

УДК 621.1.016+532.526

В.Н. Ковальногов, Р.В. Федоров, Л.В. Хахалева, А.В. Чукалин

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОЛУСФЕРИЧЕСКИХ ДЕМПФИРУЮЩИХ ПОЛОСТЕЙ¹

Ковальногов Владислав Николаевич, доктор технических наук, окончил Казанский государственный университет, заведующий кафедрой «Тепловая и топливная энергетика» Ульяновского государственного технического университета. 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].

Федоров Руслан Владимирович, кандидат технических наук, окончил УлГТУ, доцент кафедры «Тепловая и топливная энергетика» УлГТУ. Имеет статьи и изобретения в области численного моделирования гидрогазодинамических процессов. [e-mail: r.fedorov@ulstu.ru].

Хахалева Лариса Валерьевна, кандидат технических наук, окончила УлГТУ, доцент кафедры «Тепловая и топливная энергетика» УлГТУ. Имеет статьи и изобретения в области численного моделирования гидрогазодинамических процессов. [e-mail: larvall@mail.ru].

Чукалин Андрей Валентинович, окончил УлГТУ, аспирант кафедры «Тепловая и топливная энергетика» УлГТУ. Имеет статьи в области численного моделирования гидрогазодинамических процессов. [e-mail: chukalin.andrej@mail.ru].

Аннотация

Повышение производительности газотурбинного двигателя (ГТД) неразрывно связано с увеличением интенсивности динамических, аэромеханических и тепловых процессов, что в свою очередь требует разработки систем и устройств, позволяющих защитить наиболее нагруженные элементы оборудования. Наиболее эффективными способами защиты от перегрева поверхностей являются: конвективное охлаждение; поглощение и накопление тепла конденсированными веществами; охлаждение, функционирующее на массообменном принципе; радиационное и электромагнитное охлаждение; теплозащитные покрытия. Одним из наиболее эффективных способов защиты поверхностей от перегрева является тепловая защита в виде плёночного охлаждения поверхности, основанная на массообменном принципе охлаждения поверхности. Данный способ широко распространён и давно доказал свою эффективность. В работе рассмотрена возможность совершенствования данного способа охлаждения за счёт воздействия на пограничный слой полусферическими демпфирующими полостями за участком вдува охладителя. В работе предложена математическая модель и проведено численное исследование эффективности тепловой защиты с применением полусферических демпфирующих полостей. Установлена возможность существенного снижения турбулентного теплообмена в пограничном слое и повышения эффективности тепловой защиты поверхности Θ на 0,06 за счёт применения полусферических демпфирующих полостей. Предложенный способ интенсификации тепловой защиты и численный анализ её эффективности позволят усовершенствовать ГТД, применяемые в разных областях промышленности нашей страны, таких как: энергетика, авиастроение, судостроение.

Ключевые слова: полусферические демпфирующие полости, турбулентный перенос, математическое моделирование, пограничный слой, тепловая защита.

MATHEMATICAL MODELING AND NUMERICAL ANALYSIS OF THERMAL PROTECTION EFFECTIVENESS WITH HEMISPHERICAL DAMPING CAVITIES

Vladislav Nikolaevich Kovalnogov, Doctor of Science in Engineering; graduated from Kazan State University; Head of the Department of Heat Power Engineering at Ulyanovsk State Technical University; an author of articles, monographs, and inventions in the field of modeling, research and optimization of hydrogasodynamic processes in power plants and manufacturing equipment. e-mail: kvn@ulstu.ru.

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Стипендии Президента РФ по проекту № СП-2069.2018.1.

Ruslan Vladimirovich Fedorov, Candidate of Science in Engineering; graduated from Ulyanovsk State Technical University; Associate Professor of the Department of Heat Power Engineering of UISTU; an author of articles and inventions in the field of numerical modeling of hydrogasodynamic processes. e-mail: r.fedorov@ulstu.ru.

Larisa Valerievna Khakhaleva, Candidate of Science in Engineering; graduated from Ulyanovsk State Technical University; Associate Professor of the Department of Heat Power Engineering of UISTU; an author of articles and inventions in the field of numerical modeling of hydrogasodynamic processes. e-mail: larvall@mail.ru.

Andrei Valentinovich Chukalin, graduated from Ulyanovsk State Technical University; Postgraduate Student at the Department of Heat Power Engineering of UISTU; an author of articles and inventions in the field of numerical modeling of hydrogasodynamic processes. e-mail: chukalin.andrej@mail.ru.

Abstract

The gas turbine engine performance improvement is linked inextricably with the increase of the intensity of dynamic, aeromechanical and thermal processes, which, in turn, requires the development of systems and devices allowing to protect the most loaded equipment components. The most effective ways to protect surfaces from overheating are a convective cooling; the absorption and accumulation of heat by condensed substances; the cooling that operates on mass transfer principle; the radiation and electromagnetic cooling; heat-shielding coatings. One of the most effective ways to protect surfaces from overheating is a thermal protection in the form of film-like surface cooling based on the mass-transfer surface-cooling principle. This method is widely distributed and it proved to be effective. The paper considers the possibility of improving this method of cooling due to the impact on the boundary layer with hemispherical damping cavities behind the injection section of the cooler. A mathematical model is proposed, the numerical study of the thermal protection effectiveness by the use of hemispherical damping cavities is carried out. The possibility of a significant decrease of the turbulent heat exchange in the boundary layer and of the efficiency improvement of the thermal surface protection of Θ by 0.06 due to the use of hemispherical damping cavities has been established. The proposed method of thermal protection intensifying and numerical analysis of its efficiency will improve the gas turbine engines that are available for different applications of domestic industry for example in power generation sector, aircraft engineering as well as in shipbuilding.

Key words: hemispherical damping cavities, turbulent transport, mathematical modeling, boundary layer, thermal protection.

ВВЕДЕНИЕ

С появлением в начале 40-х годов XX века газотурбинных двигателей (ГТД) началось активное развитие систем тепловой защиты поверхностей и разработка новых сталей и сплавов, а также совершенствование технологий выплавки жаропрочных элементов, что позволило на сегодняшний день повысить эксплуатационную температуру рабочего тела почти до 3000 К и в свою очередь позволило увеличить эффективность двигателей, работающих по циклу Брайтона.

Повышение тактико-технических характеристик ГТД во многом зависит от материалов, из которых сделаны основные теплонагруженные элементы двигателя: жаровая труба, диски турбин, валы, лопатки. Материалы должны отвечать ряду свойств, а именно: повышенная жаростойкость, прочность, хорошая свариваемость и технологичность. К примеру, современный сплав на основе Ni-Co-Cr с принципиально новым способом упрочнения матрицы сплава – нитридами титана – позволяет выдерживать рабочую температуру дисков турбин до 1500 К [1].

Системы тепловой защиты теплонагруженных элементов обрели два основных направления – это активная и пассивная защита поверхности. В работе рассматривается комбинирование двух направлений тепловой защиты, а именно: активная – плёночное

охлаждение поверхности (вдв в пограничный слой) и пассивная – турбулентный перенос в пограничном слое на поверхности с полусферическими демпфирующими полостями.

Важными показателями при совершенствовании систем охлаждения являются удельные параметры двигателя, которые напрямую связаны с расходом воздуха на охлаждение поверхностей, а также надёжность и манёвренность двигателя. На охлаждение основных элементов ГТД расходуется до 15 % нагнетаемого компрессором воздуха, при этом дальнейшее повышение расхода воздуха на охлаждение приводит к нецелесообразности эксплуатации такого рода двигателей [2].

Снижение расхода охлаждающего воздуха может быть достигнуто путём уменьшения потерь давления при подводе охладителя, а также за счёт повышения эффективности охлаждения поверхности. Это возможно реализовать, применяя полусферические демпфирующие полости на обтекаемых поверхностях, которые способствуют турбулентному переносу в пограничном слое. Поверхность, содержащая полусферические демпфирующие полости, представлена на рисунке 1. В ходе экспериментальных исследований турбулентного пограничного слоя на обтекаемой поверхности, содержащей полусферические демпфирующие полости, установлено снижение сопротивления турбулент-

ного трения на поверхности до 22 %. При воздействии полусферических демпфирующих полостей также наблюдается «выравнивание» профиля скорости на поверхности, что приводит к снижению образования турбулентных вихрей [3].

Целью настоящей работы является математическое моделирование и численное исследование эффективности тепловой защиты (плёночного охлаждения поверхности) с применением полусферических демпфирующих полостей на поверхностях, обтекаемых высокоскоростными тепловыми потоками.

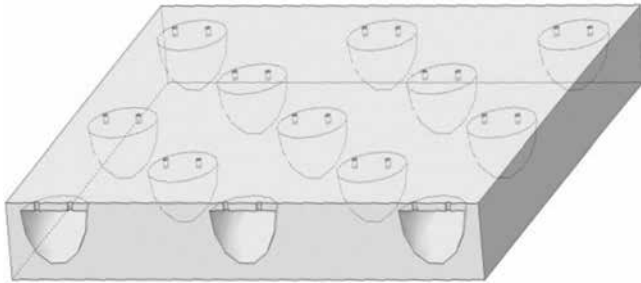


Рис. 1. Поверхность с полусферическими демпфирующими полостями

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Показатель тепловой защиты характеризуется общепринятой эффективностью тепловой защиты Θ . Данная характеристика позволяет оценить совершенство системы охлаждения, а также точно определить температуру поверхности при известном расходе охладителя.

Эффективность тепловой защиты определяется формулой:

$$\Theta = (T_r - T_{adw}) / (T_r - T_{w0}), \quad (1)$$

где T_r – температура поверхности при отсутствии охлаждения (температура «восстановления» потока);

T_{adw} – температура поверхности при наличии охладителя;

T_{w0} – температура поверхности в начальной точке за охладителем.

Математическая формулировка задачи, описывающая непосредственное влияние различных воздействий на осреднённые параметры течения в пограничном слое, представлена в виде системы уравнений [4, 5], состоящей из следующих компонентов:

– дифференциального уравнения энергии:

$$\left(u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} \right) \rho c_p = \frac{\partial}{\partial y} \left[(\lambda + \lambda_T) \frac{\partial T}{\partial y} \right] + (\mu + \mu_T) \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + u \frac{dp}{dx}; \quad (2)$$

– дифференциального уравнения движения:

$$\left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) \rho = \frac{\partial}{\partial y} \left[(\mu + \mu_T) \frac{\partial u}{\partial y} \right] - \frac{\partial p}{\partial x}; \quad (3)$$

– дифференциального уравнения неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0; \quad (4)$$

– уравнения состояния:

$$\rho = p / RT, \quad (5)$$

где T – температура потока, K ;

u, v – продольная и поперечная составляющие скорости, m/s ;

x, y – координаты, m ;

ρ – плотность потока, kg/m^3 ;

c_p – удельная изобарная теплоёмкость $Dж/(кг \cdot K)$;

λ – коэффициент теплопроводности, $Вт/(м \cdot K)$;

λ_T, μ_T – коэффициенты турбулентного переноса тепла и количества движения соответственно, $Вт/(м \cdot K)$, $Па \cdot с$;

μ – динамический коэффициент вязкости, $Па \cdot с$;

p – давление, $Па$;

R – газовая постоянная, $Dж/кг \cdot K$.

В основе системы дифференциальных уравнений заложены уравнения, предложенные Прандтлем, для расчёта параметров пограничного слоя с очень малой вязкостью. Для решения рассматриваемой двумерной задачи данная формулировка наиболее оптимальна и позволяет с достаточной точностью и при малом числе расчётов, нежели система уравнений Навье-Стокса, получить искомые результаты.

Уравнения, полученные Прандтлем, есть ничто иное, как упрощённые уравнения Навье-Стокса. Упрощение с математической точки зрения весьма значительно, но теперь в противоположность дифференциальным уравнениям ползущего движения сохраняется нелинейный характер уравнений Навье-Стокса, и из трёх первоначальных уравнений плоской задачи с переменными u, v, p одно уравнение, а именно уравнение движения для перпендикулярного направления к стенке, полностью отпадает, в связи с этим и сокращается число неизвестных, и неопределёнными значениями остаются только u и v . Причём важным обстоятельством является то, что давление p является известной величиной в силу того, что разность давления поперёк пограничного слоя практически не меняется и значение давления можно принять равным тому давлению, которое существует на внешнем крае пограничного слоя. Таким образом, давление в пограничном слое создаётся внешним течением, и значение рассматривается как известное, зависящее только от продольной координаты x и от времени t [6].

Начальные и граничные условия для изолированной стенки (без тепловой защиты) и определения температуры восстановления потока T_r для рассматриваемой задачи представлены в следующей форме:

$$\begin{aligned} \tau = 0: u = u_0(x, y); T = T_0(x, y); \\ \tau > 0: x = 0; u = u(y, \tau); T = T(y, \tau); \\ y = 0; u = 0; v = v_\infty(x, \tau); T = T_\infty(x, \tau); \\ y = \infty; \partial u / \partial y = 0; \partial T / \partial y = 0, \end{aligned} \quad (6)$$

где индекс ∞ – характеризует параметр на внешней границе пограничного слоя; 0 – характеризует параметр в исходном сечении.

Для определения адиабатной температуры стенки (с тепловой защитой поверхности в виде щелевого вдува охладителя) на начальном участке поверхности и за участком вдува, функции $u(y)$ и $T(y)$ формируются по результатам численного интегрирования системы уравнений пограничного слоя на соответствующем участке формирования тепловой защиты. Для охлаждаемого участка на непроницаемой поверхности после ввода охладителя через щель высотой h граничные условия будут представлены в виде:

$$\begin{aligned} x = 0: 0 < y < s: u = u_{охл}; T = T_{охл}; \\ s \leq y: u = u_0; T = T_0; \\ x = 0 \dots l, y = 0; u = 0; v = v_w(x); T = T_w(x), \end{aligned} \quad (7)$$

где индекс w характеризует параметр на стенке.

Система уравнений (2)–(5) вместе с начальными и граничными условиями (6), (7) позволяют отобразить процессы, протекающие в тепловом турбулентном пограничном слое с воздействиями на обменные процессы. Давление p , скорость u и температура T за пределами пограничного слоя в начальном сечении полагаются известными. Для определения данных параметров вдоль всей длины l исследуемого участка производится расчёт невязкого идеального течения в ядре потока. Давление p в пограничном слое в рассматриваемых условиях считается известной величиной и равно давлению p_∞ на внешней границе пограничного слоя в силу того, что моделируется ровная поверхность и давление в поперечном сечении пограничного слоя будет практически неизменным. Это условие сохраняется для высокоскоростных тепловых потоков, где пульсация плотности в основном зависит от температуры [6].

Для замыкания системы уравнений (2)–(5) необходимо определить коэффициент турбулентного переноса количества движения μ_T и коэффициент турбулентного переноса количества теплоты λ_T . Согласно модели пути смешения Прандтля [4], представим μ_T следующим образом:

$$\mu_T = pl^2 \partial u / \partial y, \quad (8)$$

где l – длина пути смешения, равная:

$$l = \alpha y [1 - \exp(-\rho v_* y / 26\mu)], \quad (9)$$

где α – коэффициент, отображающий интенсивность турбулентного переноса количества движения в пограничном слое;

v_* – динамическая скорость в рассматриваемой точке, определяемая в виде формулы:

$$v_* = \sqrt{\tau_w / \rho}. \quad (10)$$

Коэффициент турбулентного переноса количества теплоты λ_T выразим в виде:

$$\lambda_T = \mu_T c_p / Pr_T \quad (11)$$

где c_p – удельная изобарная теплоёмкость;

Pr_T – турбулентное число Прандтля.

Число Прандтля в термически нестационарном пограничном слое может претерпевать значительные изменения и варьироваться в пределах $Pr_T = 0,8 \div 1$. При моделировании сложных термогазодинамических условий (при стационарных режимах), при которых необходимо точное определение числа Pr_T , можно использовать транспортные дифференциальные уравнения для корреляционных функций, содержащие турбулентные пульсации температуры [7]. Для термически нестационарных случаев точное определение Pr_T остаётся нерешённой задачей, так как нет прямых измерений Pr_T в нестационарных потоках в связи с отсутствием методик и средств измерения. Основываясь на опыте автора [4], для рассматриваемых условий оптимальным значением выбрано $Pr_T \approx 0,9$.

Первые экспериментальные исследования по воздействию демпфирующих полостей на турбулентный пограничный слой были проведены в 2002 году [8] Ковальноговым Н.Н. и Хахалевой Л.В. В ходе данных исследований была выполнена оценка этого воздействия путём измерения коэффициента сопротивления трения C_f по перепаду статического давления на участке трубы, расположенном в области нормализованного течения и начальном сечении канала. Авторы отметили возможность снижения сопротивления трения до 35 % в трубе малого диаметра. Дальнейшие исследования проводились путём комплексного термоанемометрического исследования пограничного слоя, в ходе которых определено воздействие полусферических полостей на турбулентный пограничный слой [9]. Ключевым моментом при воздействии полусферических демпфирующих полостей на пограничный слой является снижение турбулентного обмена в пограничном слое, что можно выразить через коэффициент α . В стационарном пограничном слое, без внешних воздействий, коэффициент α является постоянным значением по всей длине пограничного слоя и варьируется в пределах $\alpha = 0,39 \div 0,41$ [10]. Но в рассматриваемых условиях коэффициент α , характеризующий турбулентность пограничного слоя, может претерпевать значительные изменения. Для заданных условий выразим α следующим образом:

$$\alpha = 0,4 \sqrt{\frac{1 - 4,9 \frac{u_\infty}{(\partial u / \partial y)} - C \bar{f}^2 \exp(1-n)}{1 + 21,4 \frac{u_\infty \partial u_\infty / \partial x}{u_0 (\partial u / \partial y)_{y=0}}}}, \quad (12)$$

где C – эмпирический коэффициент;

\bar{f} – относительная площадь перфорации поверхности;

n – количество отверстий, приходящихся на каждую демпфирующую полость.

Оптимальное количество перфорационных отверстий определено в ходе экспериментальных исследований, наиболее эффективным является применение двух отверстий для связи потока с полостью [3]. Коэффициент C в общем случае зависит от соотношения двух объёмов: части объёма представительного моля, которая перетекает в демпфирующую полость, и объёма самой полости. В рассматриваемых условиях объём демпфирующей полости и её форма оказывают значимое влияние на подавление турбулентных пульсаций. Значение коэффициента составляет $C = 1,224 \cdot 10^5$, это значение получено в ходе решения по методике, указанной в работе [3], с применением результатов экспериментальных исследований [3].

Численное интегрирование системы уравнений (2)–(6) с учетом граничных условий (5) и модифицированной модели пути смешения Прандтля (6) осуществляется с использованием неявной 6-точечной разностной схемы 2-го порядка аппроксимации. Выбор неявной разностной схемы объясняется её безусловной устойчивостью, то есть она является устойчивой при произвольном соотношении шагов по времени и пространственным переменным [5].

По результатам численного интегрирования системы уравнений определяется профиль скорости и температуры в сечениях пограничного слоя, с помощью которых рассчитываются локальные и интегральные характеристики пограничного слоя. Развёрнутая методика численного интегрирования системы уравнений пограничного слоя представлена в работах [4, 5].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Численный метод расчета пограничного слоя, дополненный модифицированной моделью пути смешения Прандтля, реализован в программе. Тестирование программы проводилось путём анализа полученных результатов и сопоставлением их с данными, полученными в ходе экспериментальных исследований пограничного слоя [3].

Результаты численного исследования коэффициента α , отображающего турбулентность в пограничном слое, показаны на рисунке 2. Результаты численного исследования коэффициента α в турбулентном пограничном слое, без воздействий, лежат в пределах $0,39 \div 0,4$, что удовлетворительно согласуется с данными [6]. Результаты исследования пограничного слоя с воздействием демпфирующих полостей полусферической формы показывают, что значение коэффициента α в значительной степени отклоняется в сторону уменьшения. Эксперимент проводился при условиях: $T = 302$ К; давление

$p = 0,15$ МПа; скорость воздуха на входе в экспериментальный участок $u_0 = 150$ м/с; плоская поверхность длиной $l = 0,5$ м; относительная площадь перфорации поверхности $\bar{f} = 0,0012$.

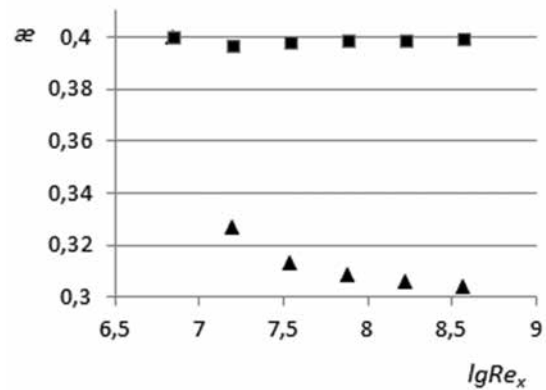


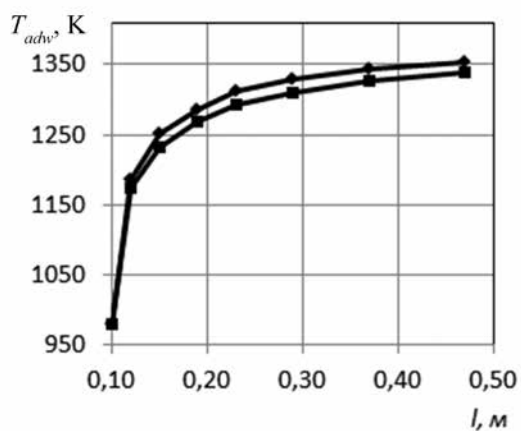
Рис. 2. Результаты численного исследования турбулентного переноса в пограничном слое на поверхности: ■ – без полусферических демпфирующих полостей; ▲ – с полусферическими демпфирующими полостями

Результаты численного исследования эффективности тепловой защиты с применением демпфирующих полостей полусферической формы на участке за вдувом охладителя представлены на рисунке 3. В качестве охладителя использовался газ – воздух. Численное исследование проводилось для плоской поверхности, при условиях: $\bar{f} = 0,0012$; $l = 0,5$ м, вдув охладителя моделировался на участке, начиная с $0,1$ м; $u_\infty = 150$ м/с; $T_{охл} = 980$ К; $p^* = 0,1$ МПа; температура за пределами пограничного слоя $T^* = 1400$ К; $V_{полости} = 0,3$ см³.

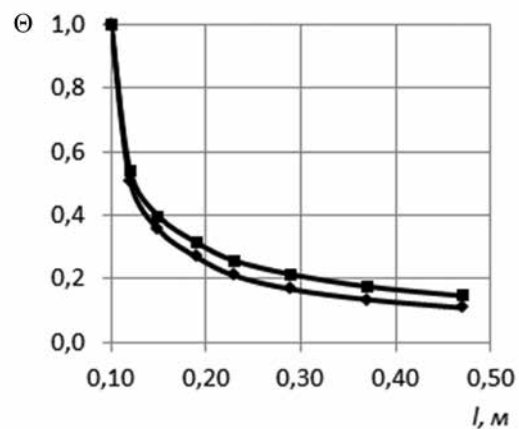
При воздействии демпфирующих полостей на пограничный слой, формируемый за участком вдува, происходит затягивание охлаждающей пелены на защищаемой поверхности, что приводит к повышению эффективности тепловой защиты. В рассматриваемых условиях снижение температуры поверхности в среднем составило 21 К, что позволило повысить эффективность тепловой защиты Θ на 0,06.

Применение полостей позволяет снизить турбулентный обмен в пограничном слое, что позволяет не только увеличить эффективность тепловой защиты поверхности, но также и снизить коэффициент турбулентного сопротивления трения поверхности. Результаты численного исследования снижения турбулентного трения для рассматриваемых условий представлены на рисунке 4.

При воздействии полусферических демпфирующих полостей коэффициент турбулентного трения значительно снижается, что позволит повысить не только надёжность установки, а также её эффективность.



а



б

Рис. 3. Результаты численного исследования тепловой защиты: а – температура поверхности; б – показатель эффективности тепловой защиты; ■ – с воздействием полусферических демпфирующих полостей; ◆ – без воздействия полусферических демпфирующих полостей

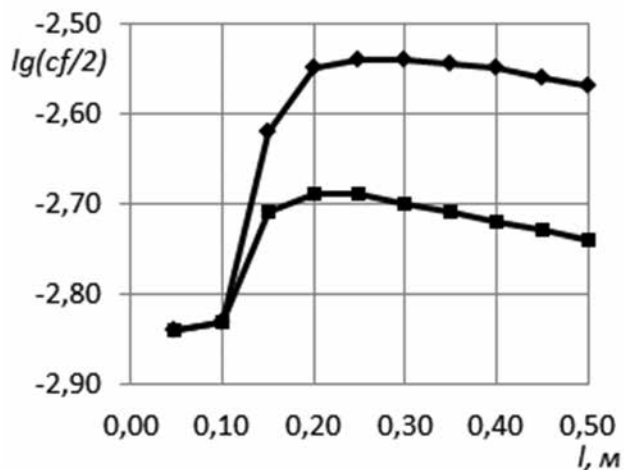


Рис. 4. Коэффициент турбулентного сопротивления трения на поверхности за участком вдува охладителя: ■ – с воздействием полусферических демпфирующих полостей; ◆ – без воздействия полусферических демпфирующих полостей

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Наличие полусферических демпфирующих полостей на обтекаемой поверхности приводит к повышению эффективности тепловой защиты Θ на 0,06. Данный эффект повысит износостойкость поверхностей, а также их надёжность. Кроме того, за счёт снижения турбулентного трения на поверхности есть возможность в целом повысить эффективность установки. Примером эффективного применения полусферических демпфирующих полостей служит патент РФ №170277 «Камера сгорания газотурбинного двигателя с ламинаризационными панелями», разработанный для усовершенствования авиационного ГТД [11], где на внешней стенке камеры сгорания применены ламинаризационные панели, способствующие турбулентному переносу в пограничном слое. Предложенная математическая модель по-

зволяет с достаточной точностью спрогнозировать эффективность применения полусферических демпфирующих полостей на поверхностях, подверженных обтеканию высокоскоростными тепловыми потоками. Разработанная программа позволит реализовать научно-технические решения с применением технологии по управлению турбулентным переносом, основываясь на достоверных результатах численного исследования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Высокотемпературные жаростойкие покрытия и жаростойкие слои для теплозащитных покрытий / С.А. Мубояджян, С.А. Будиновский, А.М. Гаямов, П.В. Матвеев // Авиационные материалы и технологии. – 2013. – № 1. – С. 17–20.
2. Dailey G.M. Aero-Thermal Performance of Internal Cooling Systems in Turbomachines: Design and Calculation Issues, VKI Lecture Series 2000–03. pp. 1–70.
3. Воздействие на турбулентный поток посредством демпфирующих полостей / В.Н. Ковальногов, Р.В. Федоров, Л.В. Хахалева, А.В. Чукалин // Вузовская наука в современных условиях : сб. матер. 50-й науч.-техн. конф. – Ульяновск : УлГТУ, 2016. – С. 26–29.
4. Ковальногов Н.Н. Пограничный слой в потоках с интенсивными воздействиями. – Ульяновск : УлГТУ, 1996. – 246 с.
5. Теория и техника теплофизического эксперимента : учеб. пособие для инж.-физ. и энергомашинистр. спец. вузов / Ю.Ф. Гортышов, Ф.Н. Дресвянников, Н.С. Идиатуллин [и др.] ; под ред. В.К. Щукина. – М. : Энергоатомиздат, 1985. – 360 с.
6. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М. : Наука, 1974. – 712 с.
7. Redjem-Saad L., Ould-Rouiss M., Lauriat G. Direct numerical simulation of turbulent heat transfer in flows: effect of Prandtl number // Int. J. of Heat and Fluid Flow. 2007. Vol. 28, No. 5. pp. 847–861.

8. Ковальногов Н.Н., Хахалева Л.В. Влияние демпфирующих полостей на интенсивность обменных процессов турбулентного потока в перфорированной трубе : тр. 3-й Рос. нац. конф. по теплообмену. – М. : МЭИ, 2002. – С. 122–125.

9. Чукалин А.В. Исследование влияния формы демпфирующей полости на турбулентный пограничный слой // Вузовская наука в современных условиях : сб. матер. 51-й науч.-техн. конф. – Ульяновск : УлГТУ, 2017. – С. 30–33.

10. Романенко П.Н. Гидродинамика и тепломассообмен в пограничном слое. Справочник. – М. : Энергия, 1974. – 464 с.

11. Пат. 170277 Российская Федерация, МПК F23R 3/16 (2006.01). Камера сгорания газотурбинного двигателя с ламинаризационными панелями / Ковальногов В.Н., Федоров Р.В., Хахалева Л.В., Чукалин А.В., Корнилова М.И. ; заявитель и патентообладатель Ульяновский государственный технический университет. – № 2016131452 ; заявл. 29.07.2016 ; опубл. 19.04.2017, Бюл. № 11.

REFERENCES

1. Muboyadjan S.A., Budinovsky S.A., Gayamov A.M., Matveev P.V. Vysokotemperaturnye zharostoikie pokrytiia i zharostoikie sloi dlia teplozashchitnykh pokrytii [High-Temperature Heat-Resistant Coatings and Heat-Resistant Layers for Thermoprotective Coatings]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies Scientific-Technical Collection], 2013, no. 1, pp. 17–20.

2. Dailey G.M. Aero-Thermal Performance of Internal Cooling Systems in Turbomachines: Design and Calculation Issues. *VKI Lecture Series*, 2000–03, pp. 1–70.

3. Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Khakhaleva L.V., Chukalin A.V. Vozdeistvie na turbulentnyi potok posredstvom dempfiruiushchikh polostei [Influence on Turbulent Flow through Damp Cavity]. *Vuzovskaia nauka v sovremennykh usloviakh. Sb. mater. 50-i nauch.-tekhn. konf.* [Academy Science in Modern Society. Proc. of the 50th Sci-Tech. Conf.]. Ulyanovsk, UISTU Publ., 2016, pp. 26–29.

4. Kovalnogov N.N. *Pogranichnyi sloi v potokakh s intensivnymi vozdeistviiami* [Boundary Layer in Flows with Intensive Exposure]. Ulyanovsk, UISTU Publ., 1996. 246 p.

5. Gortyshov Iu.F., Dresvyannikov F.N., Idiatullin N.S. et al. *Teoriia i tekhnika teplofizicheskogo eksperimenta*. Ucheb. posobie dlia inzh.-fiz. i energomashinostroit. spets. vuzov pod red. V.K. Shchukina [Theory and Instrumentations of Thermalphysic Experiment. Manual for Engineers and Physics of Power and Machine-Building Universities edited by V.K. Shchukin]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1985. 360 p.

6. Shlikhting G. *Teoriia pogranichnogo sloia* [Boundary Layer Theory]. Moscow, Nauka Publ., 1974. 712 p.

7. Redjem-Saad L., Ould-Rouiss M., Lauriat G. Direct Numerical Simulation of Turbulent Heat Transfer in Flows: Effect of Prandtl Number. *Int. J. of Heat and Fluid Flow*, 2007, vol. 28, no. 5, pp. 847–861.

8. Kovalnogov N.N., Khakhaleva L.V. *Vliianie dempfiruiushchikh polostei na intensivnost obmennykh protsessov turbulentnogo potoka v perforirovannoi trube. Tr. 3-i Ros. nats. konf. po teploobmenu* [Influence of Damp Cavity on the Rate of Exchange Processes of Turbulent Flow in Perforated Pipe]. Moscow, MEI Publ., 2002, pp. 122–125.

9. Chukalin A.V. Issledovanie vliianiia formy dempfiruiushchei polosti na turbulentnyi pogranichnyi sloi [Research of the Influence of Damp Cavity Form on Turbulent Boundary Layer]. *Vuzovskaia nauka v sovremennykh usloviakh. Sb. mater. 51-i nauch.-tekhn. konf.* [Academy Science in Modern Society. Proc. of the 51st Sci-Tech. Conf.]. Ulyanovsk, UISTU Publ., 2017, pp. 30–33.

10. Romanenko P.N. *Gidrodinamika i teplomassoobmen v pogranichnom sloe. Spravochnik* [Hydrodynamics and Heat Mass Exchange in Boundary Layer. Guide]. Moscow, Energiia Publ., 1974. 464 p.

11. Patent 170277 Rossiiskaia Federatsiia, МПК F23R 3/16 (2006.01). Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Khakhaleva L.V., Chukalin A.V., Kornilova M.I. *Kamera sgoraniia gazoturbinnogo dvigatel'ia s laminarizatsionnymi paneliami* [Combustion Chamber of a Gas Turbine Engine with Panels Laminarizatsionnymi]. Patent RF no. 2016131452. Data of Publication: April 19, 2017, Bull. no 11.