

УДК 629.735.03-226.2

А.С. Тихонов, С.И. Сендюрев, В.Т. Хайрулин

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ УСТАНОВКИ
ДЛЯ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ
КОМПЛЕКСНЫХ МНОГОСЛОЙНЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ
ПОКРЫТИЙ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН**

Современные лопатки турбин работают в крайне сложных условиях. Высокий уровень температур и скоростей газа, кривизна охлаждаемых поверхностей негативно влияют на надежность охлаждения перьев лопаток, что в конечном итоге может привести к трещинам и прогарам. Одним из методов защиты металла лопаток от высоких температур является применение теплозащитного покрытия (ТЗП), которое позволяет понизить температуру поверхности металла лопатки, защитить лопатки от коррозии и значительно увеличить их наработку. В то же время ТЗП имеет собственный ресурс. Данная работа посвящена анализу потребных мощностей для испытания ТЗП в условиях работы, близких к полноразмерному двигателю, и формированию требований к испытательной установке (экономичность, длительность непрерывной работы, возможность испытания партии образцов, возможность охлаждения образцов, высокий удельный тепловой поток), позволяющей проводить ресурсные циклические испытания ТЗП. В работе проведены тепловые расчеты нескольких конструкций сопловых лопаток, проектировочные расчеты испытательной установки, анализ нескольких вариантов нагрева поверхности ТЗП и выбран наиболее экономичный и гибкий из них.

Ключевые слова: турбина, газотурбинный двигатель, теплообмен, теплозащитное покрытие, спекание, испытания, установка, плазмотрон, математическое моделирование.

A.S. Tikhonov, S.I. Sendyurev, V.T. Khairulin

OSJC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

**DESIGN OF FACILITY FOR THERMOCYCLIC TESTS
OF COMPLEX MULTILAYER THERMAL BARRIER COATING
OF GAS TURBINE BLADES**

Modern turbine blades work at very difficult conditions. High gas temperatures and velocities, curvature of cooled surfaces influence negatively on reliability of blade airfoils cooling. It can eventually result in cracking and burning. One of the methods of thermal protection against high temperatures is the use of Thermal Barrier Coatings (TBC). TBC reduces airfoil metal surface temperature, protects the airfoil against corrosion and significantly increases airfoil running time. At the same time, TBC has its own lifetime which will be shorter than the airfoil lifetime. This paper is focused on analysis of required power for TBC tests in the conditions as close as possible to real engine conditions and forming terms (fuel efficiency, long-term continuous operation, capability of much pieces testing, specimen cooling, high heat flux) to the test facility for TBC endurance tests. The thermal calculations of several nozzle

blades, design calculations of test facility, analysis of the variants of TBC surface heating were fulfilled. The more effective variant was chosen.

Keywords: turbine, gas-turbine engine, heat-mass exchange, thermal barrier coating, fritting, tests, facility, plasmatron, mathematical simulation.

Одним из важнейших условий обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) для магистральных самолетов является дальнейшее повышение ресурса, надежности и топливной экономичности. Однако повышение экономичности и необходимое для этого увеличение температуры газа перед турбиной T_r^* может привести к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части [1].

С учетом окружающей неравномерности локальная температура газа T_r^* может достигать значений порядка 2500 К. При таких условиях для перспективных ГТД наибольшие проблемы связаны с надежным охлаждением сопловых лопаток (СЛ) первой ступени турбины высокого давления в области входной и выходной кромок, спинки, передней части верхней и нижней полки. Высокий уровень температур и скоростей газа, кривизна охлаждаемых поверхностей негативно влияют на надежность охлаждения этих зон, что в конечном итоге может привести к трещинам и прогарам. Одним из методов тепловой защиты металла лопаток от высоких температур является применение теплозащитного покрытия (ТЗП) [2].

Изначально инициатором разработки ТЗП для газотурбинной техники являлась компания Pratt & Whitney, которая тесно сотрудничала в этой области с НАСА. Они начали использовать керамические покрытия уже в 1963 г. для деталей камер сгорания (КС). В течение 10–15 лет сфера применения ТЗП в ГТД ограничивалась КС. Постепенно, разрабатывая новые связующие для металлических поверхностей, Pratt & Whitney удалось значительно повысить качество покрытия. Первое изменение в керамический компонент покрытия было внесено в начале 80-х гг. XX в.

На лопатки турбины ТЗП впервые было нанесено также в начале 1980-х гг. И уже тогда стало ясно, что «узким» местом является не сам материал покрытия, а подслой и способ нанесения покрытия на лопатку. При использовании способа нанесения покрытия в вакуумной камере (вместо воздушной среды) в среде плазмы низкого давления (APS) стало возможно успешно наносить ТЗП на лопатки турбины.

Альтернативой APS-методу стал электронно-лучевой метод нанесения покрытий (EBPVD), благодаря которому возможно получение очень тонкого слоя покрытия. Метод EBPVD позволяет получать покрытия из любых керамических материалов со столбчатой структурой, что до 10 раз увеличивает срок их службы и снижает шероховатость поверхности, позволяя уменьшить потери трения и увеличить КПД турбины. По этим причинам EBPVD-метод более предпочтителен при напылении покрытия на рабочие лопатки турбин.

На территории Советского Союза работы в области ионно-плазменных покрытий проводились в основном в Харьковском физико-техническом институте (ХФТИ) и во Всероссийском институте авиационных материалов (ВИАМ). Интенсивная разработка новых электронно-лучевых покрытий проводилась в ИЭС им. Е.О. Патона [3]. На этих предприятиях были созданы собственные установки по нанесению покрытий, которые активно и успешно используются и сегодня. В ВИАМ впервые в мировой практике был создан новый класс градиентных по строению конденсационно-диффузионных покрытий, а также применен принцип конструирования покрытий, когда тип покрытия на различных участках пера лопаток выбирается по их температурному и напряженному состоянию [4].

Одним из первых российских серийных двигателей гражданского назначения, в котором активно использовалось ТЗП на лопатках турбины, был двигатель ПС-90А разработки ОАО «Авиадвигатель» [5].

В настоящее время невозможно создать конкурентоспособный авиационный двигатель с турбинными лопатками из жаропрочных никелевых сплавов без применения ТЗП. Эффективность охлаждения современных турбинных лопаток находится в пределах от 0,4 до 0,8. Таким образом, при температурах газа, реализующихся на входе в турбину, температура металла лопатки без использования ТЗП может достигать 1300 °С, что приводит к снижению ресурса лопатки и ее быстрой деградации в процессе эксплуатации [6].

По результатам тепловых расчетов на идентифицированных тепловых моделях сопловых лопаток двигателей ПС-90А, ПС-90А2 и их модификаций (рис. 1–3) подтверждено, что ТЗП понижает температуру поверхности металла лопатки на 50–150 °С (рис. 4–5), защищает лопатки от коррозии и значительно увеличивает наработку лопаток [7].

В то же время ТЗП имеет собственный ресурс, который будет ниже, чем ресурс лопатки. Это обусловлено тем, что из-за своей низ-

кой теплопроводности поверхность ТЗП охлаждается только воздушной пленкой без конвективного охлаждения, что приводит к нагреву поверхности ТЗП до 1350–1400 °С при $T_{CA} = 1770...1820$ К и $\Theta_{КС} = 1,36$. Применяемая в ТЗП керамика Zr_2O_3 при температуре 1200 °С спекается и превращается в монокристаллическую структуру, которая отслаивается [8].

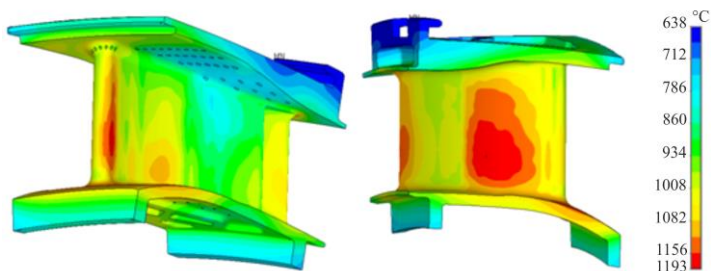


Рис. 1. Температура материала сопловой лопатки первой ступени с учетом ТЗП двигателя ПС-90А на режиме Redline ($T_r = 2026$ К, $T_{CA} = 1631$ К, $T_k = 871$ К, $G_{КВД} = 77,654$ кг/с)

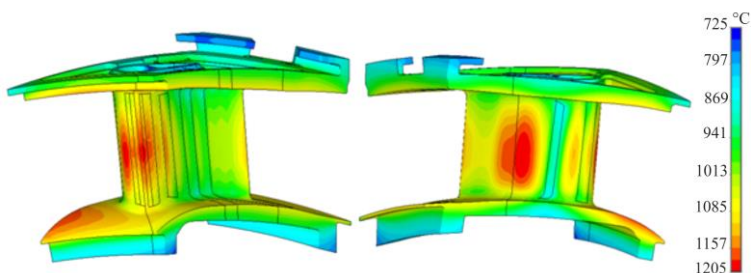


Рис. 2. Температура материала сопловой лопатки первой ступени с учетом ТЗП двигателя ПС-90А2 на режиме Redline ($T_r = 2347$ К, $T_{CA} = 1834$ К, $T_k = 918$ К, $G_{КВД} = 83,93$ кг/с)

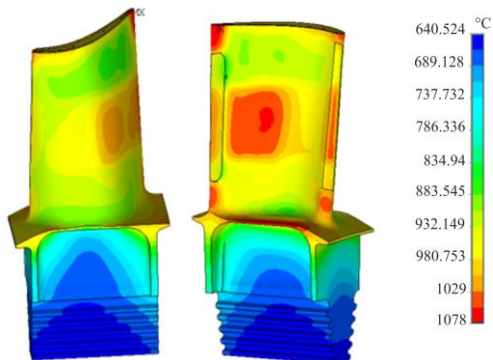


Рис. 3. Температура материала рабочей лопатки первой ступени с учетом ТЗП двигателя ПС-90А на режиме Redline ($T_r = 2026$ К, $T_{CA} = 1631$ К, $T_k = 871$ К, $G_{КВД} = 77,654$ кг/с)

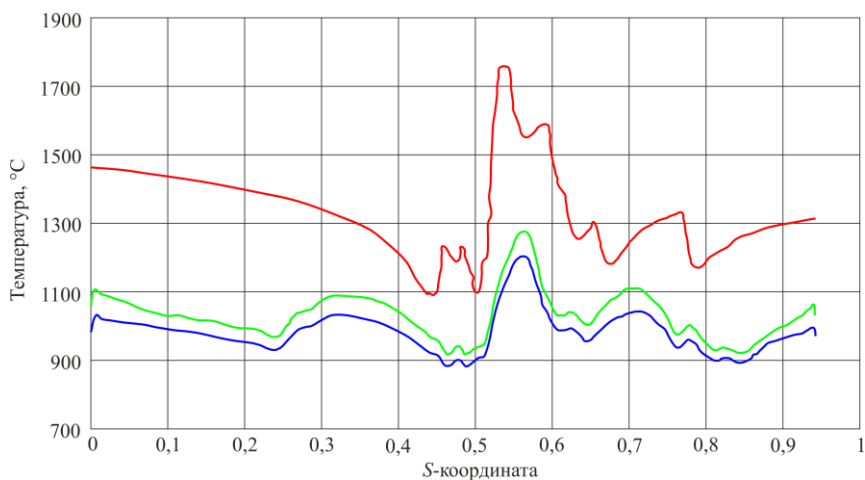


Рис. 4. Результаты сравнения температуры поверхности СЛ1 двигателя ПС-90А в среднем сечении с ТЗП и без него: — температура газа с учетом пленки; — температура поверхности лопатки под ТЗП; — температура поверхности без ТЗП

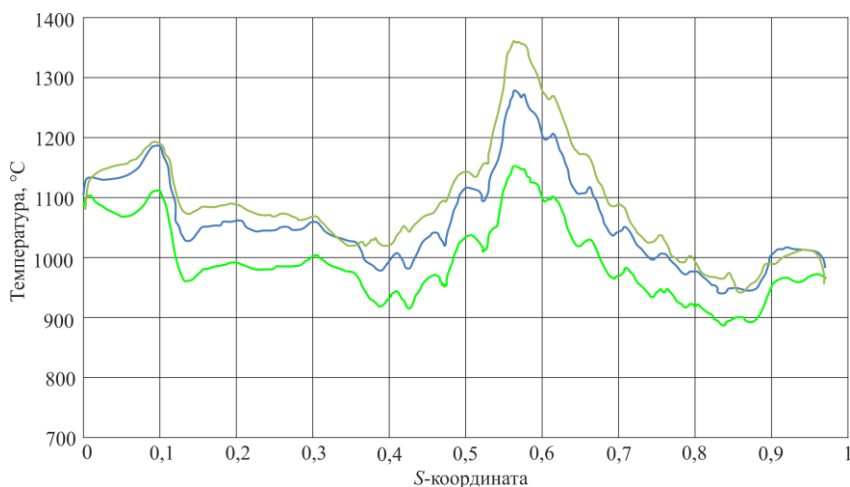


Рис. 5. Результаты сравнения температуры поверхности СЛ1 двигателя ПС-90А2 в среднем сечении с ТЗП и без него: — температура поверхности лопатки; — без ТЗП; — температура поверхности ТЗП

Опыт эксплуатации ТЗП в ОАО «Авиадвигатель» показал, что покрытия, нанесенные методом плазменного напыления (APS), имеют слоистую структуру с достаточно толстыми слоями, в результате чего они часто скалываются с поверхности лопаток (рис. 6). Для создания покрытия нового поколения необходимо использовать электронно-лучевой метод нанесения ТЗП. В 2011 г. ОАО ПМЗ (Пермь, Россия)

была закуплена, установлена и опробована установка электронно-лучевого напыления керамики, а также нанесено комплексное ТЗП на образцы и лопатки с последующим исследованием.

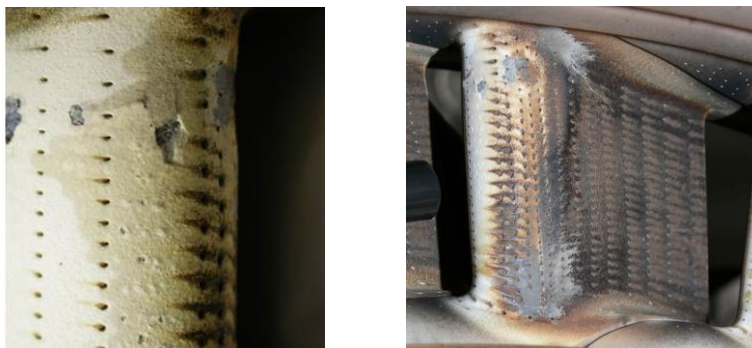


Рис. 6. Сколы и вспучивания ТЗП из-за перегрева подслоя (слева) или самого ТЗП (справа)

На основе требований, предъявляемых к перспективному авиационному двигателю для гражданской авиации, были сформированы основные требования, которым должно удовлетворять современное ТЗП:

- ресурс более 10 000 циклов;
- рабочая температура до 1400 °С;
- теплопроводность менее 1,6 Вт/м·К;
- шероховатость поверхности не более 3 мкм.

Для отработки технологии, кроме установки для нанесения ТЗП, необходимо создать установку для испытаний ТЗП, которая позволяла бы моделировать условия работы, близкие к двигательным (градиент температур на поверхности ТЗП и металла и высокий тепловой поток). Были сформированы требования к установке для ресурсных испытаний ТЗП:

- возможность одновременного испытания партии образцов (10–12 шт.);
- температура поверхности ТЗП более 1300 °С;
- нагрев поверхности ТЗП с внешней стороны реактивной струей или лазерным лучом;
- охлаждение металла образцов с внутренней стороны;
- удельный тепловой поток через поверхность ТЗП не менее 0,6 МВт/м²;
- длительная непрерывная работа установки;
- низкая стоимость проведения испытаний.

Было исследовано и проработано несколько вариантов нагрева поверхности ТЗП [9]:

- реактивной струей малоразмерного газотурбинного или реактивного двигателя;
- одnogорелочным отсеком трубчатой камеры сгорания ГТД;
- газовой горелкой;
- лазерным лучом;
- ионизированной средой (плазмой).

Использование небольшого реактивного двигателя или одnogорелочного отсека было признано нецелесообразным в связи с большим расходом топлива для его работы и непродолжительным временем непрерывной работы. Газовая горелка не обеспечивает необходимую скорость потока. Наиболее соответствующими требованиям были признаны два варианта: нагрев лазерным лучом и нагрев ионизированной средой (плазмотрон). Поскольку плазмотроны более распространены и дешевле по сравнению с лазерными установками, было принято решение проектировать испытательную установку на основе плазмотрона. Охлаждаемый водой плазмотрон может работать непрерывно несколько часов, а расходным материалом являются электроды, которые имеют низкую стоимость [10].

Для оценки достаточности выбранного метода нагрева образца и эффективности выбранной конструктивной схемы установки был проведен численный анализ в программном пакете ANSYS CFX. Параметры струи плазмотрона: $v = 50$ м/с, $T = 5000$ °С; параметры охлаждающего воздуха: $p = 1,2$ бар, $T = 50$ °С. Использовалась тетраэдрическая сеточная модель с призматическими слоями. Область моделирования состояла из четырех доменов: внешняя среда, полость подвода, металл образца (толщина 1,5 мм), ТЗП (толщина 0,2 мм). Образец охлаждался изнутри набегающим через перфорированную пластину воздухом. Поля скорости и температуры в среднем сечении расчетной области приведены на рис. 7. Максимальная температура поверхности ТЗП составила 1322 °С, металла – 1143 °С. Удельный тепловой поток через образец составил 0,67 МВт/м², что является величиной, достаточной для моделирования условий газового тракта авиационного двигателя.

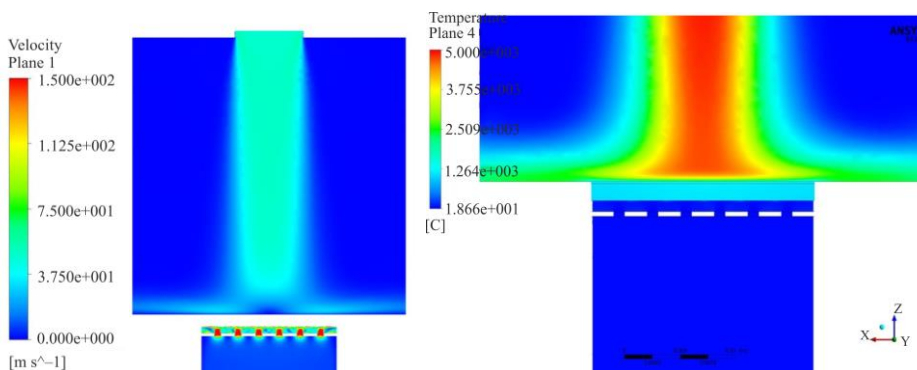


Рис. 7. Поля скорости и температуры в среднем сечении расчетной области

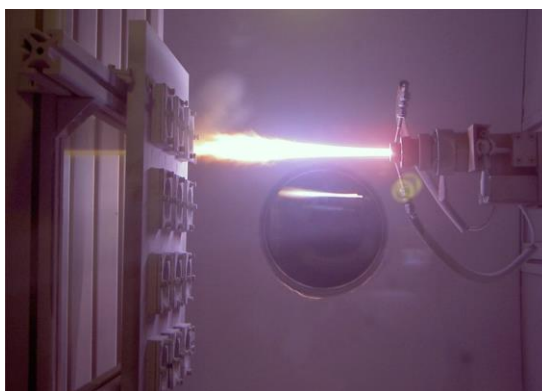


Рис. 8. Плазматрон в работе

Первоначальные испытания будут проводиться на единичном плазматроне, аналогичном изображенному на рис. 8. Температура поверхности ТЗП будет определяться с помощью оптического пирометра, а температура металла – с помощью хромель-алюмелевых термопар. Планируется изготовление нескольких экземпляров установки, каждый из которых включает до 10 плазматронов, для поточных испытаний большого количества образцов.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 366 с.
2. Сендюрев С.И., Тихонов А.С. Влияние теплозащитного покрытия на тепловое состояние и эффективность пленочного охлаждения

сопловых лопаток газовых турбин // Авиадвигатели XXI века: сб. тр. III Междунар. науч.-техн. конф. / Центр. ин-т авиац. машиностроения. – М., 2010.

3. Каблов Е.Н, Мубоджян С.А. Жаростойкие и теплозащитные покрытия для лопаток турбины высокого давления перспективных ГТД [Электронный ресурс] // ВИАМ/2012-206070. – URL: <http://viam.ru/public/files/2012/2012-206070.pdf> (дата обращения: 10.05.2014).

4. Ионно-плазменные защитные покрытия для лопаток газотурбинных двигателей / Е.Н. Каблов, С.А. Мубоджян, С.А. Будиновский, А.Н. Луценко // Металлы. – 2007. – № 5. – С. 23–24.

5. Артемьев А.А. Крылья сверхдержавы. – М.: ЭКСМО, 2009. – 423 с.

6. Иванов М.Я., Почуев В.П. Проблемы создания высокотемпературных турбин современных авиационных двигателей // Конверсия машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 45–48.

7. Сендюрев С.И. Проблемы охлаждения сопловых лопаток турбин и способы их решения // Газотурбинные технологии. – 2010. – № 2. – С. 2–5.

8. Абосделл А.М. Деградация термобарьерных покрытий при высоких температурах // Авиакосмические технологии и оборудование: 3-я Междунар. специализир. выставка и Междунар. науч.-практ. конф. – Казань, 2006. – С. 147–148.

9. Dongming Zhu. Low Conductivity Thermal Barrier Coatings // NASA/TM-2005-213857, available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050216393.pdf> (дата обращения: 10.05.2014).

10. Коротеев А.С., Миронов В.М., Свирчук Ю.С. Плазмотроны. Конструкции, характеристики, расчет. – М.: Машиностроение, 1993. – 295 с.

References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Design principles of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008. Vol. 2. 366 p.

2. Sendyurev S.I., Tikhonov A.S. Vliyanie teplozashchitnogo pokrytiya na teplovoe sostoyanie i effektivnost plenochnogo okhlazhdeniya soplovykh lopatok gazovykh turbin [Influence of heat-resistant coating on

thermal state and film cooling efficiency of gas turbine nozzle vanes]. *Sbornik trudov III mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Aviadvigateli XXI veka"*. Moscow: Tsentralnyy institut aviatsionnogo motorostroeniya, 2010.

3. Kablov E.N., Mubodzhayan S.A. Zharostoykie i teplozashchitnye pokrytiya dlya lopatok turbiny vysokogo davleniya perspektivnykh GTD [Heat-resistant coatings for high-pressure turbine blades of prospective gas-turbine engines]. *VIAM/2012-206070*. Vserossiyskiy nauchno-issledovatel'skiy institut aviatsionnykh materialov, available at: <http://viam.ru/public/files/2012/2012-206070.pdf> (accessed 10 May 2014).

4. Kablov E.N., Mubodzhayan S.A., Budinovskiy S.A., Lutsenko A.N. Ionno-plazmennye zashchitnye pokrytiya dlya lopatok gazoturbinnnykh dvigateley [Ion-plasma protective coating for gas-turbine engine blades]. *Metally*, 2007, no. 5, pp. 23-24.

5. Artemev A.A. Krylya sverkhderzhavy [Superpower wings]. Moscow: EKSMO, 2009. 423 p.

6. Ivanov M.Ya., Pochuev V.P. Problemy sozdaniya vysokotemperaturnykh turbin sovremennykh aviatsionnykh dvigateley [The problems of high-temperature turbine creation of modern aviation engines]. *Konversiya mashinostroeniya*, 2000, no. 5, pp. 45-48.

7. Sendurev S.I. Problemy okhlazhdeniya soplovykh lopatok turbin i sposoby ikh resheniya [The problems of turbine nozzle vane cooling and the ways of their solution]. *Gazoturbinnnye tekhnologii*, 2010, no. 2, pp. 2-5.

8. Abosdell A.M. Degradatsiya termobarernykh pokrytiy pri vysokikh temperaturakh [Degradation of thermal barrier coatings at high temperatures]. *3-ya Mezhdunarodnaya spetsializirovannaya vystavka i Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya "Aviakosmicheskie tekhnologii i oborudovanie"*. Kazan, 2006, pp. 147-148.

9. Dongming Zhu. Low Conductivity Thermal Barrier Coatings. *NASA/TM-2005-213857*, available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050216393.pdf> (accessed 10 May 2014).

10. Koroteev A.S., Mironov V.M., Svirchuk Yu.S. Plazmotrony. Konstruktsii, kharakteristiki, raschet [Plasmatrons. Design, characteristics, calculation]. Moscow: Mashinostroenie, 1993. 295 p.

Об авторах

Тихонов Алексей Сергеевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, инженер-конструктор-расчетчик 2-й категории отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: tikhonov4@yandex.ru).

Сендюрев Станислав Игоревич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, инженер-конструктор-расчетчик 2-й категории отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: sendyurev@avid.ru).

Хайрулин Вадим Тахирович (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик 2-й категории отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: khairulin@avid.ru).

About the authors

Aleksey S. Tikhonov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Turbine Department Design Engineer, OSJC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: tikhonov4@yandex.ru).

Stanislav I. Sendyurev (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Turbine Department Design Engineer, OSJC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: sendyurev@avid.ru).

Vadim T. Khairulin (Perm, Russian Federation) – Turbine Department Design Engineer, OSJC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: khairulin@avid.ru).

Получено 15.07.2014