gamma} ds$.

Используя метод теории потенциала и выражение (11), задачу (2)–(4) приведем к следующей системе граничных интегральных уравнений:

$$\rho(s) - \frac{1}{2\pi} \int_{\Gamma} (\rho(s) - \rho(\xi)) \frac{\partial}{\partial n} \ln R(s, \xi) d\xi = \frac{\alpha_i}{2\pi\lambda} \left(T - \int_{\Gamma} \rho(s) \ln R^{-1} ds \right), \quad (12)$$

где $R(s, \xi) = ((x(s) - x(\xi))^2 + (y(s) - y(\xi))^2)^{1/2}$.

Для вычисления сингулярных интегральных операторов, входящих в уравнение (12), исследованы дискретные операторы логарифмического потенциала простого и двойного слоев, показана их связь и получены оценки в терминах модулей непрерывности (оценки типа оценок А. Зигмунда).

Теорема. Пусть выполняется условие

$$\int_0 \frac{\omega_{\xi}(x)}{x} < +\infty$$

и уравнение (12) имеет решение $f^* \in C_{\Gamma}$ (множество непрерывных на Γ функций). Тогда $\exists N_0 \in N = \{1, 2, \dots\}$ такое, что $\forall N > N_0$ — дискретная система, полученная из уравнения (12) на основе использования дискретного оператора логарифмического потенциала двойного слоя (изучены его свойства), имеет единственное решение $\{\hat{f}_{jk}^{(N)}\}$, $k = \overline{1, m_j}; j = \overline{1, n}$:

$$\begin{aligned} |f_{jk}^* - \hat{f}_{jk}^{(N)}| \leq C(\Gamma) & \left(\int_0^{\varepsilon_N} \frac{\omega_{\xi}(x)\omega_{f^*}(x)}{x} dx + \right. \\ & + \varepsilon \int_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_{\xi}(x)\omega_{f^*}(x)}{x} dx + \omega_{f^*}(\|\tau_N\|) \int_0^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx + \\ & \left. + \|\tau_N\| \int_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx \right), \end{aligned}$$

где $C(\Gamma)$ — константа, зависящая только от $\|\tau_N\|_{N=1}^\infty$ — последовательности разбиения Γ ; $\{\varepsilon_N\}_{N=1}^\infty$ — последовательность положительных чисел, таких, что пара $(\|\tau_N\|, \varepsilon_N)$ удовлетворяет условию $2 < \varepsilon \|\tau\|^{-1} < p$.

Пусть $\varepsilon \in (0, d/2)$, где d — диаметр Γ , разбиение τ таково, что выполняется условие $p' \geq \delta/\|\tau\| \geq 2$.

Далее для всех $\psi \in C_\Gamma$ (C_Γ — пространство всех функций, непрерывных на Γ) и $z \in \Gamma$ ($z = x + iy$):

$$\begin{aligned} & |(I_{\tau,\varepsilon}f)(z) - \bar{f}(z)| \leq \\ & \leq C(\Gamma) \left(\|f\|_C \varepsilon \ln \frac{2d}{\varepsilon} + \omega_f(\|\tau\|) + \|\tau\| \ln \frac{2d}{\varepsilon} + \|f\|_C \omega_Z(\|\tau\|) \right); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & |(L_{\tau,\varepsilon}f)(z) - \tilde{f}(z)| \leq \\ & \leq \left(C(\Gamma) \int_0^\varepsilon \frac{\omega_f(x)\omega_l(x)}{x^2} dx + \omega_f(\|\tau\|) \int_\varepsilon^d \frac{\omega_l(x)}{x} dx + \|\tau\| \int_\varepsilon^d \frac{\omega_f(x)}{x^2} dx \right), \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} (L_{\tau,\varepsilon}f)(z) &= \sum_{z_{m,e} \in \tau(z)} \left(\frac{f(z_{k,e+1}) + f(z_{k,e})}{2} - f(z) \right) \times \\ & \times \frac{(y_{k,e+1} - y_{k,e})(x_{k,e} - x) - (x_{k,e+1} - x_{k,e})(y_{k,e} - y)}{|z - z_{k,e}|^2} + \pi f(z), \end{aligned}$$

$(L_{\tau,\varepsilon}f)(z)$ — двухпараметрическая (зависит от параметров τ и ε) квадратурная формула для логарифмического потенциала двойного слоя; $\tilde{f}(z)$ — оператор логарифмического потенциала двойного слоя; $C(\Gamma)$ — постоянная, зависящая только от Γ ; $\omega_f(x)$ — модуль непрерывности функции f ;

$$(I_{\tau,\varepsilon}f)(z) = \sum_{z_{m,e} \in \tau(z)} \frac{f(z_{k,j+1}) + f(z_{k,j})}{2} \ln \frac{1}{|z_{k,j+1} - z_{k,j}|};$$

$$z_{k,e} \in \tau, z_{k,e} = x_{k,e} + iy_{k,e};$$

$$\tau(z) = \{z_{k,e} \mid |z_{k,e} - z| > \varepsilon\};$$

$$\tau_k = \{z_{k,1}, \dots, z_{k,m_k}\}, \quad z_{k,1} \leq z_{k,2} \leq \dots \leq z_{k,m_k};$$

$$\|\tau\| = \max_{j \in (1, m_k)} |z_{k,j+1} - z_{k,j}|.$$

Таким образом, разработан эффективный, с точки зрения реализации на компьютерах, численный метод, базирующийся на сконструированных двухпараметрических квадратурных процессах для дискретных операторов логарифмических потенциалов двойного и простого слоев. Оценены их систематические погрешности, математически обоснованы методы квадратур для приближенного решения граничных уравнений Фредгольма I и II рода с использованием регуляризации по Тихонову и доказаны соответствующие теоремы [9, 14–18].

Данную методику расчета температурного поля лопатки можно применить и к полым лопаткам со вставным дефлектором. При их рассмотрении дополнительно к граничным условиям III рода примыкают и условия сопряжения между участками разбиения контура в виде равенств температур и тепловых потоков:

$$T_\nu(x, y) = T_{\nu+1}(x, y);$$
$$\frac{\partial T_\nu(x, y)}{\partial n} = \frac{\partial T_{\nu+1}(x, y)}{\partial n},$$

где ν — число участков разбиения контура сечения лопатки; x, y — координаты.

При нахождении оптимальных значений T следует решить обратную задачу теплопроводности. Для этого сначала нужно найти решение прямой задачи теплопроводности при граничных условиях III рода со стороны газа и граничных условиях I рода со стороны охлаждающего воздуха:

$$T_\nu(x, y)|_{\gamma_0} = T_{i_0},$$

где T_{i_0} — известная оптимальная температура стенки лопатки со стороны охлаждающего воздуха.

Вычислительные эксперименты с использованием МГИУ по расчету температурных полей лопаток газовых турбин показали, что для практических расчетов в предлагаемом подходе дискретизацию областей интегрирования можно проводить с достаточно меньшим количеством дискретных точек. При этом повышается реактивность разработанных алгоритмов и точность вычислений.

Точность вычисления температурных полей охлаждаемых деталей зависит от достоверности закладываемых в расчет граничных условий теплообмена.

Для расчета скорости газового потока по обводу профиля лопатки использованы методы прямых задач гидродинамики решеток, основанные на численной реализации интегральных уравнений с особенностью. Задача сведена к решению граничных интегральных уравнений для составляющих комплексного потенциала течения — потенциала скорости φ и функции тока ψ , отличающихся от существующих [19–21] эффективностью при численной реализации.

Поле скоростей в области течения решетки профилей можно рассчитать, продифференцировав значения потенциала скорости по обводу, найденные из решения интегрального уравнения

$$\varphi(x_k, y_k) = V_\infty (x_k \cos \alpha_\infty + y_k \sin \alpha_\infty) \pm \frac{1}{2\pi} \Gamma \theta_B \mp \frac{1}{2\pi} \oint_{S+} \varphi(S) d\theta,$$

где $\varphi(x_k, y_k)$ — значение потенциала скорости; V_∞ — средневекторная скорость набегающего потока; α_∞ — угол между вектором \bar{V}_∞ и осью решетки профилей; Γ — циркуляция скорости; θ_B — соответствует выходной кромке профиля.

Распределение потенциала скорости по контуру получается из решения следующей системы линейных алгебраических уравнений:

$$\varphi_j \pm \sum_{i=1}^n \varphi_i (\theta_{j,i+1} - \theta_{j,i-1}) = V_\infty (x_{k_j} \cos \alpha_\infty + y_{k_j} \sin \alpha_\infty) \pm \frac{1}{2\pi} \Gamma \theta_{j,B},$$

где $i = 2n - 1, j = 2n, n$ — количество участков. Значения скорости газового потока определяются дифференцированием потенциала скорости по контуру s , т.е. $V(s) = d\varphi/ds$ с использованием известных формул численного дифференцирования [22].

Распределение скорости по обводу профиля, в отличие от [19, 20], можно определить, решив также интегральное уравнение, полученное для функции тока ψ :

$$\psi = V_\infty (y \cos \alpha_\infty - x \sin \alpha_\infty) \mp \frac{1}{2\pi} \oint_{S+} V \ln \sqrt{\text{sh}^2 \frac{\pi}{t} (x - x_k) + \sin^2 \frac{\pi}{t} (y - y_k)} ds,$$

приводя его к следующему алгебраическому виду:

$$\psi = \psi_\infty \mp \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^n V_i \ln \left\{ \sqrt{\text{sh}^2 \left[\frac{2\pi}{t} (x - x_k) \right] - \sin^2 \left[\frac{2\pi}{t} (y - y_k) \right]} \right\} \Delta s_i,$$

где $\psi_\infty = V_\infty (y \cos \alpha_\infty - x \sin \alpha_\infty)$.

Расчетные данные распределения скорости по обводу являются исходными для определения внешних условий теплообмена.

Для расчетов локальных значений α_Γ в качестве основы принят метод ЦКТИ, разработанный Л.М. Зысиной-Моложен, в котором используется интегральное соотношение энергии для теплового пограничного слоя, записанное в переменных А.А. Дородницына, позволяющее в единообразной форме представить решения для ламинарного, переходного и турбулентного пограничных слоев [2, 10–12, 23]. Для внесения поправок в базовое значение α_Γ использованы подтвержденные расчетно-экспериментальным путем рекомендации ЦКТИ и ХПИ [12, 23].

При определении внутренних граничных условий теплообмена используется взаимосвязь внутренних геометрических и гидродинамических моделей с тепловыми моделями, характеризующими температурное поле тела лопатки. Комплекс параметров, объединяющий в себе теплогидравлические и геометрические характеристики системы охлаждения, имеет вид [8, 12, 13, 20]

$$\alpha_{\text{в}} \cdot F_{\text{в}} = f(\alpha_{\text{г}}, Q_{\text{г}}, T_{\text{гл}}, T_{\text{вл}}, \lambda_{\text{в}}, \mu_{\text{в}}, \lambda_{\text{л}}).$$

При этом по сути выполняется оптимизационная задача с предварительным заданием допустимых по условиям прочности температур стенок с газовой $T_{\text{гл}}$ и воздушной $T_{\text{вл}}$ сторонами с учетом ее предельной неравномерности.

Задача внутренней гидродинамики системы охлаждения рассмотрена на примере лопатки со вставным перфорированным дефлектором.

Поиск оптимальной конструкции системы охлаждения тонкостенной дефлекторной лопатки с поперечным течением воздуха осуществляется путем предварительного выявления перегретых участков. Местные коэффициенты теплоотдачи охладителя $\alpha_{\text{в}}$ определяются при известном распределении потока в охлаждающих каналах. С этой целью строится эквивалентная гидравлическая схема (ЭГС), при составлении которой весь тракт течения охладителя в системе охлаждения делится на множество взаимосвязанных участков — типовых элементов (каналов). Течение охладителя в разветвленных сетях описывается первым законом Кирхгофа [10, 12, 23, 24]:

$$f_1 = \sum_{j=1}^m G_{ij} = \sum_{j=1}^m \text{sign}(\Delta p_{ij}) k_{ij} \sqrt{\Delta p_{ij}}, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n, \quad (13)$$

где G_{ij} — расход охладителя на ветке $(i - j)$, m — количество веток, присоединенных к i -му узлу; n — число внутренних узлов гидравлической сети; Δp_{ij} — перепад полного давления охладителя на ветке $(i - j)$. В этой формуле коэффициент гидравлической проводимости ветки $(i - j)$ определяется следующим образом [23, 24]:

$$k_{ij} = \sqrt{2f_{ij}^2 p_{ij} / \xi_{ij}}, \quad (14)$$

где f_{ij} , p_{ij} , ξ_{ij} — соответственно средняя площадь поперечного сечения канала $(i - j)$, плотность потока охладителя на данном участке и суммарный коэффициент гидравлического сопротивления ветви.

Система нелинейных алгебраических уравнений (13) решается методом Зейделя с ускорением по следующей формуле [12, 23, 24]:

$$p_i^{k+1} = p_i^k - f_i^k / (\partial f / \partial p)^k,$$

где k — номер итерации; p_i^k — давление охладителя в i -м участке гидравлической сети. Коэффициенты гидравлического сопротивления ξ_{ij} , входящие в уравнение (14), можно определить по эмпирическим соотношениям, имеющимся, например, в работах [23, 24].

Значение α_b в области входной кромки лопатки с внутренним сегментным оребрением, обдуваемой воздухом одним рядом круглых струй через отверстия в носике дефлектора, рассчитывается зависимостью [12, 23, 24]

$$\text{Nu} = C \text{Re}^{0,98} \text{Pr}^{0,43} / (L/b_{equ}),$$

где $b_{equ} = \pi d_0^2 / 2t_0$ — ширина эквивалентной по площади щели; d_0 , t_0 — диаметр и шаг отверстий в носовой части дефлектора. Критерий Re в данной формуле определяется по скорости струи на выходе через отверстия дефлектора, в качестве характерного размера принимается длина внутреннего обвода входной кромки L .

На участках струйного обдува поверхностей, кроме зоны входной кромки, можно воспользоваться эмпирической зависимостью [12, 23]

$$\text{Nu} = 0,018 \left(0,36\bar{\delta}^2 - 0,34\bar{\delta} + 0,56 - 0,1\bar{h} \right) \bar{S}_x \times \\ \times (G_c f_k / G_k f_c)^k \cdot \text{Re}^{0,8}, \quad (15)$$

где $\bar{\delta} = \delta/d$ — относительная толщина дефлектора; $\bar{h} = h/d$ — относительная высота канала между дефлектором и стенкой лопатки; $\bar{S} = S/d$ — относительный шаг системы струй; d — диаметр перфорации; $k = 0,25 + 0,5\bar{h}$. Критерий Re в формуле (15) определяется по гидравлическому диаметру поперечного канала $L = 0,75 - 0,45\bar{\delta}$ и скорости потока охладителя за зоной перфорации дефлектора.

При расчетах в каждом итерационном процессе производится проверка пропускной способности тракта охлаждения по полному давлению на выходе, подсчитанному соответственно через потери полного давления и приведенную скорость истечения воздуха из лопатки с учетом его подогрева.

Таким образом, обеспечение необходимого значения коэффициента теплоотдачи α_b производится путем варьирования комплексом геометрических параметров схемы охлаждения и режимных параметров охладителя [10, 12, 23, 24].

Разработанные методики реализованы при проведении расчетно-экспериментальных исследований термического состояния соплового аппарата I ступени турбины высокого давления серийной газотурбинной установки. При этом использованы следующие геометрические данные профиля и режимные параметры газового потока, полученные расчетным путем: шаг решетки — $t = 41,5$ м, скорость газа на входе в решетку — $V_1 = 156$ м/с, скорость газа на выходе из решетки —

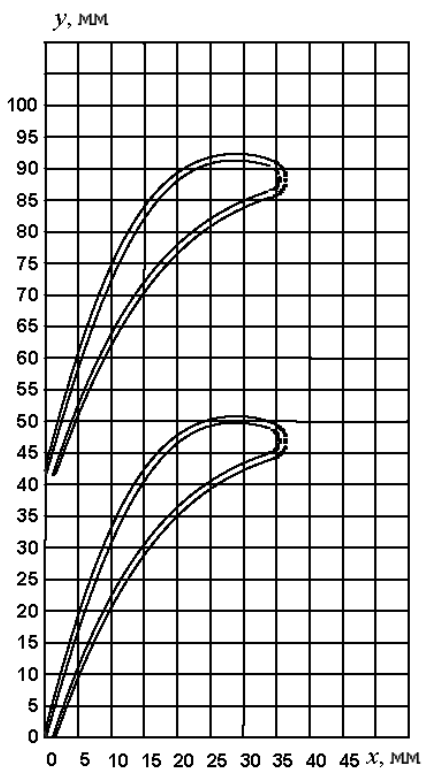


Рис. 1. Решетка профилей сопловой охлаждаемой лопатки

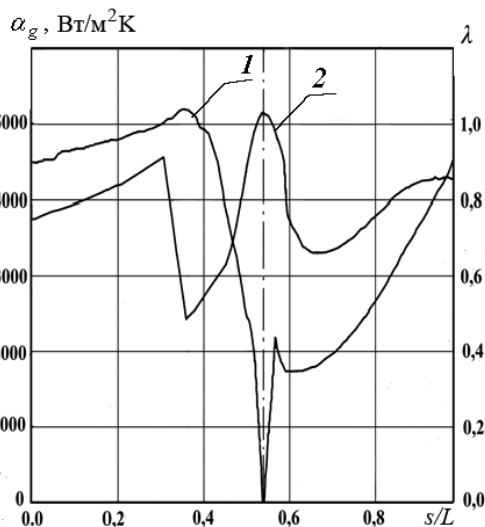


Рис. 2. Распределение относительных скоростей λ (1) и коэффициентов теплоотдачи газа α_g (2) по обводу профиля

$V_2 = 512$ м/с, приведенная скорость газа на выходе — $\lambda_{1ад} = 0,891$; угол входа газового потока — $\alpha_1 = 0,7^\circ$, температура и давление газа: на входе в ступень — $T_r^* = 1333$ К, $p_r^* = 1,2095 \cdot 10^6$ Па, на выходе из ступени — $T_{r1} = 1005$ К, $p_{r1} = 0,75 \cdot 10^6$ Па.

Получена геометрическая модель лопатки (рис. 1), а также графики распределений скорости V и коэффициента теплоотдачи газа α_g вдоль обвода профиля (рис. 2).

Разработаны геометрическая модель (рис. 3) и эквивалентная гидравлическая схема тракта охлаждения (рис. 4). Определены основные параметры охладителя в системе охлаждения и температурное поле сечения лопатки (рис. 5).

Достоверность методик подтверждена экспериментальными исследованиями теплогидравлических характеристик опытных лопаток. Методики показали высокую эффективность при многократных и многовариантных расчетах конвективно охлаждаемых лопаток газовых турбин [7, 14, 18, 25–27], на основе которых предложен способ модернизации системы охлаждения лопатки за счет реконструкции дефлектора.

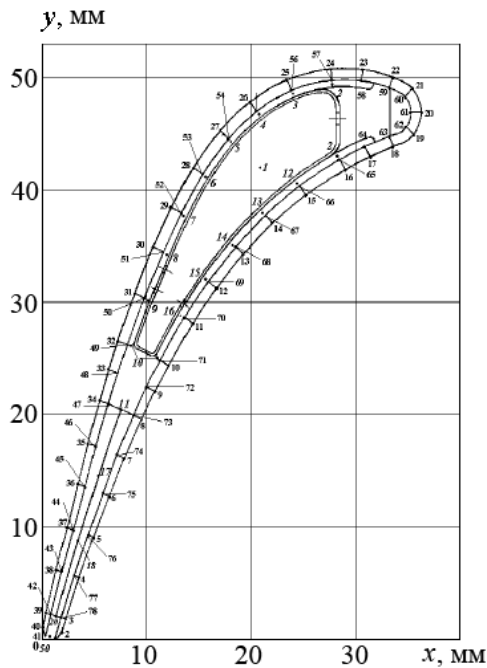


Рис. 3. Геометрическая модель с нумерацией расчетных точек обвода (1–78) и характерных участков ЭГС (1–50) опытной сопловой лопатки

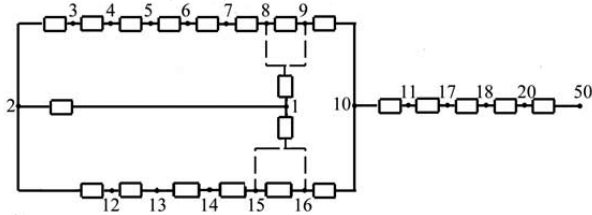


Рис. 4. Эквивалентная гидравлическая схема с нумерацией типовых элементов системы охлаждения сопловой лопатки

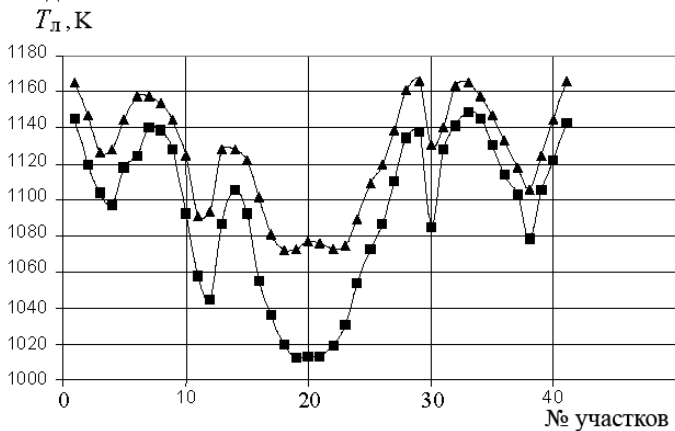


Рис. 5. Распределения температур вдоль наружного (\blacktriangle) и внутреннего (\blacksquare) обводов сопловой охлаждаемой лопатки, полученное расчетным путем

Применение более совершенных методов расчета температурных полей элементов газовых турбин является одной из актуальных проблем двигателестроения. Эффективность этих методов в итоге оказывает непосредственное влияние на эксплуатационную технологичность и надежность элементов конструкций двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аскеров Д. Д., Пашаев А. М., Самедов А. С. Возможность совершенствования авиационных газотурбинных двигателей и проблема тепловой защиты их элементов // Научные труды НАА. – Вып. 2. – Баку, 2002. – С. 71–75.
2. Галицейский Б. М., Совершенный В. Д., Формалев В. Ф., Черный М. С. Тепловая защита лопаток турбин. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 356 с.
3. Пашаев А. М., Аскеров Д. Д., Садыхов Р. А. Моделирование температурных полей в авиационных газотурбинных двигателях // Труды ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. – Вып. 2661. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2003. – 16 с.
4. Пашаев А. М., Аскеров Д. Д., Садыхов Р. А. Моделирование температурных полей в элементах газотурбинных двигателей // Труды X Междун. науч.-техн. конф. “Машиностроение и техносфера XXI века”. Севастополь, 2003. – С. 26–30.
5. Пашаев А. М., Садыхов Р. А., Самедов А. С. Моделирование температурных полей лопаток газовых турбин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия “Машиностроение”. – 2000. – № 1. – С. 70–77.
6. Пашаев А. М., Садыхов Р. А., Самедов А. С. Современные направления создания высокотемпературных газовых турбин // Сб. трудов VI Междун. науч.-техн. конф. “Машиностроение и техносфера на рубеже XXI века”. Орг. Донецк. Гос. Тех. Универс. в г. Севастополе. – Дон. ГТУ, 1999. Т. 2. – С. 238–240.
7. Пашаев А. М., Садыхов Р. А., Эфендиев О. З., Самедов А. С. Эффективные методы расчета лопаток газовых турбин // Тез. докл. XI Всерос. Межвуз. науч.-техн. конф. “Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели”. МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М.: Изд-во ГПНТБ, 2000. – С. 64–65.
8. Полежаев Ю. В. Теплообмен в газовых турбинах нового поколения / В сб. “Проблемы газодинамики и теплообмена в энергетических установках” // Труды XII школы-семинара молодых ученых и специалистов под рук. академика РАН А.И. Леонтьева. – М.: Изд-во МЭИ, 1999. – С. 65–68.
9. Садыхов Р. А., Самедов А. С. Моделирование температурных полей элементов газовых турбин // Ученые записки Аз.ТУ. – Том VI, № 5. – Баку: Изд-во Аз.ТУ, 1998. – С. 234–239.
10. Теплоотдача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, Ф.В. Щукин. – М.: Машиностроение, 1995. – 216 с.
11. Зысина-Моложен Л. М., Зысин Л. В., Поляк М. П. Теплообмен в турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1974. – 336 с.
12. Теплообменные устройства газотурбинных и комбинированных установок / Н.Д. Грязнов, В.М. Епифанов, В.Л. Иванов, Э.А. Манушин. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
13. Голубева О. И. К определению температурного поля лопаток газовых турбин / Труды ЦИАМ, № 129. – М.: Оборонгиз, 1947. – 16 с.

14. М а т е м а т и ч е с к о е о б е с п е ч е н и е н е к о т о р ы х з а д а ч а в и а - и р а к е т о с т р о е н и я / Р.А. Садыхов, А.Н. Букалов, А.С. Самедов и др. // Матер. V Междун. науч.-техн. конф. "Машиностроение и техносфера на рубеже XXI в.". Донецк. ГТУ / Севастополь, Украина, 1998. – Т. 3. Вып. 6. – С. 49–55.
15. С а д ы х о в Р. А. К численному решению интегральных уравнений Фредгольма II рода с логарифмической особенностью. – М., 1984. Деп. ВИНТИ № 6601-84. 19 с.
16. С а д ы х о в Р. А. Математическое моделирование и управление многосвязными системами // В кн. Актуальные проблемы фундаментальных наук. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1991.
17. С а д ы х о в Р. А. Математическое моделирование и управление многосвязными системами в ограниченных средах при наличии сбросов // Актуальные проблемы фундаментальных наук. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1994. – Т. 2. Ч. 1.
18. P a s h a y e v A. M., S a d y k h o v R. A., S a m e d o v A. S. The efficiency of potential theory method for solving of the tasks of aircraft and rocket design // 10-th National Mechanics Conference. Istanbul Technical University, Aeronautics and Astronautics faculty. Istanbul, Turkey, 1997, p. 61–62.
19. А р о н о в Б. М., Ж у к о в с к и й М. И., Ж у р а в л е в В. А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1975. – 191 с.
20. Б е к н е в В. С., Е п и ф а н о в В. М., Л е о н т ь е в А. И., О с и п о в М. И., П а н к о в О. М., Ш а б а р о в А. Б., Я н с о н Р. А. Газовая динамика. Механика жидкости и газа / Под общ. ред. А.И. Леонтьева. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 671 с.
21. Б о й к о А. В. Оптимальное проектирование проточной части осевых турбин. – Харьков: Вища школа, 1982. – 151 с.
22. С п р а в о ч н и к по математике для научных работников и инженеров / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1984. – 831 с.
23. К о п е л е в С. З., С л и т е н к о А. Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД / Под. ред. Слитенко А.Ф. – Харьков: Основа, 1994. – 240 с.
24. В о х м я н и н С. М., Р о о с т Э. Г., Б о г о в И. А. Программный комплекс COLD для расчета систем охлаждения лопаток газовых турбин. Расчет параметров охладителя. – СПб.: Международная Академия Наук Высшей Школы. СПбО, 1996. – 71 с.
25. P a s h a y e v A., A s k e r o v D., S a d y k h o v R., A r d i l C. Development of Effective Cooling Schemes of Gas Turbine Blades based on computer simulating. IJCI Proceed. ISSN 1304-2386, vol. 1, num: 2. September 2003, 6 p.
26. P a s h a y e v A. M., S a d y k h o v R. A., S a m e d o v A. S. Highly effective methods of calculation temperature fields of blades of gas turbines. V International Symposium an Aeronautical Sciences "New Aviation Technologies of the XXI century", A collection of technical papers, section № 3, Zhukovsky, Russia, august, 1999.
27. P a s h a y e v A. M., S a d y k h o v R. A., H a j i e v C. M. The BEM Application in development of Effective Cooling Schemes of Gas Turbine Blades. 6th Bienial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, Istanbul, Turkey, July, 8-11, 2002.

Статья поступила в редакцию 01.08.2005

Ариф Мир Джалал оглы Пашаев родился в 1934 г. Д-р физ.-мат. наук, профессор, академик, ректор Национальной академии авиации (г. Баку). Автор ряда научных работ в области физических полей в твердых телах, физики строения вещества и техники ее изучения на основе современных методов и технологий.

Arif M. Pashayev (b. 1934), D. Sc. (Eng), professor, academician. Rector of the National Academy of Aviation (Azerbaijan, Baku). Author of some publications, among them monographs, dealing with physical fields in solids, physics of the matter structure, modern technique of physical research.

Джахангир Джалал оглы Аскеров родился в 1950 г. Заведующий кафедрой “Организация авиатранспортного производства” Национальной академии авиации (г. Баку). Автор ряда научных работ в области моделирования авиатранспортной системы на основе современных математических методов и технологий.

Djakhangir D. Askerov (b. 1950), head of “Organization of Manufacture of aviation transport” department of the National Academy of Aviation (Azerbaijan, Baku). Author of some publications in the field of modelling the aviation transporting systems on the basis of modern mathematical methods and techniques.

Рамиз Али Джабар оглы Садыхов родился в 1949 г. Д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой “Информатика и математическое моделирование” Национальной академии авиации (г. Баку). Автор ряда научных работ в области моделирования систем авиационной техники на основе современных математических методов и технологий.

Ramiz A. Sadiqov (b. 1949), D. Sc. (Eng), professor, head of “Informatics and Mathematical Simulation” department of the National Academy of Aviation (Azerbaijan, Baku). Author of some publications in the field modelling the aviation technological systems on the basis of modern mathematical methods and techniques.

Адалят Султан оглы Самедов родился в 1963 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры “Конструкция и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей”, декан факультета “Летно-техническая эксплуатация воздушного транспорта” Национальной Академии Авиации (г. Баку, Азербайджан). Автор ряда научных работ в области исследования процессов газодинамики и теплообмена в турбомашинах, а также в системах охлаждения элементов высокотемпературных газовых турбин.

Adalat S. Samedov (b.1963), Ph. D. (Eng), senior lecturer of “Design and Exploitation of Aircrafts and Aviation Engines” department, head of “Air Transport Flight-Technical Exploitation” faculty of the National Academy of Aviation (Azerbaijan, Baku). Author of many publications in the field of gas dynamics and heat transfer in gas turbines as well as cooling systems for high temperature gas turbine elements.