

УДК 621.165

Влияние нагрева (охлаждения) плоской пластины на структуру пограничного слоя при обтекании ее высокотемпературным потоком


А.А. Сидоров, С.В. Киселёв

Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана, 248000, Калуга, Российская Федерация, Баженова ул., д. 4

Influence of flat plate heating (cooling) on the structure of the boundary layer in a high temperature flow

A.A. Sidorov, S.V. Kiselev

Kaluga Branch of BMSTU, 248000, Kaluga, Russian Federation, Bazhenova St., Bldg. 4

 e-mail: sidpol1@rambler.ru, SKV1985@yandex.ru

i Обеспечение надежности турбоустановки и ее отдельных элементов — важный этап проектирования. При этом большое внимание уделяется вибрационной надежности рабочих лопаток. Причиной вибраций является неоднородность потока, создаваемая, в частности, аэродинамическими следами за сопловыми лопатками. При высоком уровне динамических напряжений возможны поломки лопаток. Однако в научной литературе отсутствуют сведения, подтверждающие влияние сверхвысоких начальных температур на интенсивность аэродинамических следов. Исследован пограничный слой на пластине, обтекаемой высокотемпературным потоком, определены зависимости параметров в этом слое. Исследование состоит из двух частей. В первой части рассмотрена модель пластины без охлаждения, во второй — с охлаждением. Численный эксперимент проводился в программной среде SolidWorks с встроенным модулем FlowWorks. Учитывая специфику пристеночных течений, достоверность полученных результатов проверялась с помощью программы STAR-CCM+v9.02.005. Расчеты показали, что изменение начальной температуры, а также добавление охлаждения пластины сильно влияют на параметры пограничного слоя. Результаты исследований могут быть использованы при разработке конструкций сверхвысокотемпературных паровых турбин с охлаждаемыми лопатками.

Ключевые слова: высокотемпературный поток, рабочая лопатка, пластина, пограничный слой, численный эксперимент.

i Securing reliability of a turbine plant and its individual components is an important step in the design process. Much attention is paid to ensuring the vibrational reliability of the turbine blades. The vibration is caused by the heterogeneity of the flow created by the aerodynamic traces behind the nozzle blades. If the dynamic stresses are high, the blades may break. However, currently there no research that would substantiate the influence of ultrahigh initial temperatures on the intensity of the aerodynamic traces. The boundary layer of the plate in a high temperature flow has been studied; and the relationships between the parameters in this layer have been defined. The research consists of two parts. In the first part the model plate is not cooled, in the second part it is. The numerical experiment was conducted in the SolidWorks software environment using the FlowWorks module. Taking into consideration the specifics of the near-wall flows, the results obtained were validated using the STAR-CCM program. The calculations have shown that the variation of the initial temperature, and the addition of the

plate cooling element highly influence the parameters of the boundary layer. The research results can be used to design ultrahigh temperature steam turbine with cooled blades.

Keywords: ultrahigh temperature, steam turbine, turbine blade, plate, boundary layer, numerical experiment.

В настоящее время повышение эффективности паротурбинных установок обусловлено необходимостью перехода на сверхвысокие начальные температуры рабочего тела [1]. Решение этой задачи невозможно без соответствующего обеспечения надежности отдельных элементов и всей турбоустановки в целом. Наиболее уязвимыми элементами турбины являются рабочие лопатки, испытывающие большие статические и динамические нагрузки [2]. Особый интерес представляют динамические силы, поскольку неизвестна их интенсивность при сверхвысоких температурах потока [3]. Однако в научной литературе исследований на эту тему практически нет, за исключением работы [4].

Известно, что аэродинамические силы, вызывающие колебания рабочих лопаток, возникают вследствие неоднородности протекающего потока. Одной из основных причин неоднородности являются кромочные следы за сопловыми лопатками [5]. В настоящее время неизвестно как изменятся характеристики следов при сверхвысоких температурах в условиях охлаждения сопловых лопаток. Поэтому актуальны исследования двух задач:

1) влияние охлаждения сопловых лопаток на характеристики пограничного слоя на лопатках [6];

2) зависимость характеристик аэродинамических следов от характеристик пограничного слоя на сопловых лопатках при сверхвысоких температурах [7].

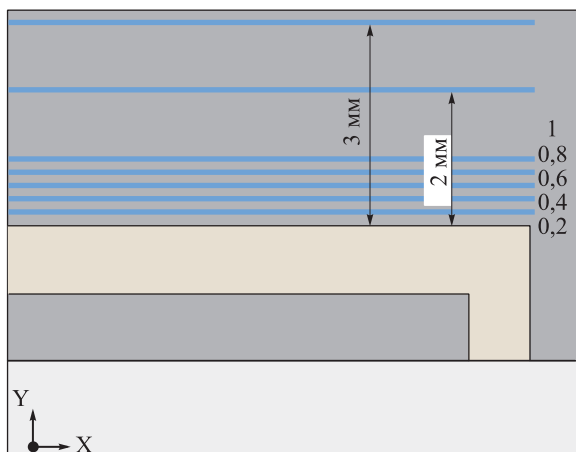


Рис. 1. Расчетные линии замеров вблизи пластины (полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

Цель работы — определение влияния сверхвысокой температуры потока на структуру пограничного слоя на пластине при ее нагреве (охлаждении).

Рассмотрим начальный этап исследований. В качестве модели, которая помещается в поток со сверхвысокой температурой, выберем плоскую стальную полую пластину. Это позволит исключить влияние формы модели на течение в пограничном слое. Численный эксперимент проводили на ПЭВМ, математическое моделирование процесса обтекания — в программной среде SolidWorks с прикладным пакетом COSMOSFloWorks.

Характеристики модели:

длина пластины 100 мм;

толщина стенки пластины 1 мм.

Граничные условия:

рабочее тело — водяной пар;

начальное давление $P_0 = 3$ МПа;

начальные температуры $t_{01} = 700$ °С, $t_{02} = 800$ °С, $t_{03} = 900$ °С;

начальная скорость потока $v_0 = 100$ м/с;

выполняется условие прилипания для элементов потока на стенке модели;

принята k - ϵ -модель турбулентности.

Для расчетной модели было задано условие симметрии, что позволило в 2 раза снизить необходимые для расчета ресурсы, а следовательно, создать расчетную сетку с более мелкими ячейками. При расчете использовалась адаптивная сетка, т. е. сетка, которая в процессе расчета автоматически измельчалась в областях с быстрым изменением параметров и вблизи пластины. Для численного измерения параметров вблизи пластины было выбрано несколько линий замеров. Каждая линия располагалась на определенном удалении от пластины (рис. 1), что позволило наиболее полно оценить структуру пограничного слоя при различных температурных режимах.

Результаты расчетов в работе представлены на рисунках, в которых начало координат совмещено с входной кромкой пластины. Поэтому на рисунках показан начальный участок течения с резким изменением всех параметров. Рассмотрен только стационарный режим течения.

Исследование состояло из двух частей. В первой части выполнены расчеты параметров

пограничного слоя на неохлаждаемой пластине в потоке с различной температурой. Во второй части пластина охлаждалась при прочих равных условиях. Использовался внутриканальный способ охлаждения.

Расчеты в первой части (температуры потока $t_{01} = 700\text{ }^\circ\text{C}$, $t_{02} = 800\text{ }^\circ\text{C}$, $t_{03} = 900\text{ }^\circ\text{C}$) показали, что на некотором расстоянии от входной кромки в зоне установившегося течения скорости потока растут с увеличением по нормали расстояния от пластины до линии замера параметров. Для примера на рис. 2 схематично показаны эпюры скоростей при температуре $t_{02} = 800\text{ }^\circ\text{C}$ в трех плоскостях, отстоящих от входной кромки на расстоянии 40, 60, 80 мм [8]. Толщина пограничного слоя δ и форма эпюр скоростей хорошо согласуются с теорией пограничного слоя. На рисунке видно, что на удалении примерно 1 мм от поверхности пластины скорость пристеночного слоя составляет 100 м/с, т. е. равна скорости основного потока. Следовательно, толщина вязкого пограничного слоя на данных участках при заданной температуре составляет 1 мм [9]. Расчеты при других температурах показали, что эта картина качественно повторяется для всех трех значений температуры.

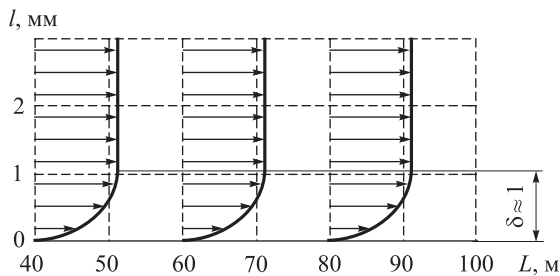


Рис. 2. Эпюры скоростей по линиям замеров при $t_{02} = 800\text{ }^\circ\text{C}$; $v = 100\text{ м/с}$

Из анализа результатов расчета следует, что на расстоянии 2...3 мм от поверхности пластины за пределами пограничного слоя наблюдается полоса ускоренного потока на протяжении участка установившегося течения (рис. 3). Скорость этой части потока в среднем на 5 м/с выше скорости основного потока. Появление та-

кого скоростного слоя можно объяснить неразрывностью потока при обтекании пластины, имеющей конкретный объем.

Для оценки влияния охлаждения пластины на структуру пограничного слоя была проведена вторая часть расчетов. Охлаждение пластины проводилось паром температурой $t = 300\text{ }^\circ\text{C}$, который циркулировал во внутренней полости пластины со скоростью $v = 200\text{ м/с}$ [10]. Температуры основного потока составляли: $t_{01} = 700\text{ }^\circ\text{C}$, $t_{02} = 800\text{ }^\circ\text{C}$, $t_{03} = 900\text{ }^\circ\text{C}$.

Проведенные расчеты показали, что охлаждение пластины обуславливает увеличение плотности потока в пристеночных слоях (рис. 4). На рисунке видно, что плотность жидкости ρ в пограничном слое охлаждаемой пластины выше на большей части поверхности пластины. При этом разность плотностей не остается постоянной по длине пластины, а увеличивается по мере движения потока по пластине.

Следует отметить, что при удалении от пластины по нормали к поверхности влияние охлаждения уменьшается [11] (рис. 5).

Приращение плотности рассчитывается по формуле

$$\Delta\rho = \rho_{\text{охл}} - \rho_{6.0}$$

где $\rho_{\text{охл}}$ — плотность жидкости при наличии охлаждения пластины; $\rho_{6.0}$ — плотность жидкости без охлаждения пластины. На рис. 5 видно, что $\Delta\rho_1 > \Delta\rho_2 > \Delta\rho_3$. Таким образом, в каждом последующем слое, лежащем над пластиной, уменьшается и плотность, и величина $\Delta\rho$. В конечном счете, на расстояниях более 3 мм по нормали к пластине значение $\Delta\rho$ приближается к нулю. Такая закономерность наблюдается при всех температурных режимах.

Наличие (отсутствие) охлаждения пластины и изменение температуры основного потока существенно влияют на плотности по длине пластины (рис. 6). На рисунке видно, что увеличение температуры основного потока обуславливает более существенное отличие плотностей при двух режимах — пики и провалы становятся отчетливее.

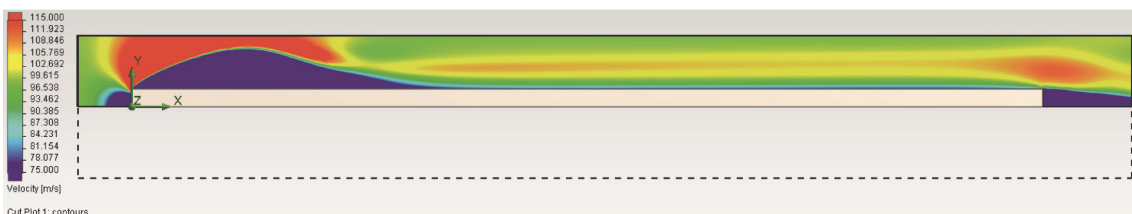


Рис. 3. Полоса ускоренного потока (полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

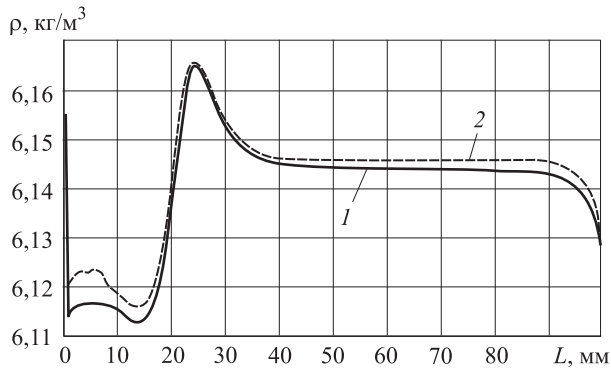


Рис. 4. Изменение плотности пристеночного слоя при $t = 800\text{ }^{\circ}\text{C}$, расстояние от пластины $0,2\text{ мм}$: 1 — без охлаждения пластины; 2 — с охлаждением пластины

Для оценки суммарного влияния изменения температуры основного потока и наличия (отсутствия) охлаждения пластины были совмещены кривые относительных плотностей H на различных режимах (рис. 7). Для этого по оси ординат отложена относительная величина H и кривые совмещены в точке A — начальной точке каждой из кривых. Это позволяет не столько количественно сколько качественно оценить положение каждой из кривых относительно других. Чем выше температура основного потока, тем ниже в абсолютных величинах плотность ρ и меньше максимальный диапазон плотностей по длине пластины. При включении охлаждения

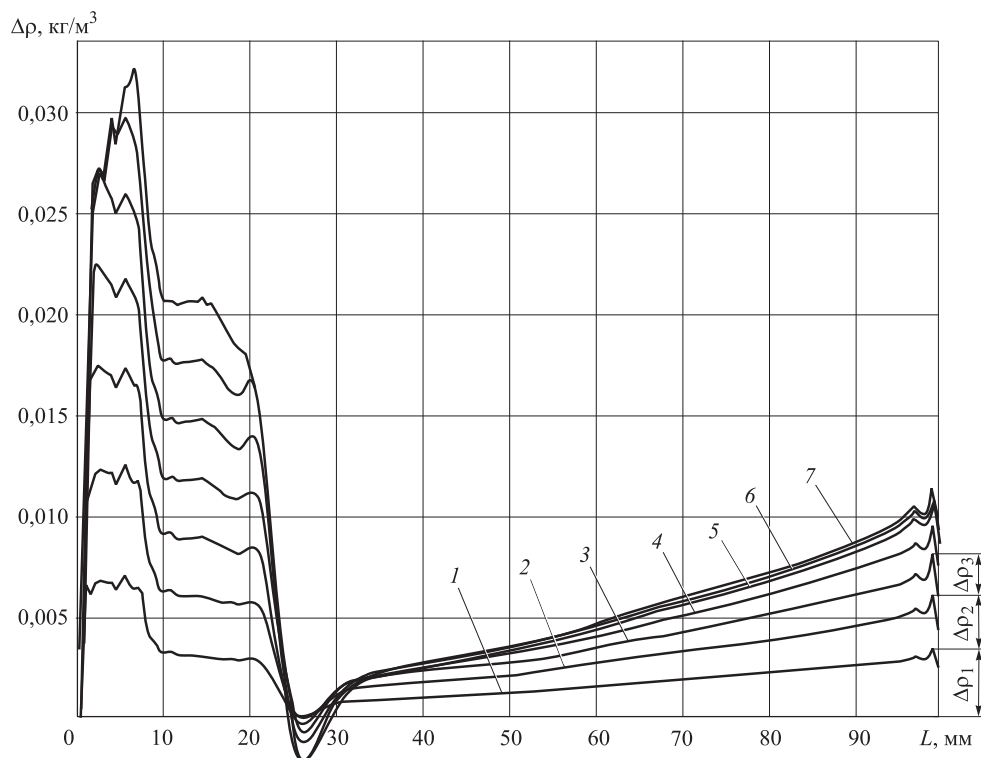


Рис. 5. Изменение плотности потока при $t = 800\text{ }^{\circ}\text{C}$ на различных расстояниях от пластины при охлаждении: 1 — $0,2\text{ мм}$; 2 — $0,4\text{ мм}$; 3 — $0,6\text{ мм}$; 4 — $0,8\text{ мм}$; 5 — $1,0\text{ мм}$; 6 — $2,0\text{ мм}$; 7 — $3,0\text{ мм}$

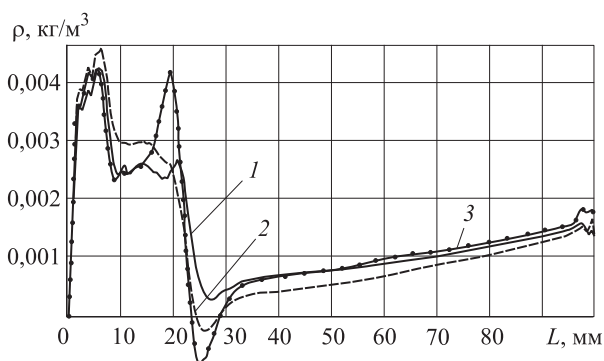


Рис. 6. Изменение средней по сечениям плотности потока для различных температур с охлаждением пластины: 1 — $t = 700\text{ }^{\circ}\text{C}$; 2 — $t = 800\text{ }^{\circ}\text{C}$; 3 — $t = 900\text{ }^{\circ}\text{C}$

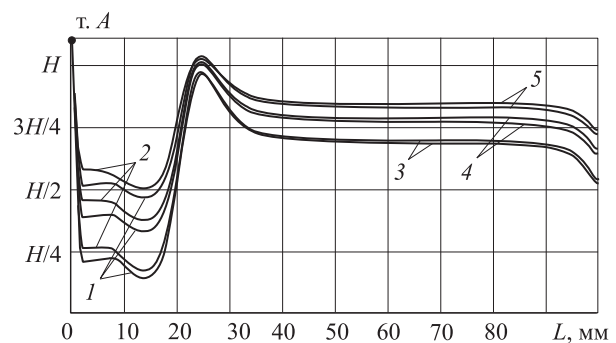


Рис. 7. Зависимость относительной плотности от длины пластины на расстоянии 1 мм от поверхности пластины для различных режимов: 1 — без охлаждения пластины; 2 — с охлаждением пластины

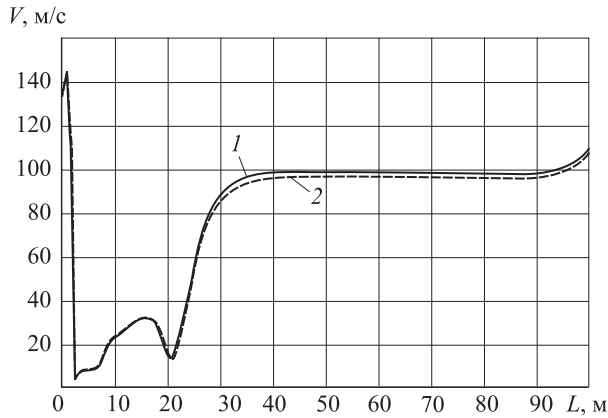


Рис. 8. Зависимость скорости потока в пристеночном слое от охлаждения пластины при $t = 800\text{ }^\circ\text{C}$ на расстоянии 1 мм от поверхности пластины:

1 — без охлаждения пластины; 2 — с охлаждением пластины

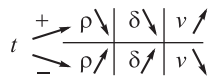


Рис. 9. Схема изменения параметров

увеличивается плотность при всех температурных режимах и соответственно толще становится пограничный слой δ (рис. 8). На режиме без охлаждения пластины (кривая 1) на расстоянии 1 мм от пластины скорость приближается к 100 м/с, т. е. здесь кончается пограничный слой и начинается основной поток. На режиме с охлаждением пластины (кривая 2) эта граница находится более чем 1 мм от пластины. При снижении температуры основного потока ($t = 700\text{ }^\circ\text{C}$) обе кривые располагаются чуть ниже, что означает увеличение расстояния от пластины до границы, а при повышении температуры основного потока ($t = 900\text{ }^\circ\text{C}$) — наоборот.

Таким образом, во всех случаях наблюдается однозначная взаимосвязь параметров (рис. 9).

При повышении температуры основного потока t плотность ближайших к пластине слоев ρ снижается, уменьшается толщина пограничного слоя δ , а скорость потока v в пограничном слое увеличивается. И наоборот, при уменьшении температуры основного потока (добавлении охлаждения пластины) плотность растет, толщина пограничного слоя увеличивается, скорость падает. Такие изменения не могут не влиять на аэродинамический след за обтекаемым телом (пластина, лопатка и т. д.).

При анализе полученных в работе результатов следует иметь в виду, что целью авторов было получение принципиальных, качественных зависимостей параметров потока с точностью, которую обеспечивает программа расчета.

Для подтверждения результатов расчетов, проведенных в программной среде SolidWorks и ее прикладном пакете COSMOSFloWorks, аналогичные вычисления были выполнены также в программе STAR-CCM+v9.02.005, которая содержит новейшие численные алгоритмы, современные методы программирования, поддерживает различные типы расчетных сеток и многопроцессорные расчеты, имеет большой набор физических моделей, позволяет решать сопряженные задачи с высокой степенью точности. Геометрические размеры пластины, значения скорости (это условие задавалось на входе — слева на области расчетной модели), температуры и давления (условия задавались на выходе — все оставшиеся грани расчетной области) потока были взяты такими же, как и в предыдущих расчетах (рис. 10).

В программе использована k - ϵ -модель турбулентности, течение стационарное. В качестве рабочего тела был выбран воздух, что позволило не только сравнить результаты расчетов двух программ, но и проанализировать изменение параметров при различных режимах для разных рабочих тел — пар и воздух.

В целом картина течения (см. рис. 10) и результаты расчета практически совпали с ранее полученными результатами. Тенденция изменения параметров потока в пристеночных областях в двух программах при различных ре-

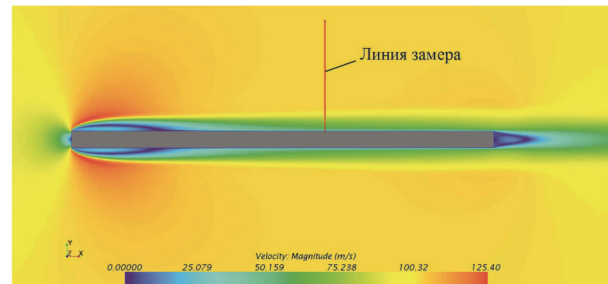


Рис. 10. Поле скоростей при $t = 700\text{ }^\circ\text{C}$ в программе STAR-CCM+v9.02.005

(полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

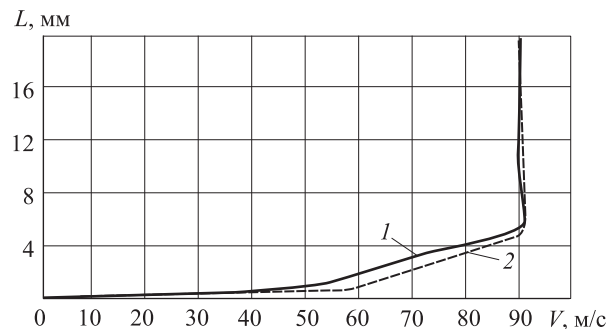


Рис. 11. Зависимость линий замеров от скорости: 1 — в STAR-CCM+v9.02.005; 2 — в SolidWorks

жимах и для разных рабочих тел сохранилась (рис. 11).

Выполненные исследования необходимы для изучения характеристик аэродинамических кромочных следов за решетками профилей высокотемпературных паровых турбин.

Выводы

1. Толщина пограничного слоя существенно зависит не только от температуры основного потока (с увеличением температуры толщина

пограничного слоя уменьшается), но и от разности температур основного потока и поверхности пластины.

2. Добавление внутриканального охлаждения пластины повышает плотность ближайших к пластине слоев потока, что приводит к увеличению толщины пограничного слоя.

3. Чем больше расстояние по нормали от пластины, тем меньше охлаждение влияет на изменение плотности потока между слоями.

Литература

- [1] Федоров В.А., Мильман О.О., Шифрин Б.А. *Высокоэффективные технологии производства электроэнергии с использованием органического и водородного топлива*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 116 с.
- [2] Светлицкий В.А. *Статистическая механика и теория надежности*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 503 с.
- [3] Клименко А.В., Зорин В.М. *Теплоэнергетика и теплотехника: общие вопросы*. В 4 кн. Кн. 1. Москва, МЭИ, 2000. 507 с.
- [4] Быков Ю.А. Численное моделирование аэроупругости в решетке охлаждаемых лопаток. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2010, № 5(72), с. 59–63.
- [5] Радциг А.Н. *Экспериментальная гидроаэромеханика*. Москва, МАИ, 2004. 274 с.
- [6] Лапин Ю.Д., Поварнев М.В. Проблемы внутреннего охлаждения лопаток высокотемпературной паровой турбины. *Сб. ст. Разработка научных основ проектирования электростанций с высокотемпературными паровыми турбинами*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 300 с.
- [7] Александров В.Ю., Климовский К.К. Измерение полного давления в относительном движении потока за рабочим колесом лопаточной машины. *Вестник машиностроения*, 2013, № 12, с. 13–17.
- [8] Лобанов И.Е. Теплообмен при турбулентном течении в плоских каналах с равномерно расположенными поверхностными односторонними турбулизаторами потока. *Вестник машиностроения*, 2012, № 8, с. 13–17.
- [9] Ванчиков А.В., Ванчиков В.Ц. Использование свойств граничного слоя вязкой несжимаемой жидкости в технологии машиностроения. *Вестник машиностроения*, 2012, № 3, с. 27–29.
- [10] Жуков В.А. Комплексный критерий совершенства систем жидкостного охлаждения энергетических установок и технологического оборудования. *Вестник машиностроения*, 2011, № 12, с. 86–89.
- [11] Афанасьев В.Н., Бурцев С.А., Егоров К.С., Кулагин А.Ю. Цилиндр в пограничном слое плоской пластины. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 2, с. 3–22.

References

- [1] Fedorov V.A., Mil'man O.O., Shifrin B.A. *Vysokoeffektivnye tekhnologii proizvodstva elektroenergii s ispol'zovaniem organicheskogo i vodorodnogo topliva* [High-efficiency power generation technology using organic and hydrogen fuel]. Moscow, Bauman Press, 2007. 116 p.
- [2] Svetlitskii V.A. *Statisticheskaya mekhanika i teoriya nadezhnosti* [Statistical mechanics and the theory of reliability]. Moscow, Bauman Press, 2004. 503 p.
- [3] Klivenko A.V., Zorin V.M. *Teplenergetika i teplotekhnika: obshchie voprosy* [Heat and Heat Engineering: general issues]. Moscow, MEI publ., book 1, 2000. 507 p.

- [4] Bykov Iu.A. Chislennoe modelirovanie aerouprugosti v reshetke okhlazhdaemykh lopatok [Numerical simulation of aeroelasticity in the lattice cooled blades]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Engineering and Technology]. 2010, no. 5(72), pp. 59–63.
- [5] Radtsig A.N. *Eksperimental'naya gidroaeromekhanika* [Experimental fluid mechanics]. Moscow, MAI publ., 2004. 274 p.
- [6] Lapin Iu.D., Povarnev M.V. Problemy vnutrennego okhlazhdeniya lopatok vysokotemperaturnoi parovoi turbiny [The problem of internal blade cooling high-temperature steam turbine]. *Sbornik statei Razrabotka nauchnykh osnov proektirovaniya elektrostantsii s vysokotemperaturnymi parovymi turbinami* [Collection of articles Development of scientific fundamentals of designing with high-power steam turbines]. Moscow, Bauman Press, 2009. 300 p.
- [7] Aleksandrov V.Iu., Klimovskii K.K. Izmerenie polnogo davleniya v otnositel'nom dvizhenii potoka za rabochim kolesom lopatochnoi mashiny [Measurement of total pressure in relative flow motion behind the rotor wheel of impeller machine]. *Vestnik mashinostroeniya* [Russian Engineering Research]. 2013, no. 12, pp. 13–17.
- [8] Lobanov I.E. Teploobmen pri turbulentnom techenii v ploskikh kanalakh s ravnomerno raspolozhennymi poverkhnostnymi odносторонними turbulizatorami potoka [The heat transfer at the turbulent flow in two-dimensional channels having equally spaced superficial unidirectional flow energizers]. *Vestnik mashinostroeniya* [Russian Engineering Research]. 2012, no. 8, pp. 13–17.
- [9] Vanchikov A.V., Vanchikov V.Ts. Ispol'zovanie svoystv granichnogo sloia viazkoi neszhimaemoy zhidkosti v tekhnologii mashinostroeniya [The use of the boundary layer of a viscous incompressible fluid in the manufacturing engineering]. *Vestnik mashinostroeniya* [Russian Engineering Research]. 2012, no. 3, pp. 27–29.
- [10] Zhukov V.A. Improving the liquid-cooling systems of power units and technological equipment. *Russian Engineering Research*, 2011, vol. 31, no. 12, pp. 1244–1247.
- [11] Afanas'ev V.N., Burtsev S.A., Egorov K.S., Kulagin A.Iu. Tsilindr v pogranichnom sloe ploskoi plastiny [Cylinder in Boundary Layer of Flat Plate]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State State Technical University. Mechanical Engineering]. 2011, no. 2, pp. 3–22.

Статья поступила в редакцию 17.03.2015

Информация об авторах

СИДОРОВ Альберт Александрович (Калуга) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Тепловые двигатели и теплофизика». Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана (248000, Калуга, Российская Федерация, Баженова ул., д. 4, e-mail: sidpol1@rambler.ru).

КИСЕЛЁВ Сергей Викторович (Калуга) — аспирант кафедры «Тепловые двигатели и теплофизика». Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана (248000, Калуга, Российская Федерация, Баженова ул., д. 4, e-mail: SKV1985@yandex.ru).

Information about the authors

SIDOROV Albert Aleksandrovich (Kaluga) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Thermal Engines and Thermal Physics. Kaluga Branch of Bauman Moscow State Technical University (248000, Kaluga, Russian Federation, Bazhenova St., Bldg. 4, email: sidpol1@rambler.ru).

KISELEV Sergey Victorovich (Kaluga) — Postgraduate, Department of Thermal Engines and Thermal Physics. Kaluga Branch of Bauman Moscow State Technical University (248000, Kaluga, Russian Federation, Bazhenova St., Bldg. 4, email: SKV1985@yandex.ru).