

УДК 533.6.011.6

А.Н. Золотов, В.Н. Ковальногов, М.И. Корнилова

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ ЛОПАТОЧНОГО АППАРАТА ТУРБОМАШИН С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРАТИФИКАЦИИ¹

Золотов Александр Николаевич, аспирант кафедры «Теплоэнергетика» Ульяновского государственного технического университета. Окончил УлГТУ. Имеет статьи в области численного моделирования гидрогазодинамических процессов. [e-mail: anzolotov@bk.ru].

Ковальногов Владислав Николаевич, доктор технических наук, заведующий кафедрой «Теплоэнергетика» УлГТУ. Имеет статьи, монографии и изобретения в области моделирования, исследования и оптимизации тепловых и гидрогазодинамических процессов в энергоустановках и технологическом оборудовании. [e-mail: kvn@ulstu.ru].

Корнилова Мария Игоревна, студентка 2 курса УлГТУ. Имеет статьи в области численного моделирования гидрогазодинамических процессов. [e-mail: masha.kornilova.1995@mail.ru].

Аннотация

Повышение начальной температуры и давления рабочего тела - один из наиболее простых и эффективных путей улучшения топливной экономичности и снижения металлоемкости турбин. Традиционная технология производства лопаток турбин является весьма дорогостоящей и занимает много времени на подготовку производства. Поэтому их создание требует использования математических моделей, которые выступают инструментом для анализа, совершенствования и поиска наиболее перспективных решений способов охлаждения и увеличения точности прогнозирования на стадии проектирования их эффективности. Математическое моделирование теплового состояния широко применяется при создании современных газотурбинных установок [1]. Важной задачей остается численное моделирование пространственного течения теплообмена в дозвуковых и трансзвуковых решетках. Для создания эффективных способов тепловой защиты необходимо знать распределение нестационарных температурных полей по поверхности и в теле лопатки. Для этого необходимо максимально точно определить тепловые потоки от газа к лопаткам с учетом воздействия режима течения потока, неизотермичности, градиента давления и прочих факторов [2].

В данной работе предложена математическая модель и методика численного исследования теплового состояния лопаток турбомашин, обтекаемых сверхзвуковым дисперсным потоком с учетом феномена газодинамической температурной стратификации.

С целью повышения точности расчетного прогнозирования теплового состояния лопаток за счет получения достоверных данных, а также повышения эффективности систем охлаждения для увеличения ресурса лопаток в настоящее время разрабатывается программно-информационный комплекс, который будет учитывать результаты исследований газодинамических процессов в высокоскоростных дисперсных потоках, в том числе феномен газодинамической температурной стратификации, выполняемых на кафедре «Теплоэнергетика» УлГТУ.

Ключевые слова: математическое моделирование, численные методы, тепловая защита, конвективно-пленочное охлаждение, программно-информационный комплекс, дисперсный поток, газодинамическая температурная стратификация.

MODELING AND RESEARCHING THE TECHNIQUE OF THERMAL PROTECTION OF TURBOMACHINES BLADES WITH THE USE OF GAS-DYNAMIC TEMPERATURE STRATIFICATION

Aleksandr Nikolaevich Zolotov, Post-graduate Student at the Department of Heat-and-Power Engineering of Ulyanovsk State Technical University; graduated from Ulyanovsk State Technical University; graduated from Ulyanovsk State Technical University; an author of articles in the field of the numerical modeling of gas-dynamic processes. e-mail: anzolotov@bk.ru.

¹ Исследования выполнены при финансовой поддержке грантом РФФИ по проекту № 15-48-02275-р_Поволжье_а.

Vladislav Nikolaevich Kovalnogov, Doctor of Engineering, Head of the Department of Heat-and-Power Engineering of Ulyanovsk State Technical University; an author of articles, monographs, and inventions in the field of simulation, research, and optimization of thermal and gas-dynamic processes in power installations and processing equipment. e-mail: kvn@ulstu.ru.

Maria Igorevna Kornilova, a second-year student of Ulyanovsk State Technical University; an author of articles in the field of the numerical modeling of gas-dynamic processes. e-mail: masha.kornilova.1995@mail.ru.

Abstract

Raising the initial temperature and pressure of the working fluid is one of the simplest and most effective ways of improving fuel efficiency and reducing metal consumption of turbines. Traditional technology of turbine blades production is quite cost and time consuming in production. Therefore, their creation requires the use of mathematical models which serve as a tool for analysis, improvement and selecting the most promising solutions of the refrigeration and increase of the prediction accuracy at the design stage of their effectiveness. Mathematical modeling of the thermal state is widely used in the creation of modern gas turbines [1]. An important objective is the numerical simulation of the spatial flow of the heat transfer in subsonic and transonic lattices. In order to create effective ways of thermal protection, it is necessary to know the distribution of nonstationary temperature fields on the surface and in the body of the scapula. For this purpose, the heat flows from the gas to the blades must be accurately determined taking into account the impact of the mode of flow, thermals, pressure gradient, and other factors [2].

In the paper, the proposed mathematical model and method of numerical investigation of the thermal state of blades of turbomachines streamlined by a supersonic dispersed flow with regard to the phenomenon of gas-dynamic temperature stratification was proposed.

With the aim to increase the accuracy of the settlement prediction of the thermal state of blades due to obtaining reliable data as well as improve the efficiency of cooling systems to increase the service life of the blades, the authors have developed the program-informational complex which will take into account the results of studies of gas-dynamic processes in high-speed, disperse flows including the phenomenon of gas-dynamic temperature stratification carried out at the Department of Heat Power Engineering at Ulyanovsk State Technical University.

Key words: mathematical modeling, numerical methods, thermal protection, convective-film cooling, software and information complex, dispersed flow, gas-dynamic temperature stratification.

ВВЕДЕНИЕ

Совершенствование технологий сжигания топлива в газотурбинных двигателях и улучшение экономических показателей требуют применения новых материалов, совершенствования систем охлаждения наиболее теплонагруженных элементов. Наибольшие температурные и механические нагрузки при повышении давления и температуры рабочего тела испытывают лопаточные аппараты. Разработка эффективной тепловой защиты лопаток турбин является сложным и трудоемким процессом, включающим газодинамические, тепловые и прочностные расчеты, выбор рациональных систем охлаждения и их оптимизацию [1–3]. Отработка технологии тепловой защиты на натурном образце трудоемка и дорогостоящая. Разрабатываемый программный комплекс позволяет это решить с меньшими затратами.

Совершенствование тепловых расчетов требует применения методов математического моделирования для получения информации о распределении температурных полей в лопатке. Разработка перспективных газотурбинных установок (ГТУ) должна обеспечивать их работу в условиях повышения температуры рабочего тела с целью повышения коэффициента полезного действия (КПД) при надежной и экономичной эксплуатации.

Непрерывное повышение параметров рабочего тела обеспечивает более теплонапряженные состояния эле-

ментов ГТУ, особенно лопаток турбоустановок. В таких условиях предел эластичности материала лопатки является достаточно чувствительным к изменению температуры, и при увеличении температуры вала на 10 К расчетный ресурс уменьшается вдвое [2]. Уменьшение расхода газа, отбираемого из компрессора для охлаждения дисков газовой турбины на 1%, приводит к увеличению эффективности газовой турбины на 0,4% [3]. Снижение на 1% экономичности газовой турбины приводит к снижению полезной выходной мощности на 2–3% [2]. Поэтому требуется знание более точного распределения температурного поля в самой лопатке и полей температур охладителя.

Применение численного моделирования необходимо для определения взаимодействия вязких и невязких течений, турбулентного теплообмена в условиях благоприятного и неблагоприятного градиентов давления, теплообмена во вращающихся каналах, отрыва пограничного слоя [4]. Для обеспечения заданной точности определение коэффициента теплоотдачи должно выполняться максимально точно. Течения жидкостей и газов в ГТУ сопровождаются нестационарными эффектами, поэтому важно определять степень их влияния на работу лопаточного аппарата [5, 6]. Абсолютная погрешность расчетного прогнозирования температурного состояния лопатки на стадии ее проектирования не должна превышать 20–30 К, что приводит к совершенствованию программно-информационных

комплексов, сочетающих в себе средства САПР и пакеты программ для проведения с высокой точностью расчетов теплового состояния.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТКИ ТУРБОМАШИНЫ

Несмотря на имеющиеся достижения в области создания жаропрочных материалов, основным направлением в обеспечении работоспособности лопаток в условиях высоких температур является создание высокоэффективных систем охлаждения.

Целью работы является повышение точности расчетного прогнозирования теплового состояния лопаток за счет получения достоверных данных, а также повышение эффективности систем охлаждения для увеличения ресурса лопаток. В настоящее время на кафедре «Теплоэнергетика» УлГТУ для расчета теплового состояния лопаток турбомашин разрабатывается встроенный в среду SolidWorks программно-информационный комплекс, в который в качестве уникальной информационной базы будут включены результаты исследований газодинамических явлений. Применение среды SolidWorks позволяет на этапе проектирования проводить расчеты необходимое число раз, используя только данную среду и программно-информационный комплекс [4].

Численный расчет пространственного (трехмерного) температурного поля лопатки осуществляется в нестационарной нелинейной (с учетом зависимости теплофизических свойств конструкционного материала от температуры) постановке. При этом используется хорошо апробированная явная разностная схема 2-го порядка аппроксимации по пространственным переменным и 1-го порядка по времени. При расчетах стационарного температурного состояния лопатки применяется метод установления. Необходимые для численного интегрирования дифференциального уравнения теплопроводности геометрические характеристики расчетных элементов и лопатки в целом определяются средствами SolidWorks. Теплофизические свойства конструкционного материала, а также рабочего тела (продуктов сгорания) и теплоносителя выбираются в зависимости от определяемой в процессе расчета температуры из встроенных баз данных.

Система уравнений, описывающих процесс теплоотдачи на поверхности лопатки в каждом ее сечении по высоте, включает дифференциальные уравнения теплоотдачи, энергии, движения, неразрывности и уравнение состояния. Эти уравнения, а также начальные и граничные условия приведены, например, в работе [7].

Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений пограничного слоя при расчете граничных условий теплообмена производится с использованием апробированной [7] неявной шеститочечной разностной схемы 2-го порядка аппроксимации по пространственным переменным и 1-го порядка по времени. При этом расчет выполняется по единому алгоритму для участков лопатки с ламинарным, переходным и турбулентным режимами течения в пограничном слое. Шаги сетки вдоль координат

x, y и по времени τ выбираются в соответствии с рекомендациями [7, 8].

В основу расчета турбулентного и переходного пограничных слоев положена оригинальная алгебраическая модель турбулентности [9], отражающая влияние на коэффициенты турбулентного переноса факторов динамической и тепловой нестационарности, продольного градиента давления, кривизны обтекаемой поверхности.

На участке поверхности лопатки с ламинарным пограничным слоем ($Re^{**} < Re_{кр1}^{**}$) принимаем:

$$\lambda_T = \mu_T = 0. \tag{1}$$

На участке поверхности с турбулентным пограничным слоем ($Re^{**} > Re_{кр2}^{**}$) коэффициент турбулентного переноса теплоты выразим соотношением [12], отражающим влияние фактора тепловой нестационарности:

$$\lambda_T = \frac{\mu_T c_p}{Pr_T} \approx \frac{\mu_T c_p}{0,9} \left[1 + 10^7 \frac{\partial T_w / \partial \tau}{u_0 (\partial T / \partial y)_{y=0}} \right]. \tag{2}$$

Здесь Re^{**} – число Рейнольдса, построенное по толщине потери импульса δ^{**} ; $Re_{кр1}^{**}$, $Re_{кр2}^{**}$ – первое и второе критическое число Рейнольдса соответственно; Pr_T – турбулентное число Прандтля; индексы: w – характеризует параметры на поверхности проточной части; 0 – параметры в исходном сечении за пределами пограничного слоя.

Коэффициент турбулентного переноса количества движения μ_T в соответствии с моделью пути смешения Прандтля определим зависимостью:

$$\mu_T = \rho l^2 \partial u / \partial y, \tag{3}$$

где длина пути смешения l рассчитывается по выражению:

$$l = \alpha y \{ 1 - \exp[-\rho v_* y / (26\mu)] \}. \tag{4}$$

Здесь v_* – динамическая скорость в рассматриваемой точке.

Коэффициент $\alpha = \alpha_T$ определим выражением [7, 10], учитывающим влияние фактора динамической нестационарности, продольного градиента давления, кривизны поверхности и ламинаризации пограничного слоя на перфорированной поверхности лопатки с демпфирующими полостями:

$$\alpha = 0,4 \sqrt{1 - \frac{4,9}{(\partial u / \partial y)_{y=0}} \left[\frac{\partial p_\infty / \partial \tau}{\rho_\infty u_\infty u_0} - \frac{u_\infty}{r} \right]}. \tag{5}$$

$$1 + 21,4 \frac{\partial p_\infty / \partial x}{\rho_\infty u_0 (\partial u / \partial y)_{y=0}}$$

Здесь r – радиус кривизны обтекаемой поверхности.

Радиус кривизны r считается положительным для выпуклой поверхности и отрицательным – для вогнутой.

На участке поверхности с переходным режимом течения в пограничном слое (при $Re_{кр1}^{**} \leq Re^{**} \leq Re_{кр2}^{**}$) коэффициент $\alpha = \alpha_n$ выразим приближенным интерполяционным соотношением:

$$\alpha_n = \alpha_T \frac{Re^{**} - Re_{кр1}^{**}}{Re_{кр2}^{**} - Re_{кр1}^{**}} \quad (6)$$

Коэффициенты турбулентного переноса λ_T и μ_T в этом случае определяются также по выражениям (2)–(5).

При определении коэффициентов теплоотдачи на поверхностях лопаток поверхность делится на ряд характерных участков, для каждого из которых записывается свое уравнение подобия вида $\overline{Nu} = cRe^n$ [7].

Адекватность модели турбулентного дисперсного пограничного слоя проверялась путем сопоставления расчетов коэффициентов теплоотдачи дисперсного потока в соплах с опытными данными. Результаты сопоставления, приведенные в работе [4], свидетельствуют о том, что предлагаемая методика в целом адекватно отражает особенности обменных процессов в дисперсном пограничном слое.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

На стадии автоматизированного проектирования с помощью программно-информационного комплекса и среды SolidWorks создается твердотельная модель исследуемой лопатки. Далее для определения граничных условий теплообмена на поверхности и элементах схемы охлаждения строится расчетная сетка с различным числом расчетных элементов, в зависимости от требуемой точности.

Выбираются теплофизические свойства материала лопатки и рабочего тела, рассчитывается система охлаждения и граничные условия теплообмена на поверхностях лопатки и охлаждающих каналов [4]. Определение граничных условий теплообмена для лопаток турбомашин предусмотрено как с помощью эмпирических уравнений подобия, так и на основе интегральных или дифференциальных методов расчета.

На основании определения максимальных и минимальных температур для различных сеток с учетом зависимости теплофизических свойств материала лопатки от температуры установле-

но, что удовлетворительная точность расчета достигается при количестве расчетных элементов, равном и более 80000 [3]. Для этого применяется явная разностная схема второго порядка аппроксимации по пространственным переменным и 1-го порядка по времени.

Далее на рисунке 1 показан пример тепловой картины лопатки.

На рисунке 2 представлено распределение температуры поверхности лопатки вдоль корыта при использовании различных способов охлаждения.

Из рисунков 1, 2 видно, что наиболее теплонагруженными являются входная и выходная кромки. При этом температура спинки и корыта ниже более чем на 100 К. Неравномерность прогрева лопатки, являющаяся существенным недостатком конвективно-заградительного охлаждения, существенно снижает срок ее эксплуатации [11, 12].

Для уменьшения неравномерности прогрева и снижения выбросов охлаждающего воздуха в проточную часть

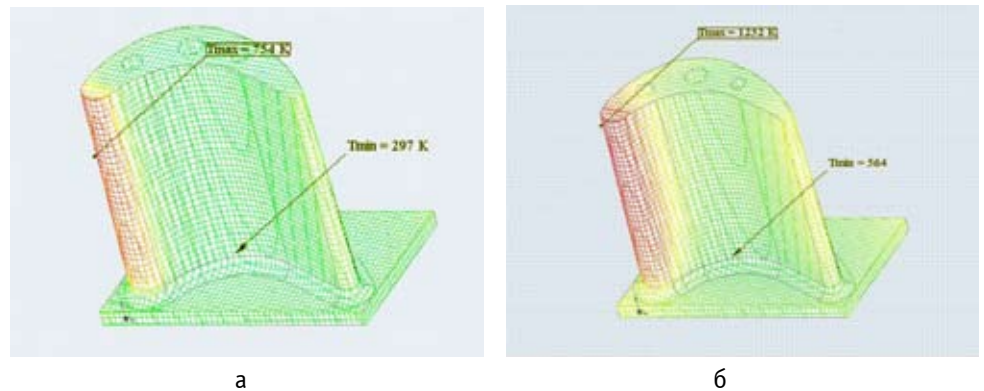


Рис. 1. Пример тепловой картины лопатки турбомашин с конвективным охлаждением, полученной с помощью программно-информационного комплекса с указанием максимальной и минимальной температур лопатки для различного времени прогрева: а – 3 с; б – 30 с

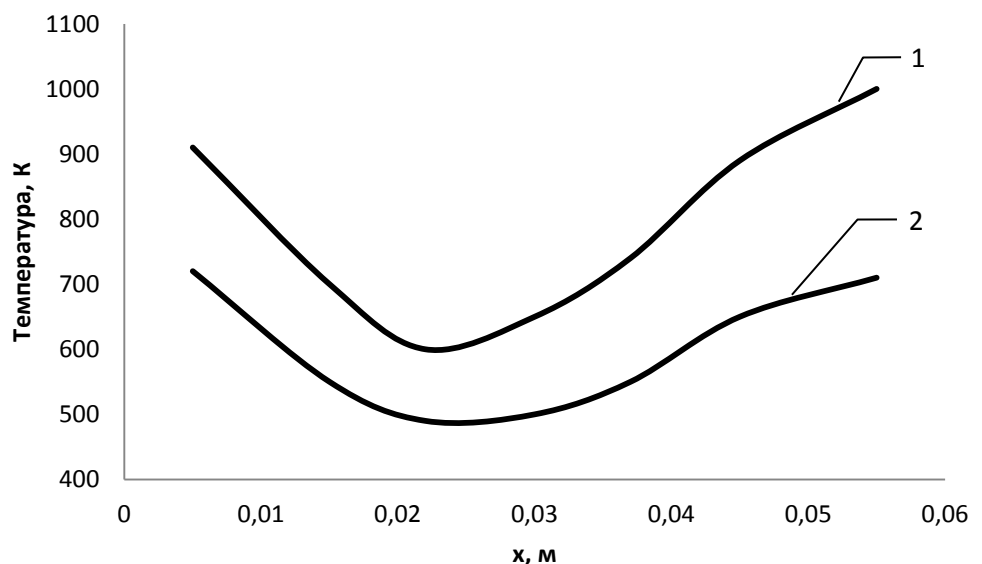


Рис. 2. Распределение температуры поверхности лопатки вдоль корыта при различных способах охлаждения: 1 – конвективное (без щелей); 2 – с созданием завесы (10 щелей)

турбины с помощью разрабатываемого программно-информационного комплекса исследуется возможность создания техники охлаждения турбинных лопаток с помощью газодинамической температурной стратификации дисперсных потоков. Для этого в нем создана база данных, дополняемая результатами исследований данного феномена. Это позволит избежать перегретых зон в теле лопатки и сократить расход охлаждающего воздуха за счет снижения диаметров охлаждающих каналов [9].

С помощью программно-информационного комплекса проводилось исследование эффективности техники охлаждения с использованием газодинамической температурной стратификации дисперсных потоков. Было рассмотрено 3 вида использования техники охлаждения лопатки турбомшины с использованием данного феномена. Температура охлаждающего воздуха принималась равной 400 К, температура потока газа – 1500 К, скорость охлаждающего воздуха – 100 м/с, скорость потока газа – 110 м/с, давление охлаждающего воздуха – 100 кПа, давление потока газа – 600 кПа.

Применение техники охлаждения, основанной на применении газодинамической температурной стратификации, обусловлено тем, что в дисперсном потоке в условиях направленного поперечного (инерционного) перемещения частиц в пограничном слое происходит интенсификация теплоотдачи [2].

Температура поверхности со стороны сверхзвукового потока будет ниже, чем температура поверхности со стороны дозвукового потока. Образующийся перепад тем-

ператур приводит к возникновению теплового потока от дозвуковой части течения к сверхзвуковой.

На рисунке 3 представлено распределение температуры поверхности лопатки вдоль корыта при использовании различных способов охлаждения.

На рисунке 4 представлено распределение температуры поверхности лопатки вдоль спинки при использовании различных способов охлаждения.

При применении техники охлаждения лопатки с использованием феномена газодинамической температурной стратификации происходит существенное уменьшение температуры спинки и корыта. При этом разность температур поверхности лопатки с конвективным охлаждением (рис. 3, 4, график 1) и первым способом применения феномена газодинамической температурной стратификации (рис. 3, 4, график 2) составила около 100 К. Применение данного способа охлаждения позволяет повысить эффективность тепловой защиты лопаток турбин в 1,4 раза. Применение второго способа охлаждения лопатки турбомшины с использованием феномена газодинамической температурной стратификации (рис. 3, 4, график 3), позволяет сгладить колебания температуры между корытом и спинкой. Это обусловлено тем, что более холодный поток направляется на более нагретую поверхность (спинку лопатки). При применении третьего способа техники охлаждения лопатки с использованием феномена газодинамической температурной стратификации (рис. 3, 4, графики 4–10) происходит существенное уменьшение температуры спинки и корыта, но ввиду ре-

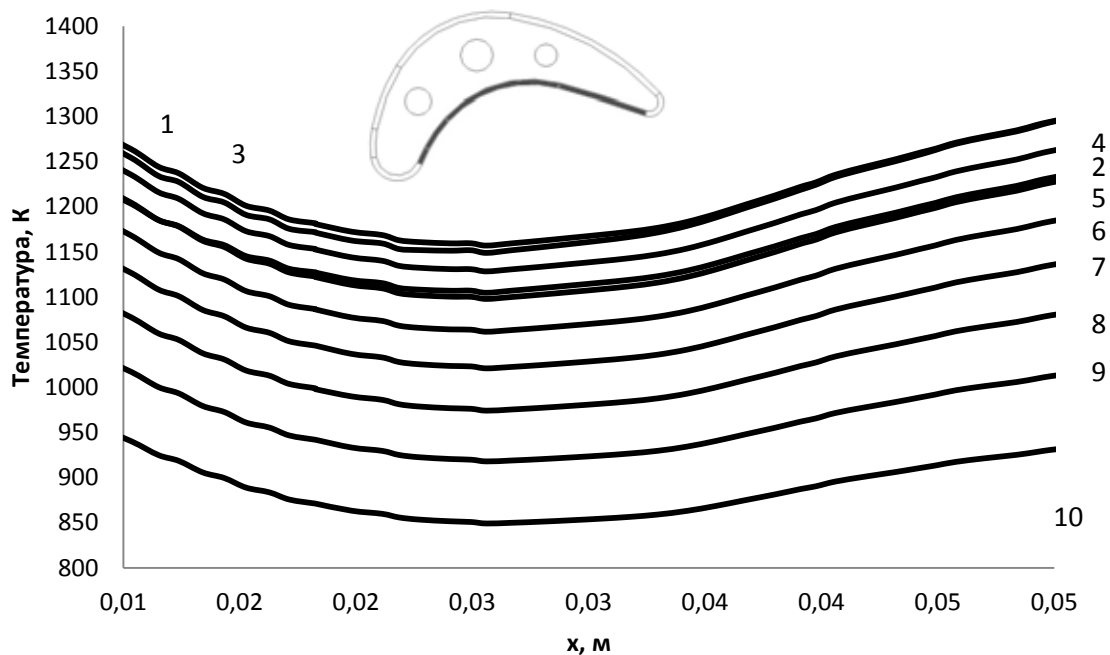


Рис. 3. Распределение температуры поверхности лопатки вдоль корыта при различных способах охлаждения:

1 – Конвективное охлаждение; 2 – Вариант разделения потока на три части, менее нагретые потоки вдоль корыта и спинки лопатки, более нагретый поток по центру межлопаточного канала; 3 – Вариант разделения потока на две части, менее нагретый поток направляется вдоль корыта, более нагретый поток – по центру межлопаточного канала; 4–10 – Вариант стратификации потока на две части. Дозвуковой поток, отдав тепло сверхзвуковому потоку, поступает и расширяется в турбине, вращает вал турбомшины. Сверхзвуковой поток направляется по каналу рециркуляции вне рабочей части турбомшины. Доля рециркуляции потока – 10%, 20%, 30%, 40%, 50%, 60%, 70% соответственно расчетам

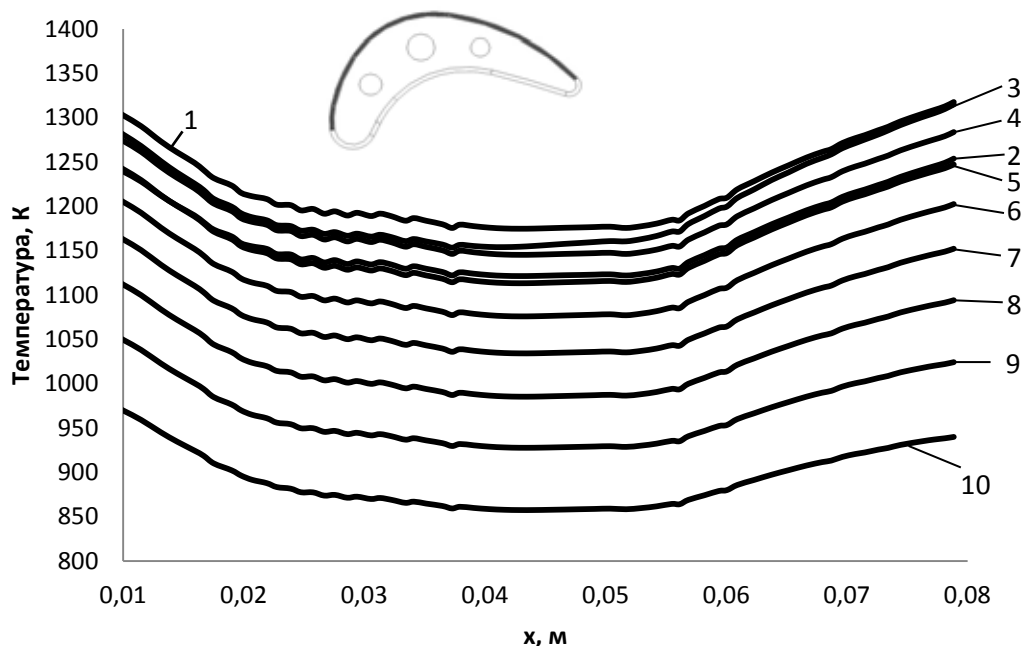


Рис. 4. Распределение температуры поверхности лопатки вдоль спинки при различных способах охлаждения:

1 – Конвективное охлаждение; 2 – Вариант разделения потока на три части, менее нагретые потоки вдоль корыта и спинки лопатки, более нагретый поток по центру межлопаточного канала; 3 – Вариант разделения потока на две части, менее нагретый поток направляется вдоль корыта, более нагретый поток – по центру межлопаточного канала; 4–10 – Вариант стратификации потока на две части. Дозвуковой поток, отдав тепло сверхзвуковому потоку, поступает и расширяется в турбине, вращает вал турбомшины. Сверхзвуковой поток направляется по каналу рециркуляции вне рабочей части турбомшины. Доля рециркуляции потока – 10%, 20%, 30%, 40%, 50%, 60%, 70% соответственно расчетам

циркуляции части потока вне рабочих органов турбомшины наблюдается снижение КПД.

Анализ рисунков 3 и 4 позволяет сделать вывод, что техника охлаждения с учетом эффекта газодинамической температурной стратификации позволяет эффективно охлаждать лопатки, поскольку температура поверхности меняется более плавно, что приводит к избеганию перегретых зон, кроме этого сокращается расход охлаждающего воздуха, снижается температура поверхности лопатки в целом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Как показывает анализ результатов исследования, применение разработанной техники охлаждения лопатки с использованием феномена газодинамической температурной стратификации дает уменьшение температуры поверхности лопатки в 1,4 раза и более, позволяет сгладить колебания температуры между корытом и спинкой, кроме этого позволяет снизить расход охлаждающего воздуха. С учетом полученных результатов представляется перспективной дальнейшая доработка программно-информационного комплекса, позволяющая проводить расчет теплового состояния лопаток турбомашин с повышенной точностью с учетом газодинамической температурной стратификации потока, что позволит разрабатывать новые способы охлаждения лопаточных аппаратов на основе данного феномена.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нагога Г.П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин: учеб. пособие. – М. : Изд. МАИ, 1996. – 100 с.
2. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД. – Х. : «Основа», 1994. – 121 с.
3. Осокин В.А., Шпак П.А., Пиук Е.Л. Перспективы совершенствования конструкций теплозащитных покрытий для лопаток газотурбинных установок // Перспективные материалы. – 2008. – № 2. – С. 19–27.
4. Numerical analysis of turbine blade cooling ducts / by Marc Johannes Noot / - Eindhoven: Eindhoven University of Technology, 1997.
5. Математическое моделирование и исследование газодинамической температурной стратификации в дисперсном потоке / В.Н. Ковальногов [и др.] // Автоматизация процессов управления. – 2013. – № 1 (31). – С. 40–46.
6. Ковальногов Н.Н., Фокеева Е.В. Оптимизация параметров процесса газодинамической температурной стратификации в дисперсном потоке // Проблемы энергетики. – 2010. – № 11–12. – С. 3–11.
7. Ковальногов Н.Н. Пограничный слой в потоках с интенсивными воздействиями. – Ульяновск : УлГТУ, 1996. – 245 с.
8. Тепловая защита лопаток турбин / Б.М. Галицейский [и др.]; под ред. Б.М. Галицейского. – М. : Изд. МАИ, 1996. – 356 с.

9. Ковальногов В.Н., Федоров Р.В., Генералов Д.А. Исследование теплового состояния лопаток турбомашин с помощью программно-информационного комплекса // Известия МГТУ «МАМИ». Сер. Транспортные средства и энергетические установки. – 2014. – № 4 (22), Т. 1. – С. 27–32.

10. Ермолаева Е.К., Ковальногов Н.Н., Хахалева Л.В. Моделирование процесса теплоотдачи турбулентного потока в перфорированной трубе с демпфирующими полостями // Тр. 3-й Рос. нац. конф. по теплообмену. – М. : МЭИ, 2002. – Т. 8. – С. 20–21.

11. Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Generalov D.A. Modeling, Research and Development the Technology of Cooling of Turbine Engine Blades // AIP Conference Proceedings, 1648, 850032 (2015); doi:10.1063/1.4913087.

12. Ковальногов Н.Н., Ковальногов В.Н. Программно-информационный комплекс для анализа теплового состояния лопаток турбомашин // Известия вузов. Авиационная техника. – 2003. – № 3. – С. 36–39.

REFERENCES

1. Nagoga G.P. *Effektivnye sposoby okhlazhdeniia lopatok vysokotemperaturnykh gazovykh turbin. ucheb. posobie* [An Effective Cooling Method for High-Temperature Gas Turbine Blades. Textbook]. Moscow, MAI Publ., 1996. 100 p.

2. Kopelev S.Z., Slitenko A.F. *Konstruktsiia i raschet sistem okhlazhdeniia GTD* [The Structure and Design of Gas-Turbine-Engine Cooling Systems]. Kharkiv, Osnova Publ., 1994. 121 p.

3. Osokin V.A., Shpak P.A., Piyuk E.L. *Perspektivy sovershenstvovaniia konstruktsii teplozashchitnykh pokrytii dlia lopatok gazoturbinnykh ustanovok* [Advanced Improving the Construction of the Thermal Protection for Gas-Turbine Blades]. *Perspektivnye materialy* [Non-Conventional Materials, Journal], 2008, no. 2, pp. 19–27.

4. Marc Johannes Noot. *Numerical Analysis of Turbine Blade Cooling Ducts*. – Eindhoven: Eindhoven University of Technology, 1997.

5. Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Tsvetova E.V., Petrov A.V. *Matematicheskoe modelirovanie i issledovanie gazodinamicheskoi temperaturnoi stratifikatsii v dispersnom potoke* [Mathematical Modeling and Research

of Effectiveness of Gas-Dynamic Temperature Stratification in Disperse Flow]. *Avtomatizatsiia protsessov upravleniia* [Automation of Control Processes], 2013, no. 1 (31), pp. 40–46.

6. Kovalnogov N.N., Fokeeva E.V. *Optimizatsiia parametrov protsessa gazodinamicheskoi temperaturnoi stratifikatsii v dispersnom potoke* [Optimization of Parameters of Process Gas-Dynamical Temperature Stratification in a Disperse Stream]. *Problemy energetiki* [Power Engineering Problems], 2010, no. 11–12, pp. 3–11.

7. Kovalnogov N.N. *Pogranichnyi sloi v potokakh s intensivnymi vozdeistviiami* [Boundary Layer in Flows with Intensive Exposure]. Ulyanovsk, UISTU Publ., 1996. 245 pp.

8. Galitseysky B.M. et al. *Teplovaia zashchita lopatok turbin. pod red. B.M. Galitseyskogo* [Thermal Protection of Turbine Blades. Edited by of B.M. Galitseysky]. Moscow, MAI Publ., 1996. 356 p.

9. Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Generalov D.A. *Issledovanie teplovogo sostoiianiia lopatok turbomashin s pomoshchiu programmno-informatsionnogo kompleksa* [Study of the Thermal State of Turbomachine Blades by Means of Software Complex]. *Izvestiya MGTU «MAMI»*. Ser. Transportnye sredstva i energeticheskie ustanovki [Scientific Journal “Izvestiya MGTU “MAMI”. Vehicles and Power Plants], 2014, no. 4 (22), vol. 1, pp. 27–32.

10. Ermolaeva E.K., Kovalnogov N.N., Khakhaleva L.V. *Modelirovanie protsessa teplotdachi turbulentsnogo potoka v perforirovannoi trube s dempfiruushchimi polostiami* [The Simulation for Turbulent Heat Transfer in a Perforated Tube with Damping Cavities]. *Tr. 3-i Ros. nats. konf. po teploobmenu* [Proc. of the Third Russian National Conf. on Heat Exchange]. Moscow, 2002, vol. 8, pp. 20–21.

11. Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Generalov D.A. *Modeling, Research and Development the Technology of Cooling of Turbine Engine Blades. AIP Conference Proceedings. 1648, 850032 (2015); doi:10.1063/1.4913087.*

12. Kovalnogov N.N., Kovalnogov V.N. *Programmno-informatsionnyi kompleks dlia analiza teplovogo sostoiianiia lopatok turbomashin* [Program-Information Complex for Analyzing Thermal Condition of Turbomachine Blades]. *Izvestiya VUZov. Aviatsionnaia tekhnika* [Journal Izv. VUZ. Russian Aeronautics], 2003, no. 3, pp. 36–39.