

УДК 621.45.038

А. А. ХАЛАТОВ, д-р техн. наук, акад.; зав. отделом ИТТФ НАН Украины; НТУУ «КПИ», Киев;

И. И. БОРИСОВ, канд. техн. наук, с.н.с.; в.н.с. ИТТФ НАН Украины, Киев;

М. В. БЕЗЛЮДНАЯ, м.н.с. ИТТФ НАН Украины, Киев;

Н. А. ПАНЧЕНКО, аспирант НТУУ «КПИ»; м.н.с. ИТТФ НАН Украины, Киев;

Ю. Я. ДАШЕВСКИЙ, канд. канд. техн. наук; нач. сектора отдела турбин ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ: ВЛИЯНИЕ УСКОРЕНИЯ ОСНОВНОГО ПОТОКА

Представлены результаты экспериментального исследования по влиянию ускорения основного потока на эффективность пленочного охлаждения плоской поверхности с помощью систем наклонных отверстий, расположенных в углублениях различной формы, а также системой парных отверстий. Ускорение основного потока снижает среднюю эффективность пленочного охлаждения для всех исследованных вариантов. Наиболее заметное влияние ускорение потока проявляется для системы отверстий в «кратерах» и системы парных отверстий, а для системы отверстий в сферических углублениях и в траншее этот фактор практически не оказывает влияние. Проведено обобщение данных, предложены расчетные соотношения.

Ключевые слова: пленочное охлаждение, перспективные способы, ускорение внешнего потока.

Введение

Пленочное охлаждение является одним из основных способов тепловой защиты лопаток современных высокотемпературных газовых турбин. Традиционная система пленочного охлаждения поверхностей в виде совокупности дискретных наклонных отверстий цилиндрической формы, выполненных в охлаждаемой стенке, характеризуется рядом недостатков, основной из которых – низкая эффективность, при параметре вдува $m > 1$ из-за наличия вторичных вихревых структур, разрушающих пленку охладителя и способствующих «подсосу» горячего потока к защищаемой поверхности. Для снижения отрывных явлений и улучшения пространственной равномерности охлаждения предложены системы охлаждения с профилированными отверстиями. Однако, выполнение таких отверстий, имеющих размеры менее одного миллиметра, связано с определенными технологическими трудностями. Поэтому большой практический интерес представляют новые технические решения, не уступающие профилированным отверстиям по эффективности охлаждения, но имеющие более простую технологию изготовления. К таким перспективным решениям, разработанным в последние годы, относятся выпуск охладителя в «мелкие» поверхностные углубления различной формы – «кратеры» [1], траншея [2], сферические сегменты [3], а также системы парных отверстий [4].

Анализ литературных источников

Отрицательный продольный градиент давления является одним из основных факторов, влияющих на эффективность пленочного охлаждения лопаток турбомашин. Для оценки влияния ускорения потока на газодинамику и теплообмен используется параметр ускорения:

$$K = \frac{v_{\infty}}{w_{\infty}^2} \frac{dw_{\infty}}{dx}, \quad (1)$$

© А.А. Халатов, И.И. Борисов, М.В. Безлюдная, Н.А. Панченко, Ю.Я. Дашевский, 2015

где w_∞ и ν_∞ – скорость и кинематическая вязкость основного потока. По данным ряда работ [5, 6], при параметре ускорения $K > 3 \cdot 10^{-6}$ начинает сказываться ламинаризация потока, при этом существенно снижается интенсивность теплообмена. Для реальных условий эксплуатации лопаток газовых турбин значение параметра ускорения находится в интервале $0,5 \cdot 10^{-6} \dots 2 \cdot 10^{-6}$, т.е. влияние ламинаризации можно не учитывать.

Большинство опубликованных работ по влиянию ускорения основного потока на эффективность пленочного охлаждения относятся к традиционным системам вдува – сплошной щели и однорядным системам круглых наклонных отверстий. Изучены различные варианты по геометрии и параметру вдува, параметру ускорения. В результате анализа этих работ можно отметить основные закономерности, характеризующие влияние отрицательного продольного градиента давления на эффективность пленочного охлаждения.

В работе [7] исследовано влияние продольного отрицательного градиента давления на эффективность пленочного охлаждения плоской поверхности при щелевом тангенциальном вдуве. Получено, что ускорение потока снижает значение эффективности и для учета фактора влияния отрицательного продольного градиента давления предложено простое эмпирическое соотношение:

$$\varepsilon_{dp} = \frac{\eta(x)}{\eta_0} = \left(\frac{w_\infty(x)}{w_{\infty \text{ вх}}} \right)^{-n}, \quad (2)$$

где $w_{\infty \text{ вх}}$ и $w_\infty(x)$ – скорость основного потока на входе и в произвольном сечении «x»; η_0 и $\eta(x)$ эффективность безградиентного и ускоряющегося потока в сечении «x»; $n = 0,2$ – значение показателя степени, предложенное в работе [7].

По мнению автора [8] основной причиной снижения эффективности пленочного охлаждения в условиях ускорения потока является увеличение поперечного градиента скорости и уменьшение толщины пограничного слоя, приводящее к более интенсивному перемешиванию охладителя и основного потока.

В работе [9] исследовано влияние ускорения потока на эффективность пленочного охлаждения плоской поверхности, рассмотрены варианты с подачей охладителя из наклонной плоской щели и из ряда наклонных цилиндрических отверстий ($\alpha = 30^\circ$) с относительным поперечным шагом $t/d = 2,5$ и при $K = 0,76 \dots 2,62 \cdot 10^{-6}$. Для конфигурации наклонных отверстий обнаружено некоторое увеличение эффективности на начальном участке (до $x/d \approx 15$), которое имеет место в диапазоне параметра вдува $0,35 < m < 1,2$. По мнению авторов, при $m > 0,35$ градиент давления изменяет траекторию струй, уменьшается их отделение от поверхности, улучшается поперечное распределение охладителя. На основном участке (данные приведены для $x/d = 62$) ускорение потока снижает эффективность пленочного охлаждения.

В работе [10] исследовано влияние продольного градиента давления на эффективность пленочного охлаждения при вдуве из одиночного ряда круглых наклонных отверстий ($\alpha = 30^\circ$). Авторы считают, что снижение эффективности является результатом роста турбулентности потока, т.е. увеличения скорости перемешивания струй с основным потоком. Также было получено, что вблизи отверстий вдува имела место более высокая эффективность при всех параметрах вдува.

В работе [11] с использованием технологии жидких кристаллов исследована эффективность пленочного охлаждения при ускорении основного потока около вогнутой поверхности. Было исследовано 5 геометрий – три с цилиндрическими отверстиями и две – с профилированными. Параметр ускорения был примерно постоянным по длине ($K \approx 0,5 \cdot 10^{-6}$). Параметр вдува изменялся в диапазоне $0,5 < m < 2,5$. Авторы отмечают, что для всех рассмотренных конфигураций ускорение потока снижает адиабатическую эффективность на 20...40 %. Однако для цилиндрических отверстий при $m = 1,5$ на начальном участке при $x/d < 15$ получено увеличение эффективности на 20 %. Предполагается, что это связано со снижением отрыва выдуваемой струи при ускорении основного потока. Значение показателя степени « n » в соотношении (2) составило 0,24.

Таким образом, можно сделать вывод, что на основном участке пленочного охлаждения ускорение потока снижает эффективность. На начальном участке при вдуве из системы наклонных цилиндрических отверстий имеет место некоторое повышение эффективности. Влияние отрицательного продольного градиента давления для перспективных систем пленочного охлаждения практически не исследовано. Поэтому целью настоящей работы является экспериментальное изучение влияния ускорения основного потока на эффективность пленочного охлаждения для систем наклонных отверстий в углублениях, а также для системы парных отверстий (называемой в литературе также двухструйной).

Экспериментальная установка и методика проведения измерений

Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе открытого типа, работающей от центробежного вентилятора ВВД-5. Атмосферный воздух (первичный поток) от вентилятора подавался в ресивер и далее поступал в рабочий участок. Равномерное по сечению поле скорости на входе в рабочий участок обеспечивалось установкой на выходе из ресивера спрямляющей сетки и прямоугольного сужающегося сопла, спроектированного по профилю Витошинского. Входное сечение сопла составляет $400 \times 300 \text{ мм}^2$, а выходное — $294 \times 34 \text{ мм}^2$ (соотношение входной и выходной площадей $F_{\text{вх}}/F_{\text{вых}} = 12$), длина сопла равна 350 мм. Интенсивность турбулентности потока на входе в рабочий участок не превышала 1 %. После рабочего участка воздушный поток поступал в успокоительную емкость и далее выбрасывался в атмосферу. Для исследования эффективности пленочного охлаждения использовано обратное направление теплового потока: основной поток холодный, а вторичный — нагретый. Вдуваемый воздух (вторичный поток) от индивидуального компрессора через регулирующий вентиль, расходомер (ротаметр) и электронагреватель подавался в рабочий участок через систему парных отверстий.

Схема экспериментального канала представлена на рис. 1 (показан вариант с ускорением потока, в экспериментах с безградиентным потоком сменный профиль отсутствовал, и верхняя стенка была плоской). Он имеет прямоугольное сечение ($294 \times 34 \text{ мм}^2$), которое соответствует выходному сечению сопла Витошинского. Нижняя стенка рабочего участка содержит пластину вдува, выполненную из оргстекла и адиабатную пластину из асбоцемента ($\lambda = 0,17 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$). В пластину заподлицо с поверхностью вмонтированы 9 хромель-алюмелевых термопар, расположенных в продольном направлении на одной линии с постоянным по длине шагом (10 мм). В установке предусмотрена возможность перемещения адиабатной пластины поперек потока для определения локальных значений эффективности пленочного охлаждения. Расстояние от «среза» сопла Витошинского до первого ряда отверстий $L_0 = 130 \text{ мм}$, до начала координаты « x » (срез отверстий второго ряда) $L_1 = 145 \text{ мм}$.

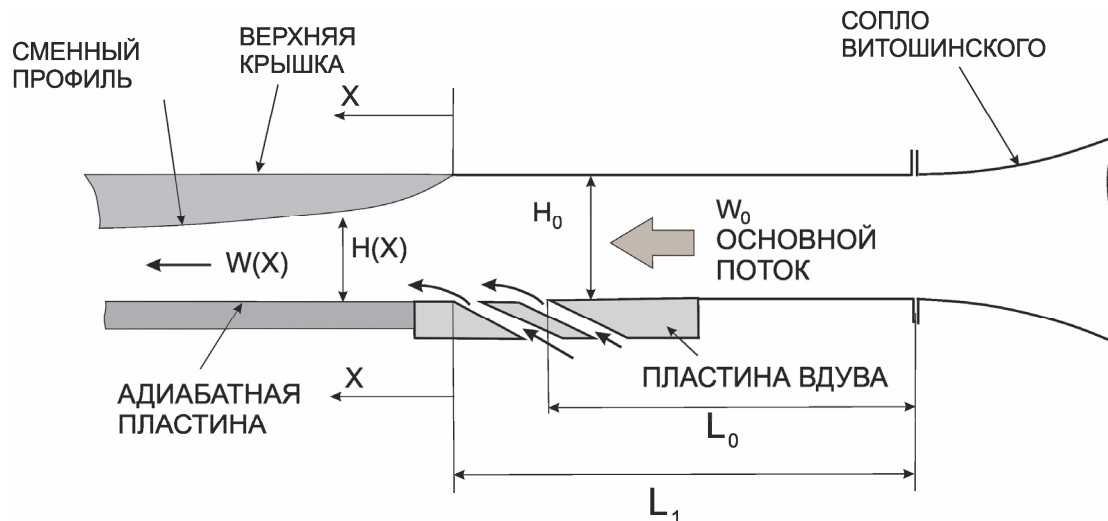


Рис. 1 – Схема экспериментального канала

В экспериментах с ускорением потока поочередно использовались два сменных профиля, которые крепились снизу к верхней крышке рабочего участка (рис. 1). Высота канала на входе H_0 составляла 34 мм. Профиль № 1 обеспечивал уменьшение поперечного сечения канала на выходе примерно в полтора раза, а профиль № 2 – примерно в два раза. Обратного перехода потока в экспериментах не достигалось, что контролировалось величиной параметра ускорения K . Профили проектировались таким образом, чтобы параметр ускорения K соответствовал условиям течения, близким к течению в межлопаточном канале газовой турбины. В экспериментах профиль № 1 обеспечивал изменение абсолютной величины K от $0,5 \cdot 10^{-6}$ до $2,0 \cdot 10^{-6}$, а профиль № 2 – от 10^{-6} до $3 \cdot 10^{-6}$.

Исследованные системы вдува

Исследованы четыре варианта перспективных систем вдува (рис. 2) – два однорядных (вдув в «кратеры» и траншею) и два двухрядных (вдув в сферические углубления и через систему парных отверстий). Диаметр отверстия d во всех исследованных вариантах составлял 3,2 мм, угол наклона α осей отверстий к адиабатной поверхности – 30° .

Поперечный шаг отверстий для однорядных вариантов («кратеров» и траншеи) составлял $t = 10$ мм ($t/d \approx 3,0$). Диаметр «кратеров» D и ширина траншеи B соответствовали размеру эллипса наклонного отверстия, т.е. были «вписаны» в «кратер» или в траншею. Глубина «кратеров» и траншеи была одинаковой $h = 2,4$ мм ($h/d \approx 0,75$). Продольное расстояние « x » отсчитывалось от «среза» отверстия, поперечное расстояние Z отсчитывалось от центральной линии одного из отверстий.

В двухрядной системе отверстий в сферических углублениях диаметр углубления D составлял 8 мм, глубина $h = 4$ мм ($h/D = 0,5$), поперечный шаг углублений (отверстий) $t = 16$ мм ($t/d = 5$), а продольный $t_1 = 8$ мм ($t_1/d = 2,5$).

В системе парных отверстий поперечные углы наклона проекций осей отверстий на плоскость пластины β_1 и β_2 составляли 25° , поперечный шаг отверстий $t = 12,8$ мм ($t/d = 4,0$), продольный шаг между первым и вторым рядом $t_1 = 10$ мм ($t_1/d = 3,125$), зазор $\Delta = 3,2$ мм ($\Delta/d = 1,0$).

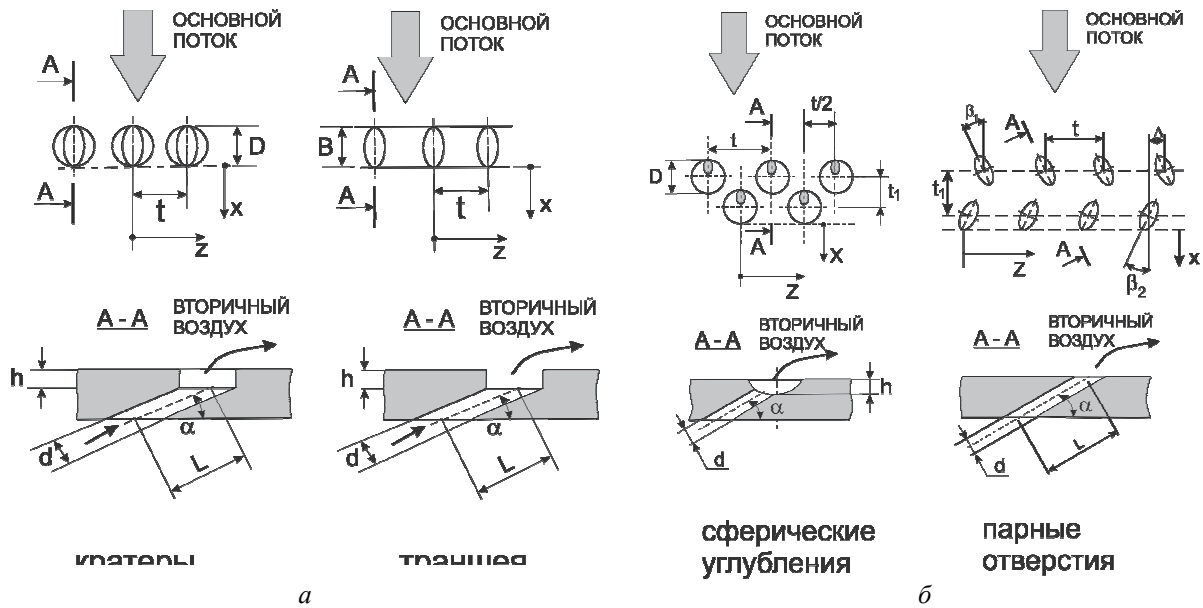


Рис. 2 – Схемы исследованных систем вдува:
 а – однорядные конфигурации; б – двухрядные конфигурации

Результаты и их обсуждение

Опытные данные по влиянию ускорения потока на среднюю по ширине пластины эффективность пленочного охлаждения (рис. 3) представлены в виде зависимости от приведенной скорости основного потока w/w_0 , которая характеризует отношение внешней скорости воздушного потока в текущем сечении рабочего участка к скорости на входе.

При такой обработке полученные зависимости носят достаточно универсальный характер. На рис. 3 представлены данные для обоих профилей, использованных в настоящих исследованиях. Как видно, при ускорении потока средняя эффективность пленочного охлаждения уменьшается по длине пластины для всех исследованных вариантов. Причиной снижения эффективности пленочного охлаждения в условиях ускорения потока является увеличение поперечного градиента скорости и уменьшение толщины пограничного слоя [8], приводящее к более интенсивному перемешиванию охладителя и основного потока. Для более детального анализа влияния ускорения на эффективность необходимы дальнейшие исследования пристеночной структуры потока.

Обобщение данных позволило получить значения показателя « n » в уравнении (2), которые представлены в табл. 1.

Таблица 1.

Значение показателя « n » в уравнении (2)

Вариант	«кратеры»	траншея	сферические углубления	парные отверстия
Значение показателя « n » в уравнении (2)	0,25	0,18	0,16	$n = 0,15 + 0,57 \exp(-m)$ m — параметр вдува

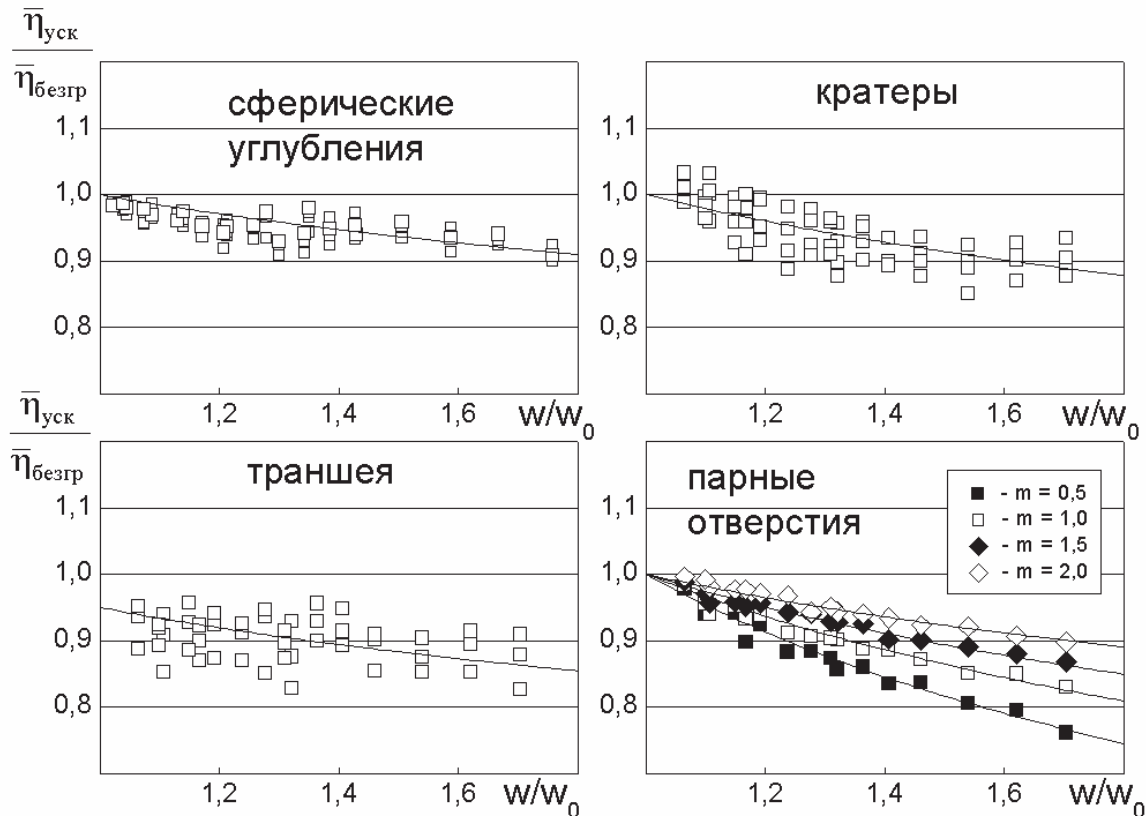


Рис. 3 – Влияние фактора ускорения (w/w_0) основного потока на среднюю по ширине пластины эффективность пленочного охлаждения для исследованных схем

Наименьшее влияние ускорения потока на эффективность охлаждения имеет место для системы отверстий в сферических углублениях и траншее, наиболее сильно этот фактор проявляется для системы отверстий в «кратерах» и системы парных отверстий. Можно также отметить, что для системы отверстий в «кратерах» наблюдается некоторое увеличение эффективности на начальном участке, характерное также для однорядной системы традиционных наклонных отверстий. Для остальных исследованных схем данный эффект обнаружен не был. Для системы парных отверстий имеет место достаточно сильная зависимость от параметра вдува – при малых значениях « m » влияние ускорения потока проявляется более значительно.

Выводы

Ускорение основного потока снижает среднюю эффективность пленочного охлаждения для всех исследованных вариантов. Наиболее слабое влияние ускорения потока имеет место для системы отверстий в сферических углублениях и в траншее, а наиболее сильно этот фактор проявляется для системы отверстий в «кратерах» и системы парных отверстий. Для варианта отверстий в «кратерах» на начальном участке наблюдается некоторое повышение эффективности пленочного охлаждения. В результате обобщения данных получены соотношения для расчета влияния ускорения потока на эффективность пленочного охлаждения.

Список литературы: 1. Lu, Y. Film cooling measurements for cratered cylindrical inclined holes [Electronic resource] / Y. Lu, A. Dhungel, S. V. Ekkad, R. S. Bunker // ASME Paper 2007-27386. – 10 p. – 1 CD-ROM. – Title from the screen. 2. Lu, Y. Effect of trench width and depth on film cooling from cylindrical holes embedded in trenches [Text] / Y. Lu, A. Dhungel, S. V. Ekkad, R. S. Bunker // Trans. of the ASME. J. of Turbomachinery.

– 2009. – Vol. 131, No. 1. – P. 011003–011013. – ISSN 0889-504X. 3. Халатов, А. А. Эффективность пленочного охлаждения плоской поверхности системой наклонных отверстий, расположенных в сферических углублениях [Текст] / А. А. Халатов, И. И. Борисов, А. С. Коваленко, Ю. Я. Дашевский, С. В. Шевцов // Промышленная теплотехника. – 2012. – Т. 34, №3 – С. 5–12. – ISSN 0204-3602. 4. Kusterer, K. Film cooling effectiveness comparison between shaped- and double jet film cooling holes in a row arrangement [Electronic resource] / K. Kusterer, A. Elyas, D. Bohn, T. Sugimoto, R. Tanaka, M. Kazari // ASME Paper GT2010-22604. – 13 p. – 1 CD-ROM. – Title from the screen. 5. Back, L. H. Laminarization of a turbulent boundary layer in nozzle flow – boundary layer and heat transfer measurements with wall cooling [Text] / L. H. Back, R. F. Cuffel, P. F. Massier // Trans. of the ASME. Journal of Heat Transfer. – 1970. – Vol. 92, № 3. – P. 333–342. 6. Ковальногов, Н. Н. Теплообмен в соплах в условиях ламинаризации потока [Текст] / Н. Н. Ковальногов // Промышленная теплотехника. – 1982. – Т. 4, № 5. – С. 59–64. 7. Hartnett, J. P. Velocity distributions, temperature distributions effectiveness and heat transfer in cooling of a surface with a pressure gradient [Text] / J. P. Hartnett, R.C. Birkebak, E.R.G. Eckert // International Development in Heat Transfer. – Trans. ASME, sect A. – 1961. – Part 4. – P. 682–689. 8. Gao, Z. Experimental investigation of film cooling effectiveness on gas turbine blades [Text] : PhD Disseration : Mechanical Engineering, August 2007. – Zhihong Gao. Texas A&M University, 2007. – 151 p. 9. Teekaram, A. J. H. Film cooling in the presence of mainstream pressure gradients [Text] / A. J. H. Teekaram, C. J. P. Forth, T. V. Jones // Trans. of the ASME. Journal of Turbomachinery. – 1991. – Vol. 113, № 3. – P. 484–492. 10. Schmidt, D. L. Pressure Gradient Effects on Film Cooling [Electronic resource] / D. L. Schmidt, D. G. Bogard // ASME Turbo Expo. – 1995. – 95-GT-18. – 1 CD-ROM. – Title from the screen. 11. Lutum, E. An experimental investigation of fillm cooling on a convex surface subjected to favourable pressure gradient flow [Text] / E. Lutum, J. Wolfersdorf, K. Semmler, J. Dittmar, B. Weigand // Int. Journal of Heat and Mass Transfer. – 2001. – Vol. 44. – P. 939–951.

Bibliography (transliterated): 1. Lu Y., et al. "Film cooling measurements for cratered cylindrical inclined holes." *ASME Paper 2007-27386*. CD-ROM. 2. Lu, Y., et al. "Effect of trench width and depth on film cooling from cylindrical holes embedded in trenches." *Trans. of the ASME. J. of Turbomachinery* 131.1 (2009): 011003–011013. Print. ISSN 0889-504X 3. Khalatov, A. A., et al. "Jеffektivnost' plеnochnоgо оhlazhdеnija ploskоj pоvеrhnosti sistеmоj nаklоnnyh оtvеrstij, raspоlоzhennyh v sfericheskikh uglublenijah." *Promyshlennaja teplotehnika* 34.3 (2012): 5–12. Print. ISSN 0204-3602. 4. Kusterer, K., et al. "Film cooling effectiveness comparison between shaped- and double jet film cooling holes in a row arrangement." *ASME Paper GT2010-22604*. CD-ROM. 5. Back, L. H., R. F. Cuffel and P. F. Massier. "Laminarization of a turbulent boundary layer in nozzle flow – boundary layer and heat transfer measurements with wall cooling." *Trans. of the ASME. Journal of Heat Transfer*. 92.3 (1970): 333–342. Print. 6. Koval'nogov, N. N. "Teploobmen v soplаh v uslovijаh laminarizacii potоkа." *Promyshlennaja teplotehnika* 4.5 (1982): 59–64. Print. 7. Hartnett, J. P., R. C. Birkebak and E. R. G. Eckert. "Velocity distributions, temperature distributions effectiveness and heat transfer in cooling of a surface with a pressure gradient." *International Development in Heat Transfer. Trans. ASME, sect A. Part 4*. 1961. 682–689. Print. 8. Gao, Z. *Experimental investigation of film cooling effectiveness on gas turbine blades : PhD Disseration: Mechanical Engineering, August 2007*. Zhihong Gao. Texas A&M University, 2007. Print. 9. Teekaram A. J. H., C. J. P. Forth and T. V. Jones. "Film cooling in the presence of mainstream pressure gradients." *Trans. of the ASME. Journal of Turbomachinery* 113.3 (1991): 484–492. Print. 10. Schmidt, D. L., and D. G. Bogard. "Pressure Gradient Effects on Film Cooling." *ASME Turbo Expo, 95-GT-18*. CD-ROM. 11. Lutum, E., et al. "An experimental investigation of fillm cooling on a convex surface subjected to favourable pressure gradient flow." *Int. Journal of Heat and Mass Transfer*. 44 (2001): 939–951. Print.

Поступила (received) 10.02.2015