DOI: 10.15593/2224-9982/2015.41.02

УДК 629.735.03-226.2

А.Н. Саженов, Н.Ю. Самохвалов, М.Н. Соловьев

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Представлены результаты работ по созданию и вводу в эксплуатацию экспериментального стенда для исследования аэродинамических характеристик лопаток турбин в ОАО «Авиадвигатель». Установка представляет собой аэродинамическую трубу с комплексом конструктивных мероприятий по обеспечению требуемых граничных условий на объекте испытаний. Она позволяет проводить исследования как дозвуковых, так и сверхзвуковых профилей сопловых и рабочих лопаток газовых турбин. Применение аддитивных технологий при изготовлении объектов испытаний позволяет в сжатые сроки создавать и испытывать большое количество вариантов, а также упрощает процесс препарирования лопаток за счет возможности создания каналов под трубки давления любой сложности на этапе изготовления модели.

На стенде используется широкий спектр измерительного оборудования, что обеспечивает максимальную информативность исследований применительно к поставленным задачам. К основным средствам измерений относятся: датчики давлений (более 300 шт.), лазерный доплеровский анемометр (ЛДА), поворотного-погружной механизм. Ведется разработка измерительной системы на базе промышленного робота-манипулятора и пятиточечного приемника давления.

В ходе первого этапа испытаний обеспечен выход на расчетный режим работы для сектора сопловых лопаток перспективной газовой турбины. Выполнен анализ распределений статического давления по каналу и лопаткам, который показал удовлетворительное совпадение результатов эксперимента с расчетными данными.

В ходе второго этапа испытаний на стенд смонтирован ЛДА с системами питания, охлаждения и подвода трассирующих частиц (дым). Выполняются измерения скорости и завихренности потока за сопловыми лопатками. Результаты испытаний будут взяты за основу при последующей оптимизации лопаток.

Ключевые слова: экспериментальный стенд, испытание, аэродинамика, лопатка газовой турбины, вторичные течения, лазерный доплеровский анемометр.

A.N. Sazhenkov, N.Yu. Samokhvalov, M.N. Solovyev

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

TEST FACILITY FOR GAS TURBINE AIRFOILS AERODYNAMIC STUDY

The paper covers the results of developing and commissioning of a test facility, which will be used to study turbine airfoils aerodynamic performance at OJSC "Aviadvigatel". The test facility is configured as a wind tunnel with functions and arrangements that guarantee and support required boundary conditions over a test item. The test facility ensures the studies of both subsonic and supersonic airfoils of a gas turbine. Additive manufacturing of items-to-be-tested makes possible to develop and test

a large number of various design solutions in a very short time and simplifies the blades and vanes instrumentation because channeling for pressure tubes of any complexity now can be made directly in the process of manufacturing.

The test facility uses a wide range of measuring equipment thus supporting maximum informational contents of tests and studies as applied to problems to solve. Main measuring tools include pressure sensors (more than 300), a laser Doppler anemometer and a radial traverse. A measuring system based on an industrial robotic arm and five-point pressure probe is currently in the process of development.

During the first tests, the rated duty point for the nozzle vane sector of an advanced gas turbine was achieved. Static pressure distributions along the channel and vanes were analyzed and showed a good agreement of experiments and design data.

During the second tests, the laser Doppler anemometer was installed to the test facility along with power, cooling and streak (smoke) systems. Speeds and swirling of flows downstream the turbine nozzle vanes are currently being measured. The test results will be used as a guide for future vanes optimization.

Keywords: test facility, test, aerodynamics, gas turbine airfoil, secondary flows, laser Doppler anemometer.

Введение

Создание конкурентоспособных авиационных двигателей требует применения самых современных методов проектирования и проведения научного эксперимента. На сегодняшний день при проектировании широкое распространение получили различные численные методики, основанные на анализе течения газа с использованием газодинамических пакетов (ANSYS CFX, Numeca FineTurbo и др.). Однако традиционные численные методы, применяемые при проектировании, ввиду ряда упрощений и допущений не отражают реальную газодинамику потока и, соответственно, вносят погрешность в оценку внедряемых конструкторских решений. Исходя из этого важным этапом создания газотурбинного двигателя (ГТД) является подтверждение эффективности таких решений и их доводка на различных испытательных установках, в том числе поузлового типа.

Для экспериментального исследования аэродинамических характеристик лопаток газовых турбин в ОАО «Авиадвигатель» спроектирован и внедрен в эксплуатацию экспериментальный стенд.

Основная задача экспериментального стенда – исследовать различные способы оптимизации пространственной формы лопаток и межлопаточных каналов для уменьшения потерь кинетической энергии и полного давления в решетках турбин.

Описание стенда

Для реализации поставленной задачи выбрана схема стенда, представленная на рис. 1. Основными элементами стенда являются:

1. Источник сжатого воздуха – компрессор с максимальными параметрами на выходе $p^* = 0,4$ МПа, $G = 17$ кг/с, $T^* < 200$ °С. Компрес-

сор приводится во вращение двумя двигателями Д-25В (суммарная мощность 11 000 л.с.) через сдвоенный редуктор.

2. Регулирующая заслонка.

3. Перепускная заслонка.

4. Кориолисовый расходомер для контроля расхода воздуха через установку.

5. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин с объектом испытаний – решеткой лопаток турбины.

6. Дроссельная заслонка для настройки перепада давлений на объекте испытаний.

7. Информационно-измерительная система.

Рис. 1. Схема экспериментального стенда: 1 – компрессор; 2 – регулирующая заслонка; 3 – перепускная заслонка; 4 – расходомер для контроля расхода воздуха; 5 – установка; 6 – дроссельная заслонка; 7 – информационно-измерительная система (ИИС)

На рис. 2 представлен внешний вид установки для аэродинамического исследования лопаток турбин.

Установка, представляющая собой аэродинамическую трубу с комплексом конструктивных мероприятий по обеспечению требуемых граничных условий на объекте испытаний, позволяет проводить исследования как дозвуковых, так и сверхзвуковых профилей сопловых и рабочих лопаток газовых турбин в широком диапазоне скоростей (число Маха $M < 1,5$).

Рис. 2. Внешний вид установки для аэродинамического исследования лопаток турбин: 1 – диффузор; 2 – камера стабилизации; 3 – спрямляющая и турбулизирующая решетки; 4 – конфузор; 5 – решетка направляющих лопаток; 6 – решетка сопловых лопаток; 7 – выходной канал; 8 – корпус; 9 – поворотно-погружной механизм; 10 – окно из кварцевого стекла

Рабочий процесс внутри установки можно условно разделить на несколько этапов:

1. Подготовка воздуха с целью обеспечения равномерного поля давления на входе в объект испытаний. Осуществляется во входном патрубке установки и, в свою очередь, делится на четыре подуровня:

- торможение газового потока в канале диффузора;
- выравнивание окружной и радиальной неравномерности в спрямляющей решетке;
- выравнивание осевой неравномерности в трех турбулизирующих решетках;
- ускорение газового потока в канале конфузора.

2. Подготовка воздуха с целью обеспечения требуемого угла натекания на объект испытаний. Осуществляется в решетке направляющих лопаток.

3. Подготовка воздуха с целью обеспечения необходимой толщины пограничного слоя в межлопаточных каналах объекта испытаний. Осуществляется на входе в испытываемую решетку за счет сливов пограничного слоя по торцевым поверхностям и боковым каналам решетки. Таким образом обеспечивается соответствие толщины пограничного слоя на входе в решетку двигательным условиям.

4. Течение подготовленного воздуха в испытуемой решетке, состоящей из семи сопловых лопаток.

5. Сброс воздуха в атмосферу.

Настройка необходимого перепада на объекте испытаний осуществляется с помощью регулирующей, перепускной и дроссельной заслонок по приведенной адиабатической скорости, вычисляемой по измеряемым параметрам:

$$\lambda_{ад} = \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{p_{вых}}{p_{вх}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{k-1}{k+1}}}, \quad (1)$$

где $p_{вх}^*$ – полное давление на входе в решетку, измеряемое с помощью поворотно-погружного механизма в ряде точек по высоте канала; $p_{вых}$ – статическое давление (40 замеров) на выходе из решетки, измеряемое по торцевым стенкам выходного канала вдоль фронта решетки; k – показатель адиабаты, вычисляемый по статической температуре на выходе из решетки.

К особенностям экспериментального стенда можно отнести применение аддитивных технологий при изготовлении основных деталей установки: решеток направляющих и сопловых лопаток, выходного канала. Это позволяет в сжатые сроки создавать и испытывать большое количество вариантов, а также упрощает процесс препарирования лопаток за счет возможности создания каналов под трубки давления любой сложности и в любом количестве еще на этапе изготовления модели.

Специально для проведения экспериментов на стенде изготовлена решетка сопловых лопаток перспективной газовой турбины. В производстве находятся две оптимизированные решетки с применением технологии неосесимметричности торцевых поверхностей для оптимизации вторичных вихревых структур в межлопаточном канале.

Для проведения экспериментальных работ использована стендовая автоматизированная система измерения, контроля и управления разработки ОАО «Авиадвигатель». Автоматизированная система стенда позволяет выполнять следующие функции:

– управление заслонками подачи воздуха для регулирования необходимого давления на объект испытания;

- управление поворотного-погружным механизмом;
- измерение полей давлений и температур по профилям лопаток и на поворотного-погружном механизме;
- обработка, регистрация и визуализация параметров.

При проектировании установки использован опыт аэродинамических испытаний, описанный в работе [1]. Рабочий процесс в установке предварительно моделировался численно в трехмерной стационарной постановке в пакете ANSYS CFX. Результаты моделирования, представленные в работе [2], показали удовлетворительный характер обтекания рабочим телом объекта испытаний.

Применение установки для решения исследовательских задач

Внедрение экспериментального стенда позволяет проводить большое количество исследований, направленных на оценку различных способов оптимизации пространственной формы лопаток и межлопаточных каналов для уменьшения потерь кинетической энергии и полного давления в решетках турбин. Данные методы широко описаны, например, в работе [3].

К наиболее перспективным методам снижения потерь в решетке можно отнести применение неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов. Проведенный в ОАО «Авиадвигатель» комплекс численных исследований [4] и анализ зарубежной литературы [5, 6] показал возможность снижения потерь кинетической энергии в решетках до 10 % относительно базового осесимметричного варианта. Для экспериментального подтверждения результатов численной оценки на первом этапе предусмотрены испытания одной базовой и двух модифицированных решеток с применением технологии неосесимметричного профилирования.

На рис. 3 представлены трехмерные модели решеток для испытаний, а также контуры радиусов внутренней торцевой поверхности межлопаточного канала. Как видим на рис. 3, на торцевых поверхностях межлопаточных каналов решеток вариантов 2, 3 выполнены выпуклые 1 и вогнутые 2 участки, применением которых обеспечивается снижение вторичных потерь в канале лопаток. Более подробно с вариантами исследования и результатами численного моделирования можно ознакомиться в работе [4].

Рис. 3. Решетки для испытаний: *а* – базовая решетка; *б, в* – модифицированные решетки; *1* – выпуклый участок; *2* – вогнутый участок

К потенциальным задачам исследования на экспериментальном стенде можно также отнести:

- анализ влияния шероховатости поверхности на потери в лопатках [7];
- анализ влияния низких чисел Рейнольдса на потери в решетке турбины [8];
- анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения [9] и др.

Для исследования описанных задач на стенде используется широкий спектр измерительного оборудования, что обеспечивает максимальную информативность исследований применительно к поставленным задачам. В качестве основных средств измерений используются более трехсот микропроцессорных восьмидиапазонных датчиков давления АИР-20, измеряющих давление через трубки диаметром $d = 1,6$ мм по профилям лопаток и торцевым поверхностям межлопаточного канала, а также на поворотно-погружном механизме.

К основным средствам измерения на стенде также относится лазерный доплеровский анемометр (ЛДА). ЛДА – это бесконтактный измеритель скорости двухфазных потоков (рабочее тело (воздух), трас-

сирующие частицы (вода, дым)). Измерение скорости потока происходит за счет определения доплеровского изменения длины волны света, отраженного от движущейся частицы [10]. Поскольку измерить частоту и длину волны света непосредственно невозможно, то для определения эффекта Доплера используется в общем случае интерференция двух волн – падающей на частицу и отраженной от нее. Зная характеристики первоначальной волны и период интерференционной картины, можно определить доплеровский сдвиг частоты отраженного света и скорость движущейся частицы.

По принципу действия ЛДА следует считать разновидностью лазерных интерферометров. Однако специфика применения определила особенности технических решений ЛДА. Это обусловило выделение лазерных доплеровских измерительных технологий в одно из самостоятельных направлений современной прикладной оптики.

В ОАО «Авиадвигатель» применяется ЛДА производства фирмы Dantec Dynamics (Дания). Данный анемометр построен по дифференциальной схеме, которая приведена на рис. 4.

Рис. 4. Принцип действия ЛДА

Из рис. 4 видно, что передающая оптика формирует два пересекающихся луча. Зона пересечения лучей представляет собой эллипсоид размерами примерно $0,1 \times 0,1 \times 1$ мм и называется зоной измерений. В этой зоне измерений за счет интерференции образуются светлые и темные слои. Расстояние d между слоями известно и определяется формулой

$$d = \frac{\lambda}{2 \sin(\theta / 2)}, \quad (2)$$

где λ – длина волны; θ – угол между лучами.

Частица вместе с потоком, пролетая через эти слои, отражает свет с переменной интенсивностью. Этот свет затем поступает на детектор и преобразуется в электрический сигнал. Затем измеряется время t между пиками этого сигнала. Доплеровская частота f_D определяется по формуле

$$f_D = 1 / t, \quad (3)$$

где t – время между пиками сигнала.

Скорость частицы будет определяться формулой

$$v = d / t. \quad (4)$$

Подставив значение d (2) и t (3) в уравнение (4), получим

$$v = \frac{\lambda f_D}{2 \sin(\theta / 2)}.$$

Надо отметить, что представленная на рис. 4 схема измеряет только одну компоненту скорости. В ЛДА ОАО «Авиадвигатель» используется аргоновый лазер Spectra Physics 2017 (США) с мощностью излучения 6 Вт, который формирует три пары лучей с длинами волн 514,5, 488, 476,5 нм и способен измерять три компоненты скорости. Общий вид трехкомпонентного ЛДА представлен на рис. 5.

Рис. 5. Общий вид трехкомпонентного ЛДА: 1 – ЛДА на оптической скамье; 2 – оптический элемент; 3 – траверса оптического элемента; 4 – лучи ЛДА

На рис. 6 представлен общий вид корпуса установки с оптическим элементом ЛДА на траверсе при испытаниях. Доступ лучей ЛДА к объекту испытаний осуществляется через окно, изготовленное из кварцевого стекла. При этом лазерные лучи направлены под углом $\approx 11^\circ$ к потоку рабочего тела за объектом испытаний. В качестве трассирующих частиц используется дым, подаваемый на вход установки дымогенератором.

Рис. 6. Общий вид корпуса установки с оптическим элементом ЛДА на траверсе при испытаниях: 1 – установка; 2 – кварцевое стекло; 3 – траверса оптического элемента; 4 – оптический элемент; 5 – решетка сопловых лопаток (объект испытаний); 6 – лучи ЛДА

Также в ОАО «Авиадвигатель» ведется разработка измерительной системы на базе промышленного робота-манипулятора, пьезоэлектрического приемника давления и лазерного трекера для контроля положения приемника. Данная система будет в дальнейшем использована при оценке потерь кинетической энергии в испытываемых решетках.

К вспомогательным методам исследования вторичных течений относятся:

- визуализация траектории движения частиц дыма в межлопаточном канале с помощью высокоскоростной камеры;
- визуализация обтекания потоком профиля лопаток и торцевых поверхностей с использованием масляной субстанции.

В перспективе возможно применение методики PIV (Particle Image Velocimetry). Данная методика измеряет скорость потока с помощью корреляций цифровых изображений и позволяет получать сразу всё поле скоростей в отличие от ЛДА, где поле скоростей сканируется по отдельным точкам.

Результаты предварительных испытаний

I. В ходе первого этапа испытаний обеспечен выход на расчетный режим работы для сектора сопловых лопаток перспективной газовой турбины.

Основная проблема, связанная с испытаниями секторных решеток, заключается в возможном искажении поля скорости в крайних каналах решетки. Это может оказывать влияние на параметры за измеряемым каналом.

Таким образом, цель данного этапа испытаний – запуск и настройка систем стенда, оценка качества обтекания потоком лопаток испытываемой решетки. Для этого используется более 300 замеров статического давления. Измерения осуществляются:

- на пяти сопловых лопатках в среднем сечении профиля (0,5 Н);
- на одной сопловой лопатке в корневом и периферийном сечениях профиля (0,1 и 0,9 Н соответственно);
- на торцевых поверхностях межлопаточных каналов.

На рис. 7–14 представлены результаты обработки измерений статического давления по профилям лопаток исследуемой решетки. Результаты представлены в виде распределений приведенной адиабатической скорости по лопаткам в трех сечениях профиля (0,1; 0,5; 0,9 Н). На основе полученных данных по первому этапу испытаний были сделаны следующие выводы:

1. Экспериментальный стенд для аэродинамического исследования лопаток турбин работоспособен, а его функциональные возможности позволяют исследовать различные способы оптимизации про-

странственной формы лопаток и межлопаточных каналов для уменьшения потерь кинетической энергии и полного давления в решетках турбин.

2. Экспериментальные распределения приведенной адиабатической скорости по среднему сечению лопаток № 1–3 (см. рис. 8), за которыми осуществляются измерения, имеют схожий характер. Отличие по скорости на спинке профиля составляет не более $\Delta = 6 \%$.

3. Совпадение экспериментальных распределений приведенной адиабатической скорости по среднему сечению лопаток № 1–3 с результатами расчетов (см. рис. 9–11) удовлетворительное по всей длине профиля лопаток. Отличие по скорости на спинке профиля составляет не более $\Delta = 5 \%$.

4. Совпадение экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости с результатами расчетов по корневому и периферийному сечениям лопатки № 2 (см. рис. 13–14) удовлетворительное.

5. Наблюдается расхождение до 15 % экспериментального распределения с расчетными данными вблизи входной кромки и начала спинки по лопатке № 4 в среднем сечении (А на рис. 12) и лопатке № 2 в периферийном сечении (Б на рис. 14). Это могло быть вызвано неточностями замеров и требует дополнительной проверки и оценки в ходе дальнейших экспериментов.

6. Полученные распределения в целом показывают удовлетворительный характер течения на объекте испытаний и позволяют продолжить испытания на установке, в том числе с использованием ЛДА.

II. В ходе второго этапа испытаний на стенд смонтирован ЛДА (см. рис. 6) с системами питания, охлаждения и подвода трассирующих частиц (дым). Начаты испытания.

Цели данного этапа испытаний:

1. Разработка методики измерения скорости за решеткой лопаток на экспериментальном стенде с использованием ЛДА.

2. Измерение скорости и завихренности потока за тремя различными решетками лопаток:

– № 1 – базовая решетка сопловых лопаток перспективной газовой турбины;

– № 2 – модифицированная решетка с применением неосесимметричных торцевых поверхностей, выполненных по результатам расчетного исследования (вариант 2 в работе [4]);

– № 3 – модифицированная решетка с применением неосесимметричных торцевых поверхностей, выполненных по результатам расчетного исследования (вариант 3 в работе [4]).

3. Экспериментальное подтверждение расчетного снижения потерь кинетической энергии до 10 % в решетках 2–3 относительно базовой решетки 1, показанного в работе [4].

Результаты испытаний будут также использованы при идентификации имеющихся в ОАО «Авиадвигатель» математических моделей описания вторичных течений в межлопаточном канале.

Рис. 7. Экспериментальное распределение приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 2 в трех сечениях профиля

Рис. 8. Экспериментальное распределение приведенной адиабатической скорости по сопловым лопаткам № 1–3 в среднем сечении профиля

Рис. 9. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 1 в среднем сечении профиля

Рис. 10. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 2 в среднем сечении профиля

Рис. 11. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 3 в среднем сечении профиля

Рис. 12. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 4 в среднем сечении профиля

Рис. 13. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 2 в корневом сечении профиля

Рис. 14. Сравнение расчетного и экспериментального распределения приведенной адиабатической скорости по сопловой лопатке № 2 в периферийном сечении профиля

Заключение

В ОАО «Авиадвигатель» спроектирован и внедрен в эксплуатацию экспериментальный стенд для исследования аэродинамических характеристик лопаток газовых турбин, который позволяет исследовать как дозвуковые, так и сверхзвуковые профили сопловых и рабочих лопаток в широком диапазоне скоростей (число Маха $M < 1,5$). Применение широкого спектра измерительного оборудования и средств визуализации газового потока обеспечивает максимальную информативность получаемых результатов. А применение аддитивных технологий при производстве объектов испытаний позволяет получать

результаты для большого количества вариантов исследований в кратчайшие сроки.

В ходе первого этапа испытаний обеспечен выход на расчетный режим работы для сектора сопловых лопаток перспективной газовой турбины. Выполнен анализ распределений приведенной адиабатической скорости по лопаткам, который показал удовлетворительное совпадение результатов эксперимента с расчетными данными. Максимальное отличие на лопатках измеряемого канала не превышает $\Delta = 5 \%$.

В ходе второго этапа испытаний на стенд смонтирован лазерный доплеровский анемометр с системами питания, охлаждения и подвода трассирующих частиц (дым). Начаты испытания трех решеток сопловых лопаток, в том числе с применением неосесимметричных торцевых поверхностей. Направление дальнейших научных исследований предусматривает:

- разработку методики измерения скорости за решеткой лопаток на экспериментальном стенде с использованием ЛДА;
- измерение скорости и завихренности потока за тремя решетками лопаток;
- экспериментальное подтверждение снижения потерь кинетической энергии до 10 % в решетках с неосесимметричными торцевыми поверхностями, полученное по результатам расчетного исследования.

Результаты испытаний будут также использованы при идентификации имеющихся в ОАО «Авиадвигатель» математических моделей описания вторичных течений в межлопаточном канале.

Библиографический список

1. Венедиктов В.Д. Газодинамика охлаждаемых турбин. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
2. Самохвалов Н.Ю. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин [Электронный ресурс] // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2014. – № 74. – URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49297> (дата обращения: 10.03.2015).
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
4. Иноземцев А.А., Самохвалов Н.Ю., Тихонов А.С. Повышение эффективности решеток сопловых и рабочих лопаток газовых турбин

применением неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов // Теплоэнергетика. – 2012. – № 9. – С. 22–26.

5. Nonaxisymmetric turbine end wall design / N.W. Harvey, M.G. Rose, M.D. Taylor [et al.] // ASME Journal of Turbomachinery. – 2000. – Vol. 122, № 2. – P. 278–293.

6. Yan J., Gregory-Smith D.G., Walker P.J. Secondary flow reduction in a nozzle guide vane by nonaxisymmetric end wall contouring // ASME Paper. – 1999. – 99-GT-339.

7. Оценка влияния шероховатости поверхности лопаток на параметры турбины высокого давления / В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов, А.С. Тихонов, С.И. Сендюрев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 37. – С. 99–111.

8. Анализ влияния низких чисел Рейнольдса на потери в решетке турбины низкого давления / В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов, А.С. Тихонов, С.В. Бажин, А.А. Швырев [Электронный ресурс] // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2014. – № 73. – URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48545> (дата обращения: 10.03.2015).

9. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток // Вестник УГАТУ. – 2012. – № 5. – С. 20–27.

10. Оптические методы исследования потоков / Ю.Н. Дубнищев, В.А. Арбузов, П.П. Белоусов, П.Я. Белоусов. – Новосибирск: Сиб. университетское изд-во, 2003. – 418 с.

References

1. Venediktov V.D. Gazodinamika okhlazhdaemykh turbin [Gas dynamics of cooled turbines]. Moscow: Mashinostroenie, 1990. 240 p.

2. Samokhvalov N.Yu. Ustanovka dlya aerodinamicheskogo issledovaniya lopatok turbin [Facility for turbine airfoils aerodynamic study]. “Trudy MAI” electronic journal, 2014, no. 74, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49297> (accessed 10 March 2015).

3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Principles of aircraft engines and power generation facilities design]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, vol. 2. 368 p.

4. Inozemtsev A.A., Samokhvalov N.Yu., Tikhonov A.S. Povyshenie effektivnosti reshetok soplovykh i rabochikh lopatok gazovykh turbin primeneniem neosesimmetrichnykh tortsevykh poverkhnostey mezhlopatochnykh kanalov [Improvement of gas turbine vane and blade cascades efficiency through blade and vane nonaxisymmetric end walls in blade and vane passages]. *Teploenergetika*, 2012, no. 9, pp. 22-26.

5. Harvey N.W., Rose M.G., Taylor M.D. [et al.]. Nonaxisymmetric turbine end wall design. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, vol. 122, no. 2, pp. 278-293.

6. Yan J., Gregory-Smith D.G., Walker P.J. Secondary flow reduction in a nozzle guide vane by nonaxisymmetric end wall contouring. *ASME Paper*, 1999, 99-GT-339.

7. Khayrulin V.T., Samokhvalov N.Yu., Tikhonov A.S., Sendyurev S.I. Otsenka vliyaniya sherokhovatosti poverkhnosti lopatok na parametry turbiny vysokogo davleniya [Evaluation of blade roughness influence on high pressure turbine efficiency]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2014, no. 37, pp. 99-111.

8. Khayrulin V.T., Samokhvalov N.Yu., Tikhonov A.S., Bazhin S.V., Shvyrev A.A. Analiz vliyaniya nizkikh chisel Reynoldsa na poteri v reshetke turbiny nizkogo davleniya [Effect of low Reynolds numbers on turbine losses]. *"Trudy MAI" electronic journal*, 2014, no. 73, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48545> (accessed 10 March 2015).

9. Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Analiz ispolzovaniya profilirovannykh otverstiy perforatsii dlya povysheniya kachestva plenochnogo okhlazhdeniya spinki soplovykh lopatok [Analysis of shaped cooling holes for improving film cooling of turbine nozzle vane suction surface]. *Vestnik UGATU*, 2012, no. 5, pp. 20-27.

10. Dubnishchev Yu.N., Arbuzov V.A., Belousov P.P., Belousov P.Ya. Opticheskie metody issledovaniya potokov [Optical methods for flow studies]. Novosibirsk: Sibirskoe universitetskoe izdatel'stvo, 2003. 418 p.

Об авторах

Саженков Алексей Николаевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, помощник генерального конструктора, начальник административного отдела ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: office@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).

Соловьев Максим Николаевич (Пермь, Россия) – начальник лаборатории оптических методов ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: soloviyevm@avid.ru).

About the authors

Alexey N. Sazhenkov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Assistant Chief Designer, Head of the Administrative Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: office@avid.ru).

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

Maxim N. Solovyev (Perm, Russian Federation) – Head of Optical Methods Laboratory of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: soloviyevm@avid.ru).

Получено 2.03.2015