УДК 629.7: 519.63: 536.21

А.М. ПАШАЕВ, Д.Д. АСКЕРОВ, Р.А. САДЫХОВ, А.С. САМЕДОВ

Национальная академия авиации, Азербайджан

ЭФФЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Приведены новая математическая модель и эффективный численный метод расчета температурного поля конвективно охлаждаемых лопаток газовых турбин. Теоретическое обоснование метода доказано соответствующими теоремами. Граничные условия теплообмена определены из решения соответствующих интегральных уравнений и эмпирических соотношений. Достоверность разработанных методик подтверждена расчетно-экспериментальными исследованиями.

охлаждаемые лопатки, температурное поле, метод граничных интегральных уравнений

Одним из главных направлений повышения к.п.д. силовых установок и снижения расхода топлива является увеличение параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и, в первую очередь, температуры и давления газа в турбинах. Наиболее сложной при этом является задача обеспечения надежности сопловых и рабочих лопаток газовой турбины (ГТ). В связи с этим выбор путей и средств тепловой защиты деталей турбин, обеспечивающих прирост экономичности ГТД, его заданная надежность и ресурс имеют большое научное и практическое значение. Наряду с достижениями в области современных и перспективных технологий, разработка эффективных систем охлаждения является приоритетным направлением исследований по тепловой защите элементов ГТ. Однако особенности условий теплообмена в ГТД не позволяют решить задачу разработки рациональной системы охлаждения в строгой постановке. 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 сложной проблемой. Это, в свою очередь, требует разработки и применения достаточно эффективных математических моделей и численных методов для проведения многократных и многовариантных расчетов с условиями многокритериальной оптимизации.

Дифференциальное уравнение теплопроводности, описывающее в общем случае нестационарный процесс распространения теплоты в многомерной области (уравнение Фурье–Кирхгофа) имеет вид [1 – 4]:

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

где ρ, C_v и λ – соответственно плотность, теплоемкость и теплопроводность материала; q_v – внутренний источник или сток тепла; T – искомая температура.

В двумерной постановке при стационарных условиях, допущении постоянства физических свойств и отсутствия внутренних источников (стоков) теплоты, температурное поле будет зависеть только от формы тела и от распределения температуры на контуре (границах) тела [1 – 5]. В этом случае уравнение (1) примет вид

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

Для определения конкретных температурных полей в элементах ГТ чаще задаются граничные условия третьего рода, характеризующие теплообмен между телом и средой на основе гипотезы Ньютона-Римана [1 – 5]:

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

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

где $i = \overline{0, M}$ – количество контуров; T_i – температура среды (при i = 0 – температура газа, омывающего лопатку, при $i = \overline{1, M}$ – температура охладителя); T_{γ_0} и T_{γ_i} – температура на контуре i (при i = 0 – наружный контур лопатки, при $i = \overline{1, M}$ – контура охлаждающих каналов); α_0 и α_i – коэффициенты теплоотдачи от газа к поверхности лопатки (при i = 0) и от 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 Треффттца (Спэрроу) [1 – 8].

Из перечисленных эффективным считается МГИУ (или метод теории потенциала – МТП), хорошо зарекомендовавший себя при рассмотрении многосвязных областей сложной конфигурации и обладающий рядом преимуществ [4, 7 – 9].

Рассмотрим применение МГИУ для решения задачи (2) – (4) в первой постановке [1, 2, 4, 5, 8].

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:

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

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

$$T = T_k = \\ = \frac{1}{2\pi} \left[\oint_{\gamma} T_\gamma \frac{\partial(\ell nR_k)}{\partial n} ds - \oint_{\gamma} \frac{\partial T_{\gamma k}}{\partial n} \ell nR_k \, ds \right]. \tag{6}$$

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:

$$\varphi_{k1} T_{\gamma 01} + \varphi_{k2} T_{\gamma 02} + \ldots + \varphi_{kn} T_{\gamma 0m} - \\ - \varphi_{k\gamma_0} T_0 - \varphi_{k\gamma_i} T_i - 2\pi T_k = 0. \tag{7}$$

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} ($i = \overline{1, M}$) на малые отрезки ΔS_i.

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 $T_{\gamma 01}, T_{\gamma 02}, \ldots, T_{\gamma 0n}, \ldots, T_{\gamma_i m}$ (всего $n + m$).

Пользуясь формулой (5), из соотношения (7) получим искомую температуру для любой точки

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

где $\varphi_{k1} = \int\limits_{\Delta S_{01}} \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} ds - \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int\limits_{\Delta S_{01}} \ell n R_k ds;$

$$\dots$$

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

$$\varphi_{k\gamma_0} = \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int\limits_{\Delta S_{01}} \ell n R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{0n}}{\lambda_n} \int\limits_{\Delta Sn} \ell n R_k ds;$$

$$\varphi_{k\gamma_{ii}} = \frac{\alpha_{01}}{\lambda_1} \int\limits_{\Delta S_{i1}} \ell n R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{im}}{\lambda_m} \int\limits_{\Delta S_{im}} \ell n R_k ds.$$

В представленном виде решение краевой задачи (2) – (4) по расчету температурного поля конвективно охлаждаемой лопатки ГТ впервые дано О.И. Голубевой [5] и развито в работах Л.М. Зысиной-Моложен [1]. В этих работах дискретизация контуров $\gamma_i \, (i = \overline{0, M})$ производилась большим количеством дискретных точек, и интегралы, входящие в уравнения в виде логарифмических потенциалов, рассчитывались приближенно, заменяясь следующими соотношениями:

$$\int\limits_{\Delta S_{\gamma_i}} \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} ds \approx \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} \Delta S_{\gamma_i}\ ; \qquad (9)$$

$$\int\limits_{\Delta S_{\gamma_i}} \ell n R_k ds \approx \ell n R_k \Delta S_{\gamma_i}\ , \qquad (10)$$

где $\Delta S_{\gamma_i} \in L = \bigcup\limits_{i=0}^{M} l_i;\ \ l_i = \int\limits_{\gamma_i} ds$.

В отличие от [1, 5] предлагается новый подход к применению МГИУ. Полагаем, что распределение температуры $T = T(x, y)$ будем отыскивать в следующем виде:

$$T(x, y) = \int\limits_{\Gamma} \rho \ell n R^{-1} ds\ , \qquad (11)$$

где $\Gamma = \bigcup\limits_{i=0}^{M} \gamma_i$ – простые гладкие жордановые замкнутые кривые; M – количество охлаждающих каналов; $\rho = \bigcup\limits_{i=0}^{M} \rho_i$ – плотность логарифмического потенциала, равномерно распределенного по γ_i; $s = \bigcup\limits_{i=0}^{M} s_i$ – дуговая координата точки x_i, y_i.

При этом кривые $\Gamma = \bigcup\limits_{i=0}^{M} \gamma_i$ положительно ориентированы и заданы в параметрическом виде:

$$x = x(s);\ y = y(s);\ s \in [0, L];\ L = \int\limits_{\Gamma} ds\ .$$

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

$$\begin{aligned} \rho(s) - \frac{1}{2\pi} \int\limits_{\Gamma} (\rho(s) - \rho(\xi)) \frac{\partial}{\partial n} \ell n R(s, \xi) d\xi = \\ = \frac{\alpha_i}{2\pi\lambda} \left(T - \int\limits_{\Gamma} \rho(s) \ell n R^{-1} ds \right), \end{aligned} \qquad (12)$$

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

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

Теорема. Пусть выполняется условие

$$\int\limits_0^\infty \frac{\omega_\xi(x)}{x} dx < +\infty$$

и уравнение (12) имеет решение $f^* \in C_\Gamma$ (множество непрерывных на Γ функций). Тогда $\exists\ N_0 \in N$ (N – множество натуральных чисел) такое, что $N > N_0$ – дискретная система, полученная из (12) на основе использования дискретного оператора логарифмического потенциала двойного слоя (изучены его свойства), имеет единственное решение

$$\left\{ \hat{f}_{j_k}^{(N)} \right\}\ k = \overline{1, m_j};\ j = \overline{1, n};$$

$$\begin{aligned} \left| f_{jk}^* - \hat{f}_{jk}^{(N)} \right| \le C(\Gamma) \cdot \Biggl(\int\limits_0^{\varepsilon_N} \frac{\omega_\xi(x) \omega_{f^*}(x)}{x} dx + \\ + \varepsilon \int\limits_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_\xi(x) \omega_{f^*}(x)}{x} dx + \omega_{f^*}(\|\tau_N\|) \int\limits_0^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx + \\ + \|\tau_N\| \int\limits_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx \Biggr), \end{aligned}$$

где $C(\Gamma)$ – константа, зависящая только от $\|\tau_N\|_{N=1}^{\infty}$ –

последовательности разбиений Γ; $\{\varepsilon_N\}_{N=1}^{\infty}$ – последовательность положительных чисел таких, что пара $(\|\tau_N\|,\varepsilon_N)$ удовлетворяет условию $2 < \varepsilon\|\tau\|^{-1} < p$.

Пусть $\varepsilon_N \in \left(0, d/2\right)$, где d – диаметр Γ, а 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 $z \in \Gamma$ ($z = x + iy$):

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

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

где $\left(L_{\tau,\varepsilon} f\right)(z)$ – двухпараметрическая (зависит от параметров τ и ε) квадратурная формула для логарифмического потенциала двойного слоя,

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

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

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

$$z_{k,e} \in \tau,\ z_{k,e} = x_{k,e} + iy_{k,e};$$
$$\tau(z) = \left\{z_{k,e}\middle|\ \left|z_{k,e} - z\right| > \varepsilon\right\};$$
$$\tau_k = \{z_{k,1},\dots,z_{k,m_k}\},\ \ z_{k,1} \leq z_{k,2} \leq \dots \leq z_{k,m_k};$$
$$\|\tau\| = \max_{j\in(1,m_k)}\left|z_{k,j+1} - z_{k,j}\right|.$$

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 слоя. 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 [8 – 10, 17].

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:

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

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

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

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

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

Вычислительные эксперименты с использованием МГИУ по расчету температурных полей лопаток ГТ показали, что 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 в большинстве случаев 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 [11 – 13] эффективностью при численной реализации.

Поле скоростей в области течения можно рассчитать, продифференцировав значения φ по обводу, найденные из решения интегрального уравнения:

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

где $\varphi(x_k, y_k)$ – значение потенциала скорости; V_∞ – средневекторная скорость набегающего потока; α_∞ – угол между вектором $\overline{V}_\infty$ 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:

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

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.

Распределение скорости по обводу профиля, в отличие от [11, 12], можно определить, решив также интегральное уравнение, полученное для функции тока ψ:

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

приводя его к следующему алгебраическому виду:

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

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 [1 – 3, 6, 14]. Для внесения поправок в базовое значение α_Γ использованы рекомендации ЦКТИ и ХПИ [2, 14].

При определении внутренних граничных условий теплообмена используется взаимосвязь внутренних геометрических и гидродинамических параметров с тепловыми, характеризующими температурное поле тела лопатки [2, 14 – 16]:

$$\alpha_B \cdot F_B = f(\alpha_\Gamma, Q_\Gamma, T_{\Gamma Л}, T_{ВЛ}, \lambda_B, \mu_B, \lambda_Л).$$

При этом выполняется оптимизационная задача с предварительным заданием допустимых по условиям прочности температур стенок с газовой $T_{\Gamma Л}$ и воздушной $T_{ВЛ}$ сторон с учетом ее предельной неравномерности.

Задача внутренней гидродинамики системы охлаждения рассмотрена на примере лопатки со вставным перфорированным дефлектором. Поиск оптимальной конструкции системы охлаждения лопатки осуществляется путем предварительного выявления перегретых участков. Местные коэффициенты теплоотдачи охладителя α_B определяются при известном распределении потока в охлаждающих каналах. С этой целью строится эквивалентная гидравлическая схема, течение охладителя в разветвленных сетях которой описывается 1-м законом Кирхгофа [2, 3, 14, 15]:

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

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 [5, 9]:

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

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 [2, 14, 15]:

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

где k – номер итерации, p_i^k – давление охладителя в i-м участке гидравлической сети. Коэффициенты гидравлического сопротивления ξ_{ij}, входящие в (14), а также значения коэффициента теплоотдачи воздуха α_B на отдельных участках лопатки определены по эмпирическим соотношениям, рекомендованным авторами работ [2, 3, 14, 15]. При расчетах в каждом итерационном процессе производится проверка пропускной способности тракта охлаждения по полному давлению воздуха на выходе из лопатки.

Разработанные методики реализованы при проведении расчетно-экспериментальных исследований термического состояния соплового аппарата I ступени газовой турбины серийной ГТУ с использованием следующих расчетных данных: шаг решетки – $t = 41{,}5$ мм; скорость газа на входе в решетку – $V_1 = 156$ м/с; скорость газа на выходе из решетки – $V_2 = 512$ м/с; приведенная скорость газа на выходе - $\lambda_{1ad} = 0{,}891$; угол входа газового потока – $\alpha_1 = 0{,}7°$; температура и давление газа: на входе в ступень – $T_г^* = 1333$ К, $p_г^* = 1{,}2095 \cdot 10^6$ Па; на выходе из ступени – $T_{г1} = 1005$ К, $p_{г1} = 0{,}75 \cdot 10^6$ Па.

Получена геометрическая модель лопатки (рис. 1),

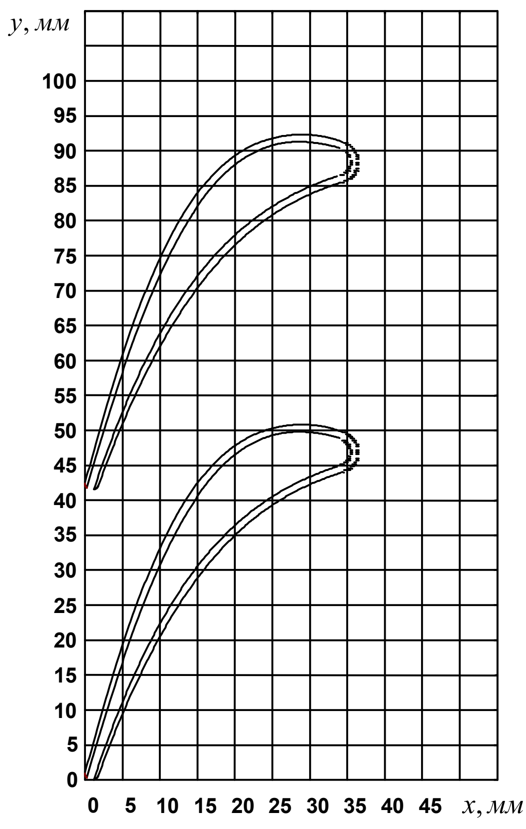

Рис. 1. Решетка профилей сопловой охлаждаемой лопатки

а также графики распределений скорости V и коэффициента теплоотдачи газа $\alpha_Г$ вдоль обвода профиля (рис. 2).

Разработаны геометрическая модель (рис. 3) и эквивалентная гидравлическая схема тракта охлаждения (рис. 4).

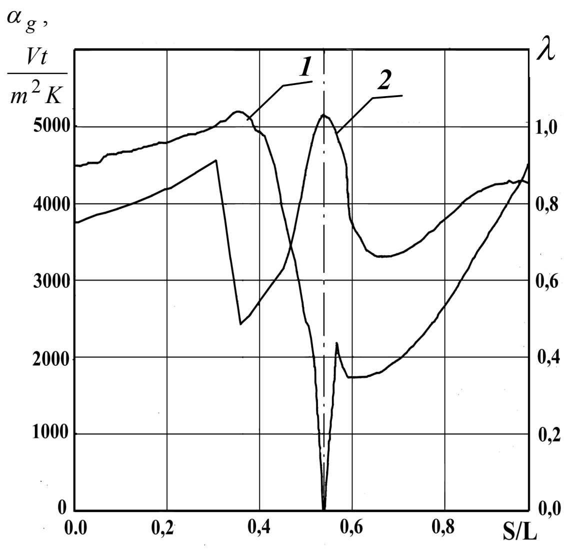

Рис. 2. Распределение относительных скоростей λ (1) и коэффициентов теплоотдачи газа $\alpha_Г$ (2) по обводу профиля

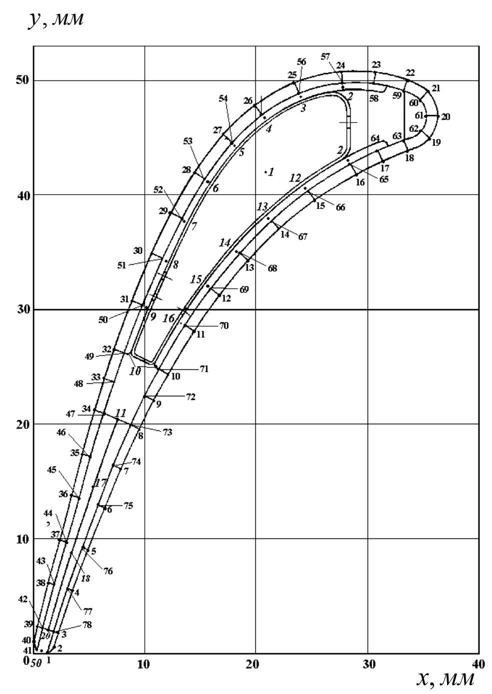

Рис. 3. Геометрическая модель с нумерацией расчетных точек обвода (1-78) и характерных участков ЭГС (1-50) опытной сопловой лопатки

Определены основные параметры охладителя в системе охлаждения и температурное поле сечения лопатки (рис. 5).

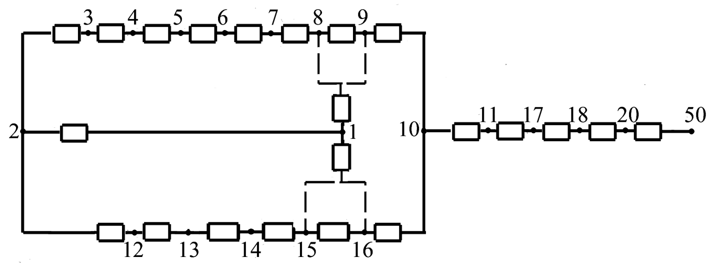

Рис. 4. Эквивалентная гидравлическая схема с нумерацией

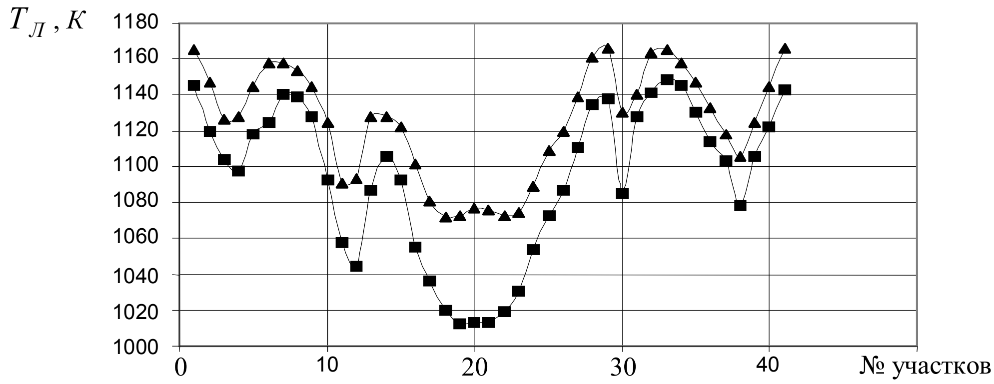

Рис. 5. Распределения температур вдоль наружного (▲) и внутреннего (■) обводов сопловой охлаждаемой лопатки, полученные расчетным путем

Достоверность методик подтверждена экспериментальными исследованиями теплогидравлических характеристик опытных лопаток. Методики показали высокую эффективность при расчетах конвективно охлаждаемых лопаток газовых турбин [9, 16 – 18], на основе которых предложен способ модернизации системы охлаждения лопатки за счет реконструкции дефлектора.

Литература

1. Зысина-Моложен Л.М., Зысин Л.В., Поляк М.П. Теплообмен в турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1974. – 336 с.

2. Теплообменные устройства газотурбинных и комбинированных установок / Н.Д. Грязнов, В.М. Епифанов, В.Л. Иванов, Э.А. Манушин. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

3. Теплоотдача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, Ф.В. Щукин. –М.: Машиностроение, 1985. – 216 с.

4. Пашаев А.М., Садыхов Р.А., Самедов А.С. Моделирование температурных полей лопаток газовых турбин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия "Машиностроение". – 2000. – Вып. 38, № 1. – С. 70 – 77.

5. Голубева О.И. К определению температурного поля лопаток газовых турбин // Труды ЦИАМ № 129. – М.: Оборонгиз, 1947. – 16 с.

6. Галицейский Б.М., Совершенный В.Д., Формалев В.Ф., Черный М.С. Тепловая защита лопаток турбин. – М.: МАИ, 1996. – 356 с.

7. Пашаев А.М., Аскеров Д.Д., Садыхов Р.А. Моделирование температурных полей в авиационных газотурбинных двигателях. Тр. ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, вып. 2661. – М.: ЦАГИ, 2003. – 16 с.

8. Садыхов Р.А., Самедов А.С. Моделирование температурных полей элементов газовых турбин // Ученые записки Аз.ТУ.– Баку: Аз.ТУ. – 1998. – Т. VI, № 5. – С. 234 – 239.

9. Математическое обеспечение некоторых задач авиа- и ракетостроения / Садыхов Р.А., Букалов А.Н., Самедов А.С. и др. // Матер. V Междун. НТК "Машиностроение и техносфера на рубеже XXI века". – Севастополь, Украина. – 1998. – Т. 3, вып. 6. – С. 49 – 55.

10. Садыхов Р.А. К численному решению интегральных уравнений Фредгольма II рода с логарифмической особенностью. – М.: Деп. ВИНИТИ № 6601-84. – 19 с.

11. Аронов Б.М., Жуковский М.И., Журавлев В.А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1975. – 191 с.

12. Газовая динамика. Механика жидкости и газа / В.С. Бекнев, В.М. Епифанов, А.И. Леонтьев, М.И. Осипов, О.М. Панков, А.Б. Шабаров, Р.А. Янсон. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 671 с.

13. Бойко А.В. Оптимальное проектирование проточной части осевых турбин. – Х.: Вища школа, 1982. – 151 с.

14. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД / Под ред. А.Ф. Слитенко. – Х.: Основа, 1994. – 240 с.

15. Вохмянин С.М., Роост Э.Г., Богов И.А. Программный комплекс COLD для расчета систем охлаждения лопаток газовых турбин. Расчет параметров охладителя. – С.-Пб.: Международная Академия Наук Высшей Школы. Санкт-Петербургское отделение. – 1996. – 71 с.

16. Пашаев А.М., Садыхов Р.А., Эфендиев О.З., Самедов А.С. Эффективные методы расчета лопаток газовых турбин // Тезисы докладов XI Всероссийской Межвузовской НТК "Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели". МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М.: ГПНТБ. – 2000. – С. 64 – 65.

17. Pashayev A.M., Sadykhov R.A., Samedov A.S. The efficiency of potential theory method for solving of the tasks of aircraft and rocket design // 10-th National Mechanic Conference. Istanbul Technical University. – Istanbul, Turkey. – 1997. – P. 61 – 62.

18. Pashayev A., Askerov D., Sadykhov R., Ardil C. Development of Effective Cooling Schemes of Gas Turbine Blades based on computer simulating // IJCI Proceed. – September, 2003. – Vol.1, №. 2. – 6 p.

Поступила в редакцию 16.05.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.