DOI: 10.15593/2224-9982/2015.42.03
УДК 629.735.03-226.2

**С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов,
В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов**

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

СОВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ВЫСОКОНАГРУЖЕННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Представлено проведение комплекса расчетно-проектировочных работ по созданию высокоэффективных систем охлаждения для сопловых лопаток первых ступеней высоконагруженных газовых турбин для современных и перспективных авиационных двигателей. Весь комплекс расчетных работ был идентифицирован на основании огромной базы экспериментальных данных, имеющейся в ОАО «Авиадвигатель». По результатам расчетов были получены тепловые модели и отработаны методики, позволяющие с высокой точностью моделировать тепловое состояние сопловых лопаток и проводить проектирование и тонкую настройку эффективности систем охлаждения. На основании полученных проектировочных методик были созданы новые модифицированные системы охлаждения сопловых лопаток первой ступени с повышенной эффективностью и экономичностью для турбин высокого давления двигателей ПС-90А, ПС-90А2 и перспективного двигателя.

Ключевые слова: турбина высокого давления, сопловой аппарат, численный тепловой анализ, высокоэффективные системы охлаждения.

**S.I. Sendyurev, A.S. Tikhonov,
V.T. Khairulin, N.Yu. Samokhvalov**

OJSC “Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation

MODERN COOLING VANE’S SYSTEMS OF HIGH-LOADED GAS TURBINES

This paper contains results of design and experimental works on creation of high-performance 1st stage vane’s cooling systems for modern and perspective aero engines. All estimations were verified by huge experimental base of OJSC “Aviadvigatel”. Thermal models and new estimation methods, that allow modeling thermal conditions of vanes and design with fine tuning of cooling systems, were based on experimental results obtained earlier. New high-performance and highly-economical vanes for high pressure turbines of engines PS-90A, PS-90A2 and PAE were created.

Keywords: high pressure turbine, nozzle block, numerical thermal analysis, high-performance cooling system.

Сопловые лопатки (СЛ) являются наиболее теплонагруженными деталями турбин газотурбинных двигателей (ГТД). С учетом окружной неравномерности локальная температура газа на выходе из камеры сгорания $T_г^*$ может достигать значений порядка 2500 К [1]. При таких условиях для перспективных ГТД наибольшие проблемы связаны с надежным охлаждением сопловых лопаток в области входной кромки – из-за высокой кривизны профиля, низкой скорости газового потока в этом месте и малого перепада давлений между охлаждающим воздухом и газом; спинки лопатки – из-за высоких скоростей газа, неоптимального параметра выдува в последнем ряду перфорации по спинке и необходимости расположения его до горла соплового аппарата. Все эти факторы приводят к тому, что для входной кромки наиболее важными способами охлаждения становятся струйный обдув и конвективный теплообмен в отверстиях перфорации, а для спинки – пленочное охлаждение и струйный обдув спинки изнутри в местах ниже последнего ряда перфорации по потоку [2].

В процессе работы и длительных горячих испытаний на перьях сопловых лопаток первой ступени ТВД двигателей ПС-90А, ПС-90А2 и их модификаций были обнаружены повреждения: прогары, трещины и необратимые деформации на спинках и входных кромках лопаток [3, 4] (рис. 1).

Рис. 1. Прогары сопловых лопаток после испытаний

Был проведен комплекс теплогазодинамических расчетов сопловых лопаток и их идентификация по результатам эксплуатации и испытаний [5]. На этапе первоначального проектирования были проведены газодинамические расчеты обтекания профилей лопаток в программах «3D-Эйлер». Это комплекс программ, предназначенный для численно-

го решения задачи о пространственных течениях газа в проточных частях многоступенчатых турбин. Численное решение задачи проводится с использованием монотонной высокочастотной неявной разностной схемы с высоким разрешением газодинамических разрывов[1].

Для определения граничных условий со стороны охлаждающего воздуха использовались результаты одномерных гидравлических расчетов в программе GIDR[2], представляющие собой интегральное распределение основных параметров воздуха (температуры, расхода и давления) по системе охлаждения лопатки. Далее на основании газодинамических и гидравлических расчетов проведены трехмерные тепловые расчеты в программе ANSYS с использованием граничных условий третьего рода (температура и коэффициент теплоотдачи).

Для задания граничных условий по газу использовались результаты расчета обтекания профиля лопатки в программах «3D-Эйлер» и «2D-Навье–Стокс» и критериальные уравнения [6]. Для определения эффективности пленочного охлаждения использовались зависимости Балдауфа–Шульца [7]. Для задания граничных условий со стороны охлаждающего воздуха использовались описанные во множестве работ формулы для гладкого канала

$$\mathrm{Nu} = 0,023 \cdot \mathrm{Pr}^{0,4}\,\mathrm{Re}^{0,8}$$

и штырьковой матрицы

$$\mathrm{Nu} = 0,152\,\mathrm{Re}^{0,64}\,.$$

Для зон струйного обдува использовались критерии Флоршитца и Чаппа [8], которые были опробованы и проверены расчетами и экспериментами в ОАО «Авиадвигатель».

Параллельно с критериальными расчетами были проведены связанные теплогазодинамические вязкие расчеты сопловых лопаток в составе турбины совместно с камерой сгорания в программе ANSYS CFX [9]. В расчете были полностью смоделированы системы охлажде-

[1] Крупа В.Г. Комплекс программ расчета течения газа в проточной части многоступенчатой осевой газовой турбины / ЦИАМ им. П.И. Баранова. – М., 2001.

[2] Горбатенко В.Я., Капинос В.М., Слитенко А.Ф. Отчет о научно-исследовательской работе. Тепловые процессы в высокотемпературных аппаратах и конструкциях. Метод и программа расчета систем охлаждения газовых турбин / ХПИ им В.И. Ленина. – 1983.

ния сопловых и рабочих лопаток ТВД со всеми отверстиями перфорации и дефлекторами, система подвода охлаждающего воздуха к лопаткам и камера сгорания (рис. 2). Общая размерность сетки составляет около 500 млн элементов, для дискретизации пристеночной области толщиной 0,1 мм использовалось 10 слоев призматических элементов. Модель турбулентности – модифицированная SST.

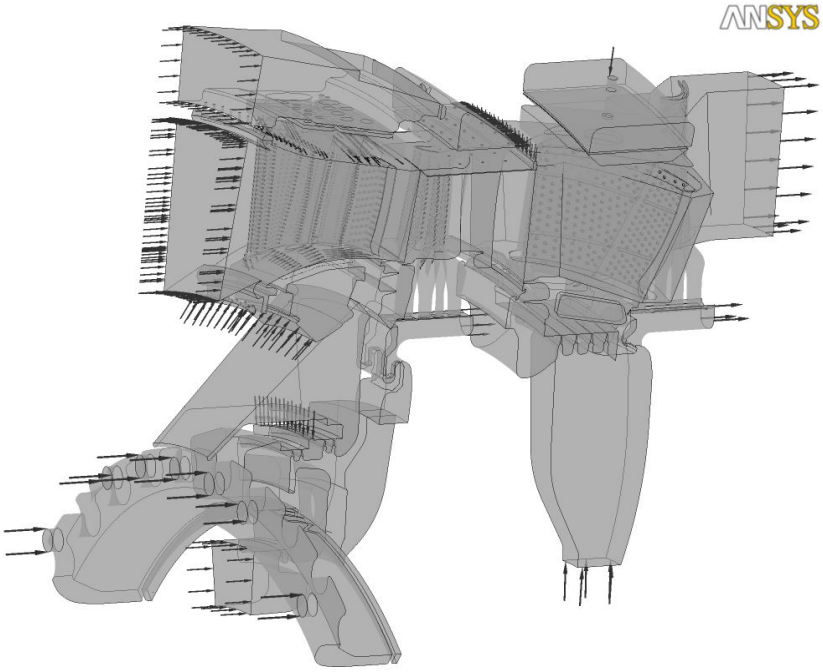

Рис. 2. Расчетная схема ТВД

Результаты расчетов и тепловые модели идентифицированы по результатам металлографии лопаток ТВД в эксплуатации и испытаниях газогенератора и полноразмерного двигателя ПС-90А2, где температура сопловых лопаток определялась термопарами, измерителями максимальной температуры кристаллическими (ИМТК) и термокрасками[3].

Расчетное распределение температур, полученное как по критериальным, так и по связанных расчетам, с высокой точностью описывает распределение температур металла лопатки в эксплуатации [10] (рис. 3, 4).

[3] Цаплина М.А. Двигатель ПС-90А2. Результаты термометрирования соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления термоиндикаторными красками на газогенераторе № 94-013(852) / ОАО «Авиадвигатель». – Пермь, 2009.

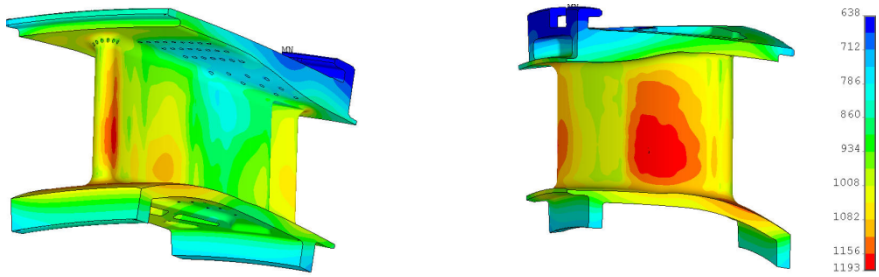

Рис. 3. Температура материала сопловой лопатки первой ступени двигателя ПС-90А для режима Redline ($T_г$ = 2026 К, $T_{с.а}$ = 1631 К, $T_к$ = 871 К, $G_{КВД}$ = 77,654 кг/с)

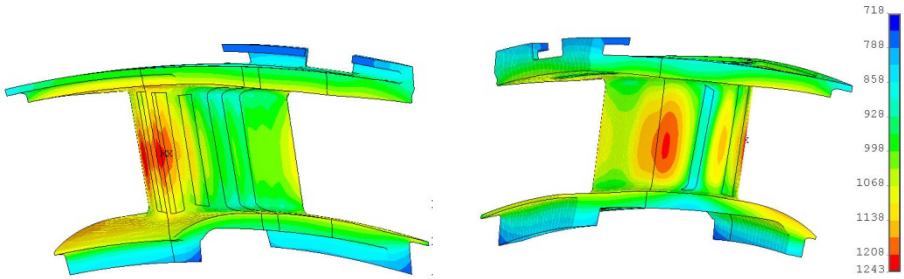

Рис. 4. Температура материала сопловой лопатки первой ступени двигателя ПС-90А2 для режима Redline ($T_г$ = 2317 К, $T_{с.а}$ = 1814 К, $T_к$ = 916 К, $G_{КВД}$ = 83,93 кг/с)

В результате проведенного комплекса расчетно-экспериментальных работ удалось отработать эффективную методику проектирования сопловых лопаток, позволяющую проводить как быстрые прикидочные проектировочные расчеты с необходимой точностью, так и расчеты, обеспечивающие возможность тонкой настройки проектируемой конструкции.

Для решения проблем охлаждения, исключения вышеописанных повреждений в эксплуатации и увеличения ресурса лопаток на основании идентифицированных тепловых моделей имеющихся лопаток была разработана и применена трехполостная схема конвективно-пленочного охлаждения для лопаток двигателей ПС-90А и ПС-90А2 (рис. 5, 6).

Данная схема позволяет более эффективно распределять воздух внутри лопатки и предотвратить необратимую деформацию спинки за счет дополнительного ребра жесткости. Подвод охлаждающего воздуха в лопатку осуществляется сверху (через наружное кольцо) на двигателе ПС-90А. На двигателе ПС-90А2 подвод в переднюю полость осуществляется сверху, а в среднюю и заднюю полости – снизу (через

внутреннее кольцо). Передняя полость сделана сужающейся от наружного кольца к внутреннему, чтобы обеспечить равномерное распределение давления воздуха по высоте лопатки. Кроме того, для обеспечения гарантированного перепада на входной кромке, возможности регулирования параметров выдува как на корыте, так и на спинке лопатки передняя полость лопатки дополнительно разделяется вертикальными ребрами еще на две подполости [11] (рис. 7).

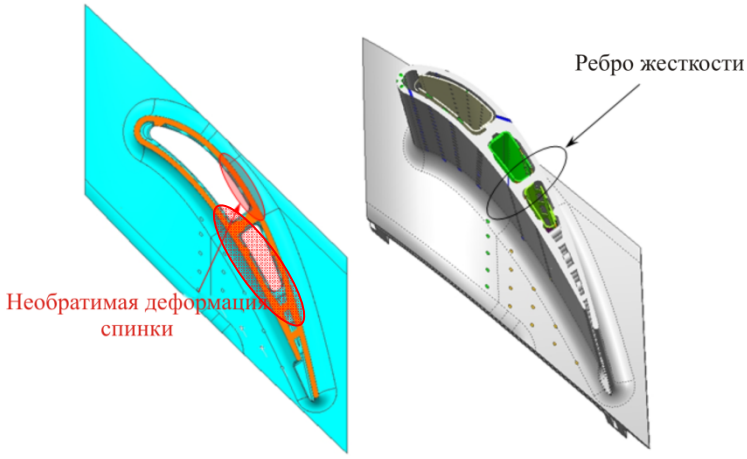

Рис. 5. Сравнение лопаток исходной (слева) и модифицированной (справа) конструкций двигателя ПС-90А

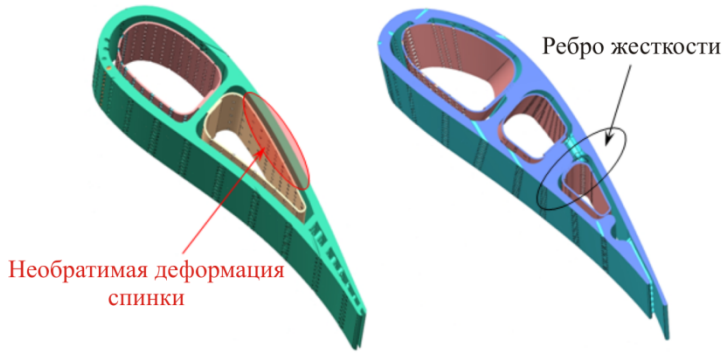

Рис. 6. Сравнение лопаток исходной (слева) и модифицированной (справа) конструкций двигателя ПС-90А2

Взаимная увязка эффективности пленочного и конвективного охлаждения и перераспределение расхода воздуха по подполостям возможны только за счет изменения отверстий в дефлекторе без переделки лопатки в целом, что обеспечивает гибкость взаимной увязки кон-

вективного и пленочного охлаждения при минимальных финансовых затратах [12].

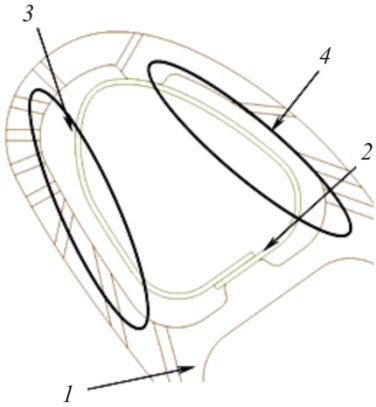

Рис. 7. Передняя полость модифицированной сопловой лопатки:
1 – тело лопатки; *2* – дефлектор; *3* – полость высокого давления;
4 – полость низкого давления

Применение трехполостной схемы позволило уменьшить расход охлаждающего воздуха в лопатку на 0,5 % от $G_{КВД}$ для двигателя ПС-90А и на 1 % от $G_{КВД}$ для двигателя ПС-90А2 и снизить температуру перьев лопаток в среднем на 60–75 °С, а в месте повреждения на спинке – на 80–90 °С, что подтверждается расчетами и испытаниями. В результате эффективность охлаждения профильных частей модифицированных лопаток $\theta = 0{,}7\ldots0{,}8$, что превышает уровень большинства серийных зарубежных разработок (рис. 8, 9).

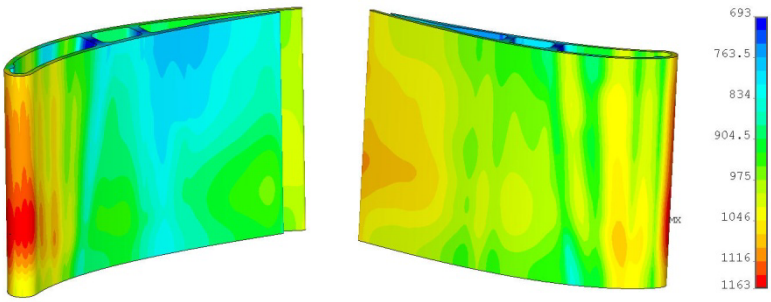

Рис. 8. Температура материала модифицированной сопловой лопатки первой ступени двигателя ПС-90А для режима Redline ($T_г$ = 2026 К, $T_{с.а}$ = 1631 К, $T_к$ = 871 К, $G_{КВД}$ = 77,654 кг/с)

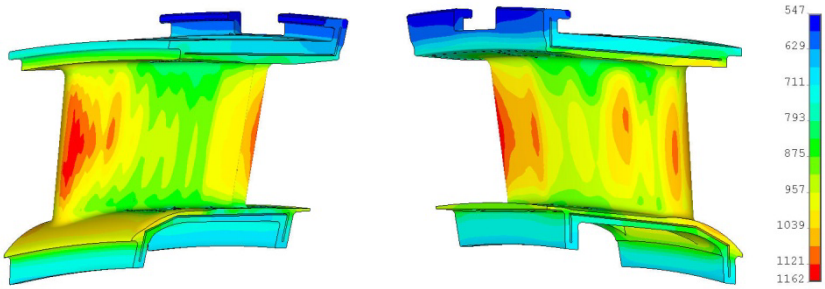

Рис. 9. Температура материала модифицированной сопловой лопатки первой ступени двигателя ПС-90А2 для режима Redline ($T_г$ = 2317 К, $T_{с.а}$ = 1814 К, $T_к$ = 916 К, $G_{КВД}$ = 83,93 кг/с)

На основе сопловых лопаток двигателей ПС-90А и ПС-90А2 была разработана перспективная сопловая лопатка (рис. 10). Основными отличиями от предыдущих лопаток являются:

– дополнительное разделение передней полости уже на три подполости (высокого, среднего и низкого давления), что обусловлено большей нагрузкой на ступень, большим углом поворота потока и более резким изменением скорости потока по профилю лопатки;

– использование овализированных отверстий, сдвинутых от спинки лопатки, для уменьшения концентрации напряжений (рис. 11).

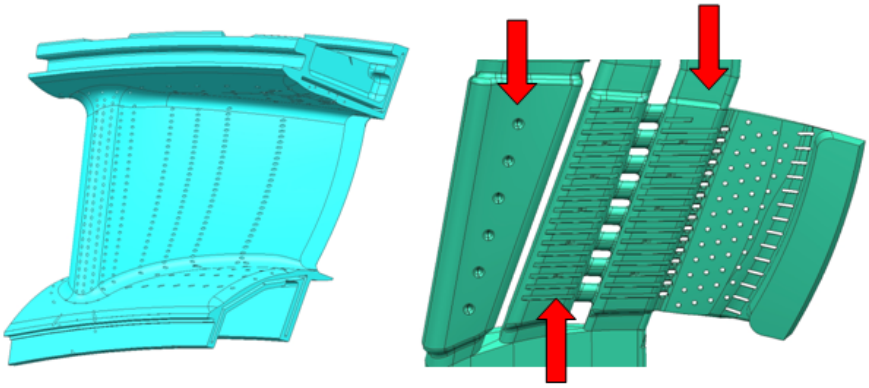

Рис. 10. Общий вид перспективной сопловой лопатки (слева) и стержня (справа). Стрелками обозначен подвод охлаждающего воздуха

Таким образом, в процессе работы над трехполостной схемой охлаждения были решены следующие задачи:

– обеспечение необходимого расхода и перепада давления в последнем ряду на спинке лопатки;

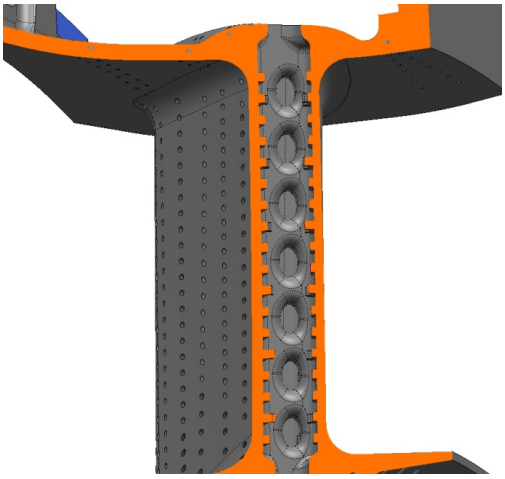

Рис. 11. Отверстия перепуска между средней
и задней полостями

– определение места максимума эффективности пленки, определение соотношения расходов воздуха, идущего на пленку и на конвективное охлаждение спинки;

– обеспечение гарантированного перепада на входной кромке на всех режимах работы двигателя;

– определение соотношения перепадов давлений, реализуемых на дефлекторе и на стенке лопатки, для получения максимально эффективной схемы охлаждения входной кромки;

– обеспечение допустимой температуры на корыте лопатки при минимизации расхода воздуха на охлаждение корыта (оптимизация конвективно-пленочного охлаждения корыта за счет выбора оптимальных шагов отверстий в рядах перфорации);

– обеспечение жесткости спинки лопатки за счет добавления дополнительной перемычки.

В настоящее время лопатки с трехполостной схемой охлаждения проходят обкатку на наземных газотурбинных установках и на полноразмерных авиационных двигателях в стендовых условиях.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 366 с.

2. Иванов М.Я., Почуев В.П. Проблемы создания высокотемпературных турбин современных авиационных двигателей // Конверсия машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 34–46.

3. Сендюрев С.И. Результаты исследования закономерностей охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных турбин // Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД–2010): сб. тез., г. Москва, 15–16 апреля 2010 г. – М., 2010. – С. 49–52.

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

5. Хайрулин В.Т., Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Метод комплексного проектирования современных газовых турбин // Климовские чтения – 2014: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сб. докл. междунар. науч.-техн. конф. – СПб.: Скифия-принт, 2014. – Т. 1. – С. 31–47.

6. Шлихтинг Г.М. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. – 711 с.

7. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine like conditions / S. Baldauf, M. Scheurlen, A. Schulz, S. Wittig // ASME Turbo Expo. – 2002. – GT–2002–30180.

8. Han J.-Ch., Dutta S., Ekkad S.V. Gas turbine heat transfer and cooling technology. – New York, 2000. – 264 p.

9. Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления / Т.В. Абрамчук, С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов, В.В. Цатиашвили // Новые решения в газотурбостроении: сб. тр. всерос. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов, г. Москва, 5–8 октября 2010 г. – М., 2010.

10. Тихонов А.С., Сендюрев С.И. Испытательная установка для исследования течения воздуха во внутренних полостях охлаждаемых лопаток газовых турбин // Тез. докл. LVII науч.-техн. конф. / Комиссия по газ. турбинам РАН, Ассоциация газотурбинных технологий. – Уфа, 2010. – С. 165–170.

11. Сендюрев С.И., Тихонов А.С. Проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин пятого поколения // Тез. докл. LVII науч.-техн. конф. / Комиссия по газ. турбинам РАН, Ассоциация газотурбинных технологий. – Уфа, 2010. – С. 159–164.

12. Иноземцев А.А., Сендюрев С.И. Исследование и проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин // Тяжелое машиностроение. – 2010. – № 9. – С. 4–12.

References

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

2. Ivanov M.Ya., Pochuev V.P. Problemy sozdaniya vysokotemperaturnykh turbin sovremennykh aviatsionnykh dvigateley [The problems of creation of high-temperature turbines of modern aviation engines]. *Konversiya mashinostroeniya*, 2000, no. 5, pp. 34-36.

3. Sendyurev S.I. Rezultaty issledovaniya zakonomernostey okhlazhdeniya soplovykh lopatok vysokonagruzhennykh turbin [Research results of the cooling nozzle blades of high-loaded turbines]. *Sbornik tezisov "Nauchno-tekhnicheskiy kongress po dvigatelestroeniyu"*. Moscow, 2010, pp. 49-52.

4. Sendyurev S.I. Problemy okhlazhdeniya soplovykh lopatok turbin i sposoby ikh resheniya [The problems of the cooling nozzle blades of turbines and the ways of solution]. *Gazoturbinnye tekhnologii*, 2010, no. 2, pp. 2-5.

5. Khayrulin V.T., Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Metod kompleksnogo proektirovaniya sovremennykh gazovykh turbin [The method of complex designing modern gas-turbines]. *Klimovskie chteniya – 2014: perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya*, 2014, vol. 1, pp. 31-47.

6. Shlikhting G.M. Teoriya pogranichnogo sloya [The boundary-layer theory]. Moscow: Nauka, 1974. 711 p.

7. Baldauf S., Scheurlen M., Schulz A., Wittig S. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine like conditions. *ASME Turbo Expo 2002*, GT–2002–30180.

8. Han J.-Ch., Dutta S., Ekkad S.V. Gas turbine heat transfer and cooling technology. 2000. 264 p.

9. Abramchuk T.V., Sendyurev S.I., Tikhonov A.S., Tsatiashvili V.V. Chislennoe issledovanie vliyaniya struktury techeniya v kamere sgoraniya na teplovoe sostoyanie soplovogo apparata turbiny vysokogo davleniya [Numerical research of influence of flow structure in combustion chamber on thermal state of nozzle block of high-pressure turbine]. *Sbornik trudov*

vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenyy i spetsialistov "Novye resheniya v gazoturbostroenii", Moscow, 2010.

10. Tikhonov A.S., Sendyurev S.I. Ispytatelnaya ustanovka dlya issledovaniya techeniya vozdukha vo vnutrennikh polostyakh okhlazhdaemykh lopatok gazovykh turbin [The facility for study of air flow in inner cavities of gas turbine cooling blades]. *Tezisy dokladov LVII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii.* Ufa, 2010, pp. 165-170.

11. Sendyurev S.I., Tikhonov A.S. Proektirovanie sistem okhlazhdeniya soplovykh lopatok vysokonagruzhennykh gazovykh turbin pyatogo pokoleniya [Designing of the cooling system for nozzle blades of high-loaded gas turbines of the fifth generation]. *Tezisy dokladov LVII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii.* Ufa, 2010, pp. 159-164.

12. Inozemtsev A.A., Sendyurev S.I. Issledovanie i proektirovanie sistem okhlazhdeniya soplovykh lopatok vysokonagruzhennykh gazovykh turbin [Research and designing cooling systems for nozzle blades of the high-loaded gas turbines]. *Tyazheloe mashinostroenie*, 2010, no. 9, pp. 4-12.

Об авторах

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

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

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

Самохвалов Николай Юрьевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: samohvalov@avid.ru).

About the authors

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

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

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

Nikolay Yu. Samokhvalov (Perm, Russian Federation) – Turbine Department Design Engineer, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: samohvalov@avid.ru).

Получено 15.05.2015