

DOI: 10.15593/2224-9982/2018.54.04

УДК 629.735.33

**Н.Ю. Самохвалов<sup>1</sup>, М.Д. Леванова<sup>1</sup>, Д.А. Попов<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Россия

<sup>2</sup> Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ КОНТРОЛЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД**

Представлены результаты работ по исследованию метода контроля системы охлаждения лопаток турбин ГТД, основанного на измерении поля скоростей за отверстиями перфорации.

Отработка указанного метода выполнена в составе исследовательского стенда с использованием лазерного фазового доплеровского анемометра на трех лопатках в АО «ОДК-Авиадвигатель»: лопатка № 1: с производственным браком (отверстия перфорации частично перекрыты при нанесении ТЗП), без эксплуатации; лопатки № 2, 3: после эксплуатации с разной степенью перекрытия отверстий перфорации (вследствие нанесенного ТЗП при производстве, а также налипшего срабатываемого покрытия из компрессора).

По результатам отработки метода в составе стенда: 1) показана работоспособность метода контроля системы охлаждения лопаток турбин ГТД, основанного на лазерной интерферометрии; 2) экспериментально продемонстрированы основные особенности распределения воздушных потоков на выходе из отверстий перфорации, связанные с частичным и полным перекрытием отверстий перфорации: нулевые значения скоростей на выходе из отверстий перфорации при полном перекрытии; повышенные значения скоростей на выходе из отверстий при частичном перекрытии; скорости на выходе из отверстий перфорации лопаток № 1, 2 и 3 отличаются в пределах 5–30 %.

Для верификации экспериментальных данных проведено численное моделирование лопатки без перекрытия отверстий перфорации (идеальный случай) и с перекрытием (имитация дефекта системы охлаждения по визуальному осмотру лопатки № 2) решением системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса методом конечных объемов с неявным алгоритмом интегрирования в коммерческом пакете ANSYS CFX 17.2. Анализ результатов показал, что полученные экспериментальные параметры близки к расчетным.

**Ключевые слова:** исследовательский стенд, газовая турбина, испытания, аэродинамика, отверстия перфорации, производственный дефект, теплозащитное покрытие, рабочая лопатка, лазерный доплеровский анемометр, трехмерное численное моделирование, контроль качества изготовления.

**N.Y. Samohvalov<sup>1</sup>, M.D. Levanova<sup>1</sup>, D.A. Popov<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation

<sup>2</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation.

## **DEVELOPMENT OF THE METHOD OF GTE TURBINE BLADES COOLING SYSTEM CONTROL**

The article presents the results of works aimed to study the method of GTE turbine airfoils cooling system inspection based on measuring velocity profiles behind cooling holes.

The above method was exercised at the research rig using a phased laser Doppler anemometer on three airfoils in UEC-Aviadvigatel: No. 1 Airfoil: with manufacturing defects (cooling holes partially blocked while applying TBC), never been in service; No. 2 & 3 Airfoils: after service with different degree of cooling holes blockage (caused by TBC applied during manufacturing as well as stucked abrasible compressor coating).

The results of method exercising at the rig are as follows: 1) Functional capability of the laser interferometry based GTE turbine airfoils cooling system inspection method has been demonstrated; 2) The main specific features of air flows distribution at cooling holes outlet due to partial or complete blockage of cooling holes have been demonstrated by experiment: zero values of velocities at cooling holes outlet in the event of complete blockage; increased values of velocities at cooling holes outlet in the event of partial blockage; velocities at No. 1, 2 and 3 airfoils cooling holes outlet vary within 5...30 %.

For the purpose of experimental data verification numeric simulation of the airfoil without cooling holes blockage (ideal case) and with blockage (simulation of the cooling system defect detected by visual inspection of No. 2 airfoil) was performed by solving the system of Reynolds-averaged Navier-Stokes equations by finite volume method with implicit algorithm of integration in ANSYS CFX 17.2 commercial software package. Analysis of results showed that the acquired experimental parameters are close to simulated ones.

**Keywords:** research rig, gas turbine, testing, aerodynamics, cooling holes, manufacturing defect, thermal barrier coating, blade, laser Doppler anemometer, 3D numeric simulation, manufacturing quality control.

## Введение

Лопатки турбин – важный элемент ГТД, зачастую определяющий ресурс двигателя. Одной из основных проблем при эксплуатации ГТД являются прогары лопаток, связанные с нарушением их системы охлаждения [1, 2].

Выделяют две основные группы причин нарушения системы охлаждения лопаток турбин:

1. производственная группа, включающая в себя нарушение системы охлаждения после нанесения ТЗП и прочие ошибки производства (смещение положения стержня во время заливки, местное «выкрашивание» стержня, плохое травление стержня и др.);
2. эксплуатационная группа, включающая в себя засорение отверстий перфорации в процессе эксплуатации различным мусором, летящим по трубопроводам системы охлаждения и попадающим напрямую во внутренние полости лопатки, а также засорение отверстий срабатываемым покрытием, летящим из компрессора.

Современные методы контроля (механический, контроль по расходу, рентген, теплофизический и др. [3, 4]) не позволяют с высокой степенью достоверности оценить указанные факторы, что приводит к снижению эффективности охлаждения лопаток турбины и, следовательно, к снижению их ресурса и ресурса турбины в целом.

Существует необходимость в разработке нового метода, который будет удовлетворять следующим требованиям:

- высокая точность (погрешность измерений не более 5 %);
- быстрота процесса (70 лопаток за смену);
- компактность и простота в управлении и обращении;
- безопасные условия труда.

## Анализ методов контроля элементов системы охлаждения лопатки турбин ГТД

На данный момент практическое применение нашли следующие методы контроля системы охлаждения лопаток:

- механический контроль;
- контроль по расходу;
- рентген контроль;
- теплофизический метод.

### *Механический метод контроля*

Данный метод является одним из самых распространенных способов контроля. В соответствии с техническими требованиями конструкторов контролер, используя калибры, проверяет ряд отверстий на торце пера лопатки, горизонтальные ряды отверстий у торца пера и на пере, в каждом вертикальном ряду по одному крайнему отверстию и одно отверстие посередине ряда, остальные оценивает визуально.

На рис. 1 представлен калибр для контроля лопаток.

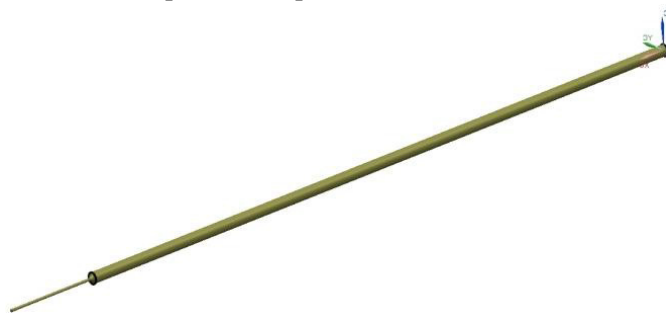


Рис. 1. Калибр

Основные недостатки механического контроля [5]:

- низкая точность (калибры изготавливаются с допусками, проходимость отверстий в основном контролируется визуально);
- низкая прочность калибров при длительном времени изготовления;
- большие экономические затраты ввиду стоимости производства калибров и оплаты работы контролера;
- отсутствие контроля всех отверстий перфорации;
- отсутствие возможности проверки угла наклона отверстия и его геометрии.

#### *Контроль по расходу воздуха*

Для контроля качества изготовления внутренних полостей лопаток турбин используются продувки лопаток.

В процессе продувки определяется суммарный расход воздуха через лопатку и отдельно по полостям. По результатам продувки определяют, попадает ли измеренное значение расхода воздуха в заданное поле допуска и, соответственно, годна ли лопатка.

Основной недостаток – отсутствие возможности определить расход воздуха из каждого отверстия перфорации, то есть определить, открыто, частично перекрыто или закрыто отверстие.

#### *Рентгеновские методы*

Для контроля используются томограммы и рентген [6, 7]. Рентген позволяет отследить различные дефекты (трещины, несплошности, геометрию внутренних полостей) в материале лопатки.

Томограммы – более точные, с их помощью можно выделить сечение лопатки (рис. 2).

Преимущества метода:

- высокая точность: современные томографы способны контролировать размеры с точностью от 0,05 до 0,1 мм;
- возможность проследить ориентацию стержня при отливке лопатки.
- высокая скорость контроля: возможность контролировать сразу несколько лопаток одновременно и сравнивать их с эталонной (рис. 3).

Недостатки метода:

- вредные условия труда;
- высокая стоимость промышленного томографа;
- отсутствие возможности проверки угла наклона отверстия и его геометрии.

#### *Теплофизические методы контроля с помощью тепловизора*

Метод основан на предварительном нагреве лопатки с последующим охлаждением сжатым воздухом через внутренние каналы [8] (рис. 4). Полученные результаты сравниваются с эталонными, на основании чего делается вывод о наличии дефекта.

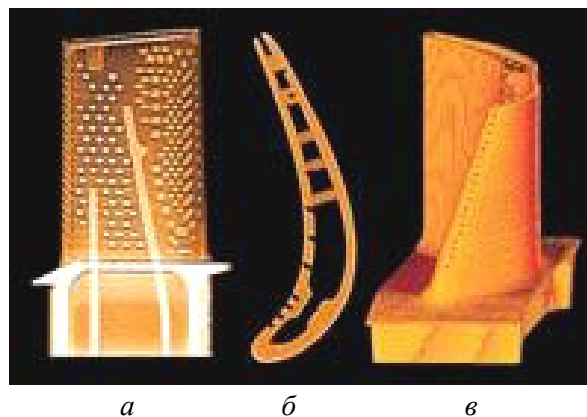


Рис. 2. Результаты контроля лопатки: *а* – с помощью рентгена; *б* – с помощью томографа; *в* – контролируемая лопатка



Рис. 3. Контроль партии лопаток на томографе

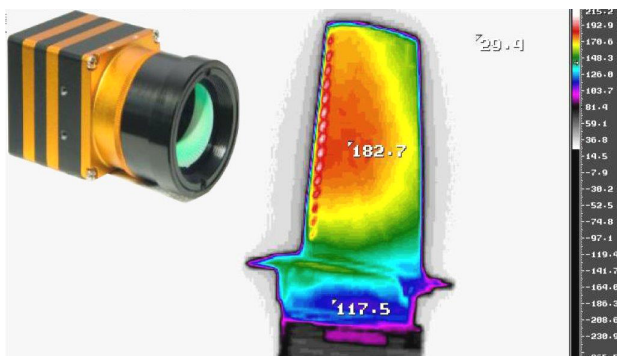


Рис. 4. Схема теплофизического метода контроля лопаток

Достоинства метода – универсальность и пригодность для любых промышленных изделий.

Недостатки метода:

- малая точность (метод не позволяет отследить каждое отверстие ввиду его малых размеров);
- низкая разрешающая способность (из-за близкого расположения отверстий происходит перекрытие температурных полей соседних отверстий);
- необходимость создания воздушно-го потока с постоянной температурой;
- необходимость нагрева лопатки и поддержания ее постоянной температуры.

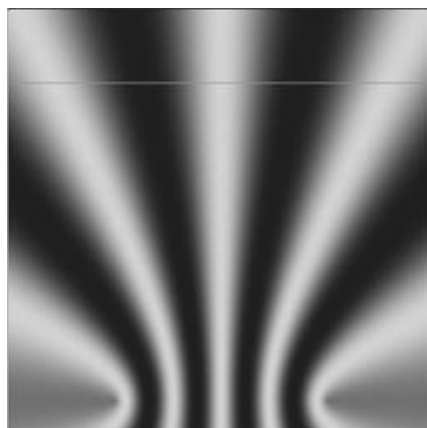
### Разработка метода контроля элементов системы охлаждения лопаток турбин ГТД

Главными критериями при разработке метода контроля являются:

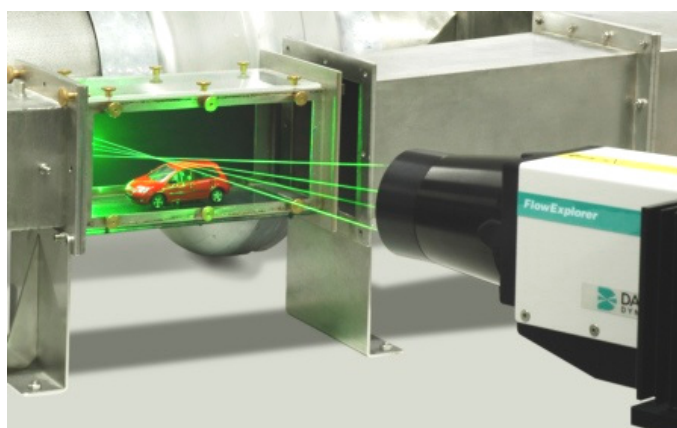
- высокая точность (погрешность измерений не более 5 %);
- быстрота процесса (70 лопаток за смену);
- компактность и простота в управлении и обращении;
- безопасные условия труда.

Этим критериям отвечает метод контроля системы охлаждения лопаток турбин ГТД, основанный на лазерной интерферометрии (оптический эффект Доплера) [9, 10].

Лазерная интерферометрия основана на явлении интерференции света [11]. Входящий луч от источника когерентного света с помощью интерферометра расщепляется на два идентичных луча. Каждый из данных лучей проходит различный путь, называемый траекторией, и перед попаданием в детектор они сводятся вместе. Разность в расстоянии, пройденном каждым лучом, создает разность фаз между ними. Именно введенная разность фаз создает между первоначально идентичными волнами интерференционный узор (рис. 5), который определяется на детекторе.



а



б

Рис. 5. Интерференционная картина (а); пример применения лазерной интерферометрии (б)

Принцип интерферометрии используется в лазерном доплеровском анемометре (ЛДА) [12, 13].

Достоинства метода:

- высокое пространственное и временное разрешение, обеспечивающее минимальную погрешность (до 5 %);
- применим для сложных поверхностей;
- отсутствие необходимости калибровки;
- возможность работы в средах с загрязненной средой;
- компактность применяемого оборудования;
- безопасность эксплуатации оборудования;
- высокая скорость измерения.

Метод, представленный в данной статье, основан на измерении скорости потока частиц из отверстий перфорации лопатки. Измерение скорости частиц, пролетающих через измерительную область, производится с помощью ЛДА (рис. 6). Показания снимаются по эквидистанте к профилю лопатки.

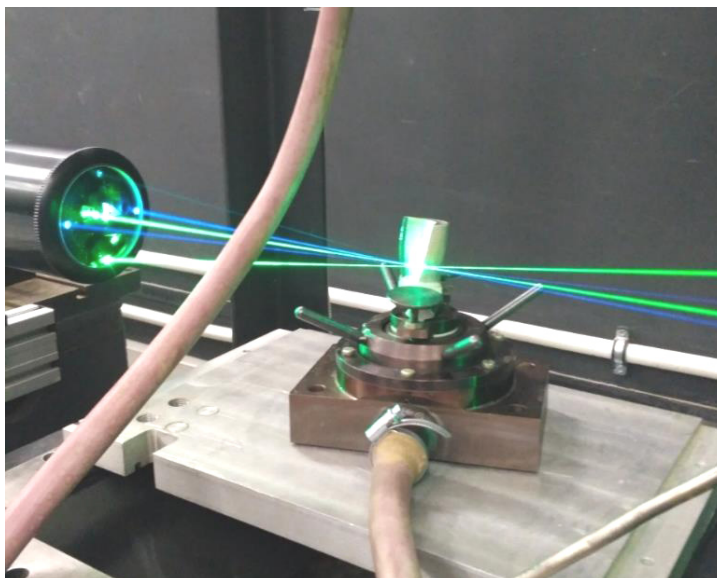


Рис. 6. Процесс измерения скорости с помощью ЛДА

### **Разработка экспериментальной установки для исследования системы охлаждения лопаток турбин ГТД**

Для отработки указанного метода разработан экспериментальный стенд, включающий систему создания воздушного потока и ЛДА.

Система создания воздушного потока, представленная на рис. 7, включает компрессоры для подачи сжатого воздуха по магистралям к объекту исследования, а также дымогенератор для формирования трассирующих частиц ЛДА. Подвод дыма в воздушные магистрали осуществляется с помощью эжектора.

Схема устройства ЛДА представлена на рис. 8.

В состав установки входят:

- Аргонный лазер, представляющий собой газоразрядную трубку, помещенную в короб прямоугольной формы. К лазеру подведен шланг с охлаждающей жидкостью (водой) и кабель управления питанием. Мощность лазера составляет 7,2 МВт.

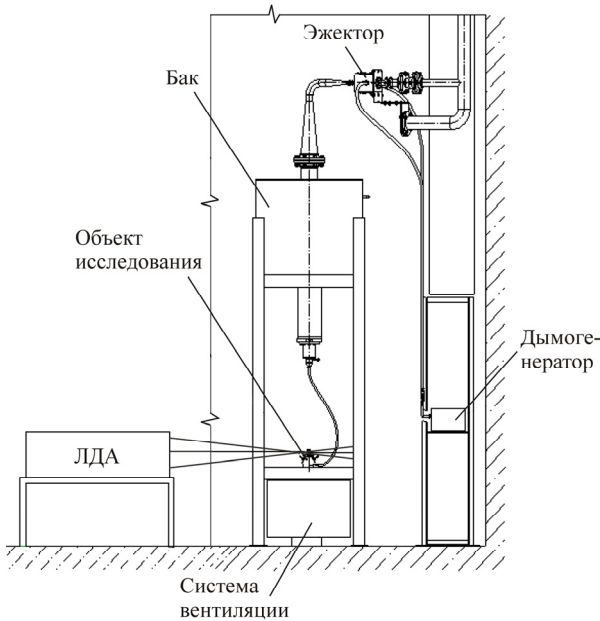


Рис. 7. Система создания воздушного потока

ков, сходящихся в одной точке, обеспечивая возможность измерения скорости дифференциальным методом Доплера. Отражаясь от трассирующих частиц, свет возвращается в систему линз и призм через отдельный оптоволоконный кабель и передается на фотоумножители.

- Блок фотоумножителей – устройство, служащее для преобразования светового сигнала, приходящего от зонда, в электрический и усиления сигнала.
- 3D-траверса – система балок, на которой установлен зонд. Траверса передвигает зонд по точкам, заданным в программе инженером.
- Процессор – блок, управляющий фотоумножителями и сбором полученных сигналов, ячейкой Брэгга, переданными данными на ПК.
- Контроллер – осуществляет контроль за 3D-траверсой и полученными от ПК командами.
- ПК – управляет 3D-траверсой, процессами сбора и обработки информации полученных данных.

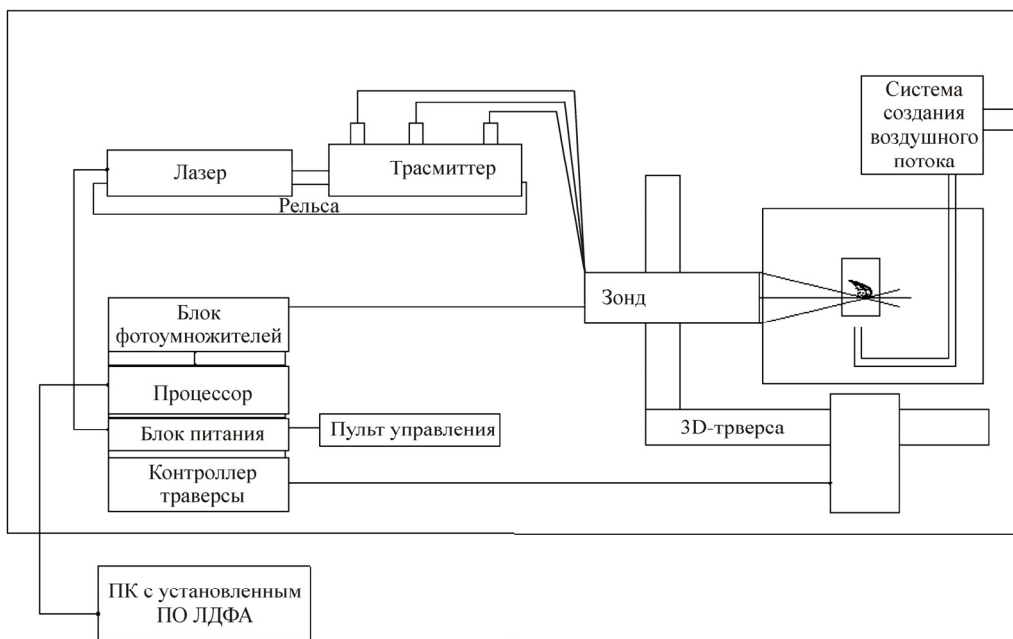


Рис. 8. Схема устройства ЛДА

- Трансмиситтер – прибор, принимающий световой луч и раскладывающий его на пары пучков. На корпусе трансмиттера находятся манипуляторы, которыми производится настройка положения лучей, входящих в оптоволоконных кабель.

- Рельса, на которой установлены лазер и трансмиттер, расположена на специальном оптическом столе для защиты от вибраций.

- Зонд-цилиндр, внутри которого находится комплект линз, призм и зеркал. Лазерный пучок света к зонду поступает по оптоволоконному кабелю (канал передачи света обеспечивает мобильность зонда). Система раскладывает поступающий световой пучок из оптоволоконного кабеля и собирает их в параллельные пучки, направляя его через систему линз и призм на объект исследования. На выходе формируются 6 лазерных пучков,

### Постановка задачи

Цель проведения эксперимента – апробирование метода контроля системы охлаждения лопатки турбины ГТД в составе исследовательского стенда с использованием лазерного доплеровского анемометра (ЛДА).

Объекты исследования – рабочие лопатки ТВД первой ступени ГТД:

- лопатка № 1: с производственным браком (отверстия перфорации были частично перекрыты при нанесении ТЗП), без эксплуатации;
- лопатки № 2, 3: после эксплуатации с разной степенью перекрытия отверстий перфорации (вследствие нанесенного ТЗП при производстве, а также налипшего срабатываемого покрытия из компрессора).

Параметры эксперимента:

- абсолютное давление, создаваемое компрессором:  $p_{\text{вх}}^* = 1,1$  атм;
- температура на входе в лопатку:  $T_{\text{вх}}^* \approx 20$  °С;
- давление окружающей среды:  $p_{\text{н}} = 1$  атм;
- температура окружающей среды:  $T_{\text{н}} = 20$  °С.

Методика проведения эксперимента:

1. Определение координат точек и произведение замеров. Занесение координат в файл.
2. Фиксация лопатки в герметичном приспособлении.
3. Запуск элементов ЛДА, проверка наличия трех пар лучей на выходе зонда.
4. Подача воздуха в лопатку и проверка требуемого давления по датчикам. Проверка наличия истечения воздуха из лопатки.
5. Запуск дымогенератора.
6. Задание стартового нулевого положения траверсы. Копирование координат точек из файла в программу. Задание шага и траектории движения траверсы.
7. Проверка работоспособности и настройка элементов ЛДА.
8. Запуск программы и проведение измерений.
9. Обработка данных и построение графиков. Сопоставление координат пиков скоростей и координат отверстий.
10. Сравнение значений скоростей, полученных при расчете идеальной математической модели лопатки с реальными результатами.
11. Определение годности лопатки.

### Численное моделирование эксперимента в ANSYS CFX

Для верификации экспериментальных данных проведено численное моделирование лопатки без перекрытия отверстий перфорации (идеальный случай) и с перекрытием (имитация дефекта системы охлаждения по визуальному осмотру лопатки № 2).

Исследовалась картина истечения и скоростей потока охлаждающего воздуха из ряда отверстий перфорации на входной кромке лопатки (рис. 9).

Расчетная и сеточная модели исследуемой области представлены на рис. 10.

Расчетная область включает в себя часть приспособления и модель лопатки.

Граничные условия для расчетной области:  $p_{\text{вх}}^* = 1,1$  атм,  $p_{\text{вых}} = 1,0$  атм,  $p_{\text{н}} = 1$  атм,  $T_{\text{н}} = 20$  °С (см. рис. 10, а).

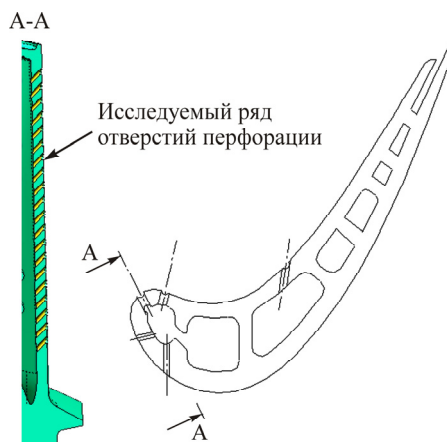


Рис. 9. Сечение объекта исследования – рабочей лопатки турбины

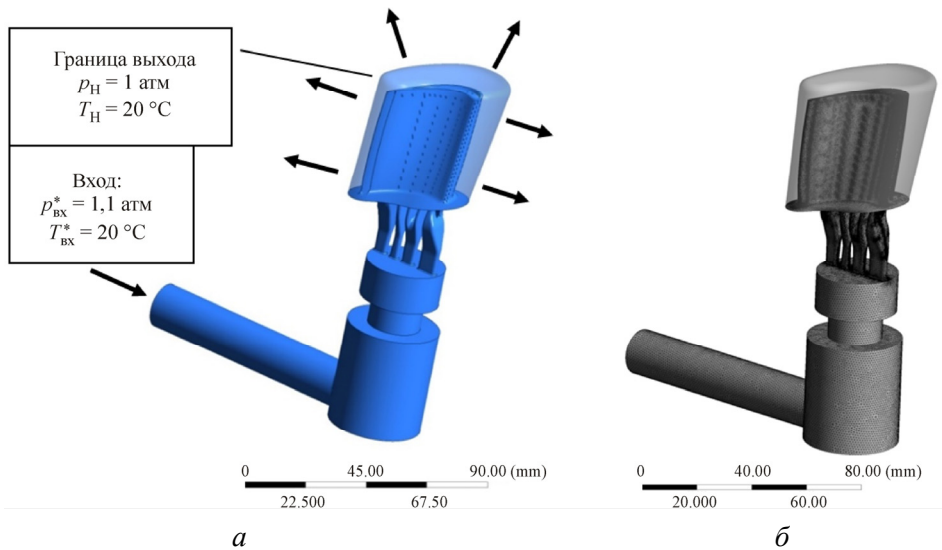


Рис. 10. Расчетная модель (а); сеточная модель (б)

Сеточная модель имеет размерность 9,8 млн узлов и 27,8 млн элементов. Сетка неструктурированная с тетраэдрическими элементами. У поверхностей стенок построены 10 призматических слоев с коэффициентом роста 1,4, толщина пристеночного слоя равна 1/100 от размера элемента на поверхности сетки, что обеспечило безразмерное расстояние от стенки в первой ячейке  $y^+ < 10$ .

Расчет выполнен в коммерческом пакете ANSYS CFX 17.2 в стационарной постановке с применением  $k-\omega$  BSL модели турбулентной вязкости [14]. В качестве рабочего тела использовался реальный воздух, параметры которого взяты из таблиц теплофизических свойств в зависимости от температуры [15].

При выполнении расчетов приняты следующие допущения:

- абсолютная герметичность в месте крепления лопатки и приспособления;
- отклонения в геометрии лопатки не учитывались (идеальная модель);
- в качестве рабочего тела вместо дыма был использован реальный воздух.

Результаты газодинамического численного моделирования лопатки представлены на рис. 11 и 12. Для анализа выделено сечение лопатки А-А, проходящее через ряд перфорации на входной кромке (см. рис. 9).

По результатам анализа распределения скоростей в передней полости РЛ (см. рис. 11, а, 12) выявлены следующие особенности:

- высокие скорости истечения воздуха на интервале 0–10 % от высоты, что объясняется расположением внутренних каналов лопатки по направлению отверстий на входной кромке (см. область «А» на рис. 11, а);
- снижение скоростей истечения воздуха на интервале 0–50 % от высоты, что связано с резким расширением потока за областью с высокими скоростями;
- увеличение скоростей истечения воздуха на интервале 50–100 % от высоты, что объясняется сужением передней полости рабочей лопатки (см. рис. 12).

По результатам анализа распределения скоростей в передней полости РЛ (см. рис. 11, б, 12), выявлены следующие особенности:

- высокие скорости истечения воздуха на интервале 0–10 % от высоты, что объясняется расположением внутренних каналов лопатки по направлению отверстий на входной кромке (см. область «А» на рис. 11, а), а также наличием перекрытых отверстий вблизи рассматриваемой области (см. область «Б» на рис. 11, б);



- резкий рост скорости истечения воздуха со значения 20 % от высоты, что связано с перераспределением потока охлаждающего воздуха в передней полости лопатки из-за перекрытия двух отверстий в области «Б» (см. рис. 11);
- неизменные значения скорости истечения воздуха на интервале от 20...60% от высоты лопатки (см. рис. 12);
- рост скорости истечения воздуха на интервале 60–100 % от высоты, что объясняется сужением передней полости рабочей лопатки (см. рис. 12);
- совпадение значений скоростей истечения воздуха в проведенных расчетах, что говорит о корректности численного моделирования в обоих случаях (см. рис. 12);
- минимальные значения скорости истечения воздуха из отверстий в области «Б» на рис. 12.

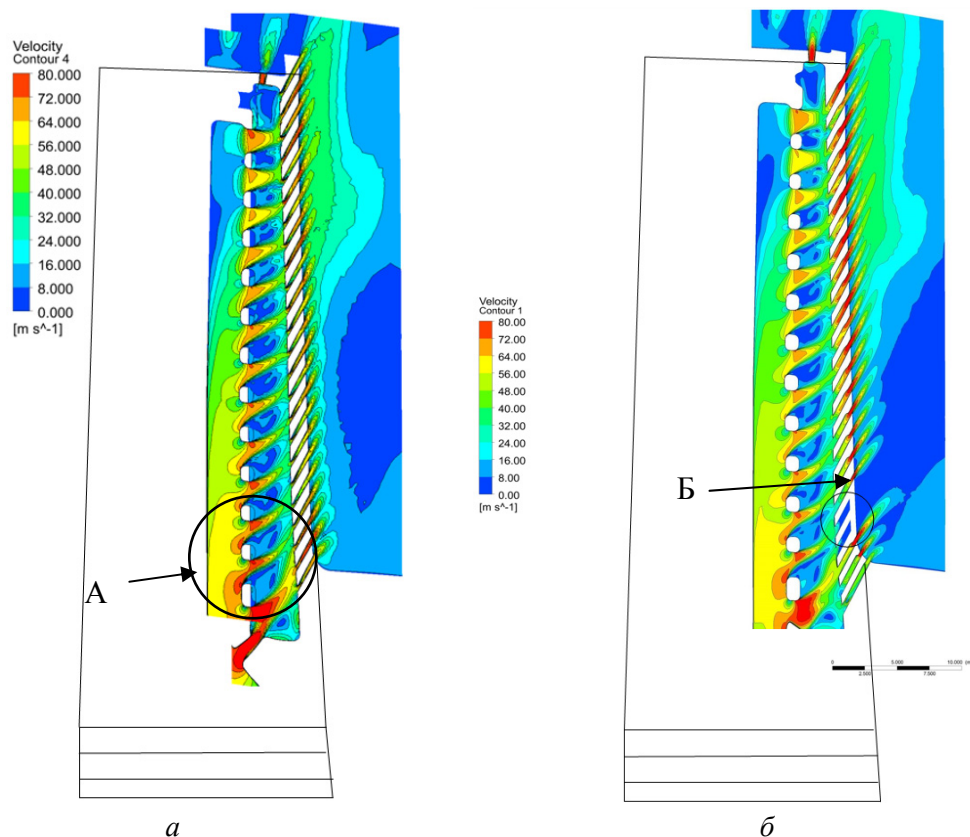


Рис. 11. Поле скоростей на выходе из отверстий исследуемого ряда: *а* – моделирование идеальной модели лопатки; *б* – имитация лопатки с забитыми отверстиями

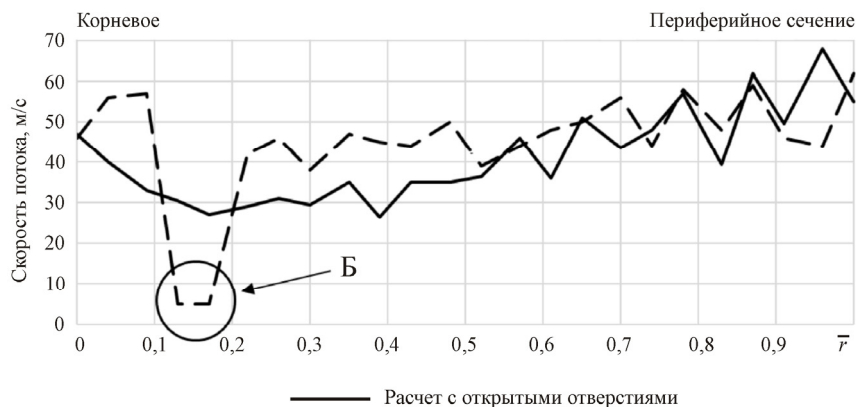


Рис. 12. График распределения скоростей по высоте лопатки исследуемого ряда перфорации на расстоянии 1 мм от поверхности лопатки

## Экспериментальное исследование лопаток при помощи разрабатываемого метода. Анализ результатов

Результаты эксперимента представлены в виде графиков распределения скоростей по координатам, заданным в программе 3D-траверсы.

### Исследование лопатки № 1

Результаты продувки и численного моделирования лопатки № 1 представлены на рис. 13 и 14.

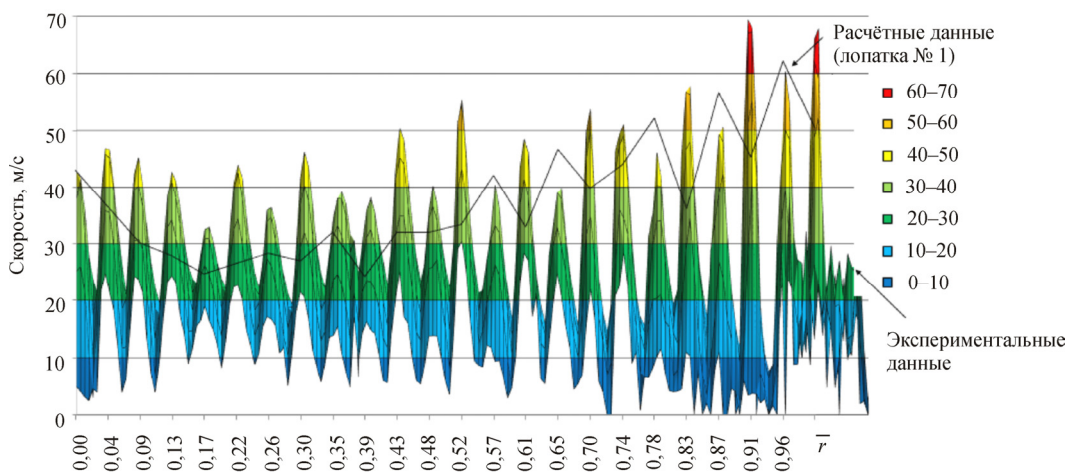


Рис. 13. График скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки № 1

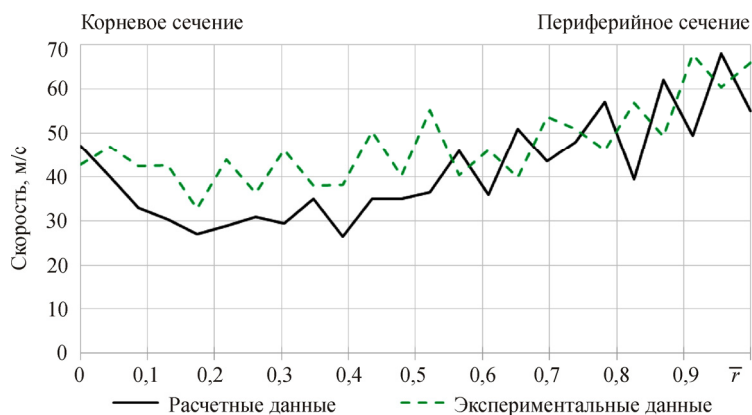


Рис. 14. График максимальных скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки № 1

Из рис. 14 следует, что общая тенденция изменения значений максимальных скоростей истекающего из отверстий воздуха схожа, что говорит о корректности поставленной задачи и принятых допущений. Результаты эксперимента и результаты численного моделирования различаются незначительно (от 5 до 10 %).

### Исследование лопатки № 2

Результаты продувки и численного моделирования лопатки № 2 представлены на рис. 15 и 16.

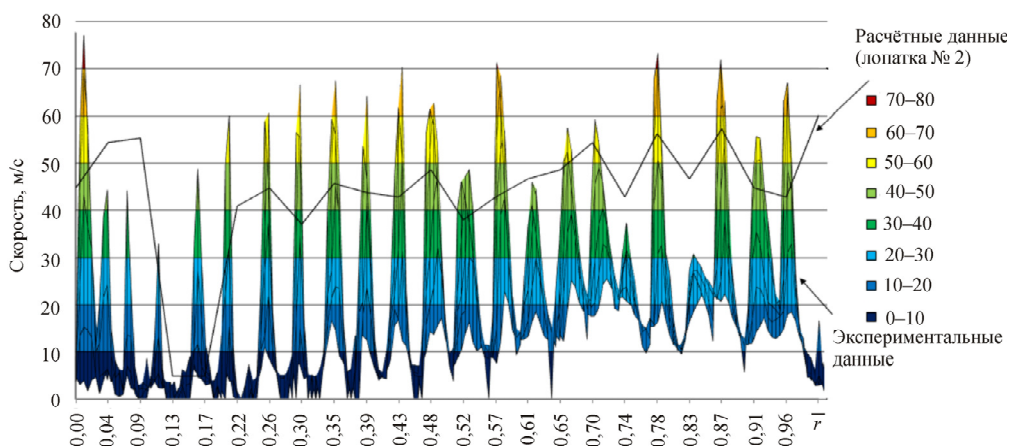


Рис. 15. График скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки № 2

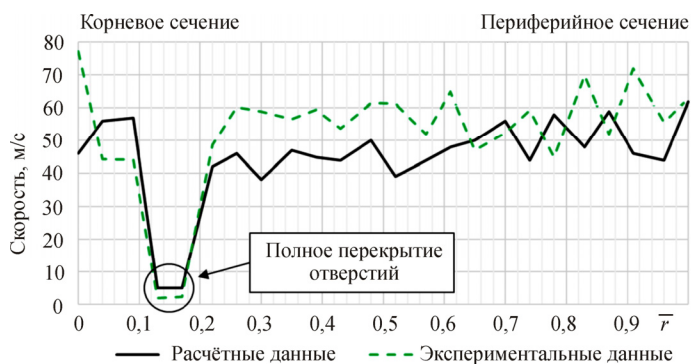


Рис. 16. График максимальных скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки № 2

На рис. 16 выделены области, с перекрытием отверстий перфорации. Вблизи корневого сечения, по экспериментальным данным, выявлено 2 полностью перекрытых отверстия. Данные, полученные как численным методом, так и экспериментально, различаются незначительно.

### Исследование лопатки № 3

Результаты продувки лопатки № 3 представлены на рис. 17 и 18. Численное моделирование не производилось.

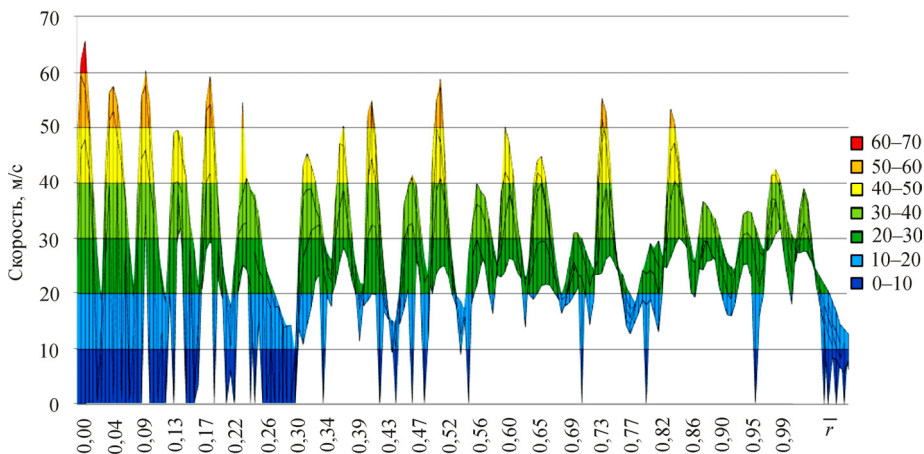


Рис. 17. График скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки № 3

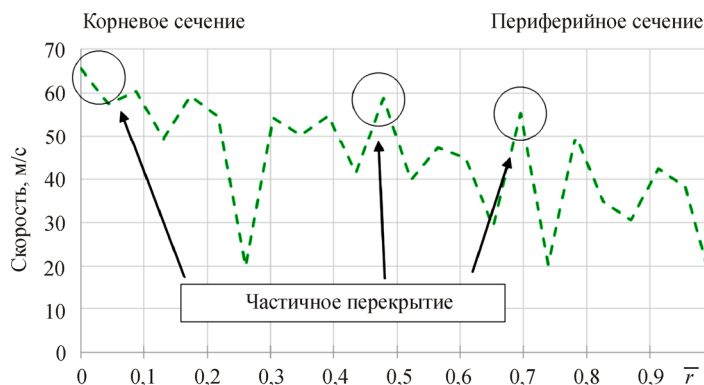


Рис. 18. График максимальных скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки №3

На рис. 18 выделены области, по которым можно судить о степени перекрытия отверстий перфорации. Обнаружено несколько отверстий с частичным перекрытием, что привело к резкому возрастанию максимальной скорости истечения из них. Также было обнаружено несколько зон с низкими значениями скоростей, что, вероятно, связано с перераспределением воздуха в передней полости лопатки вследствие влияния соседних частично перекрытых отверстий.

На рис. 19 представлены экспериментальные графики распределения максимальных скоростей потока по ряду перфорации для лопаток № 1, 2 и 3.

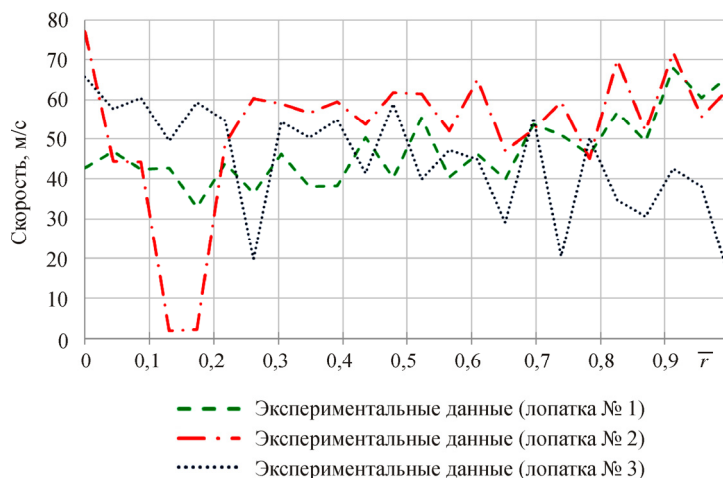


Рис. 19. Графики максимальных скоростей потока, истекающего из отверстий исследуемого ряда, по высоте лопатки

### Критерии оценки годности лопатки

В ходе проведения дальнейших исследований необходимо создание интерфейса контроля – наработки статистики для определения параметров годности.

Возможные критерии оценки годности лопатки:

- отклонение значений скоростей по абсолютному значению выше, чем на 5–10 м/с;
- расположение пиков скоростей истекающего воздуха из каждого отверстия.

## Направления практического применения результатов работы

Результаты исследования можно применить в нескольких направлениях:

- корректировка моделей лопаток для проведения тепловых и аэродинамических расчетов с учетом возможного перекрытия отверстий при производстве и после эксплуатации;
- внедрение нового метода контроля как в опытное, так и серийное производство;
- модернизация установки для автоматизации процесса контроля.

## Направления улучшения установки для контроля элементов системы охлаждения

Необходимо обеспечить:

- высокую скорость проведения операции контроля (комплект за смену);
- минимальное время калибровки;
- повышенную точность измерений;
- позиционирование лопатки относительно системы ЛДА;
- малый вес и габариты установки;
- большой ресурс работы установки.

На сегодняшний день в программе движения траверсы заданы точки замеров в прямоугольной системе координат, координаты сняты с модели, построенной в CAD системе Siemens NX. При усовершенствовании метода контроля необходимо написать ПО, позволяющее измерителю скорости по высоте лопатки двигаться в ортогональной системе координат, а в зоне отверстий перфорации – в полярной системе координат.

Необходимо автоматизировать процесс передачи координат отверстий из геометрической модели в интерфейс ЛДА и предусмотреть введение коррекции координат в зависимости от различий 3D-модели и изготовленной лопатки.

Для позиционирования лопатки относительно системы ЛДА необходимо применить лазерный трекер.

С целью обеспечения автоматизированного позиционирования лопатки в процессе контроля применить роботизированную технику, например робот-манипулятор.

Экспериментальная установка для осуществления контроля системы охлаждения лопаток должна включать (рис. 20):

- систему создания воздушного потока;
- устройство ввода трассирующих частиц;
- роботизированный 5-координатный механизм;
- измерительную систему на основе ЛДА;
- лазерный трекер;
- ПК.

Воздух для исследования может подаваться из системы сжатого воздуха цеховой магистрали либо из мобильного компрессора. В «руку» робота устанавливается приспособление для герметичного зажима лопатки. ПК позволяет синхронизировать систему координат модели лопатки и подвижной платформы, осуществлять управление роботом, обрабатывать данные, поступающие с приемника, строить эпюры скоростей и обрабатывать данные для установления годности лопатки.

Разработанный метод может успешно применяться в совокупности с другими методами контроля систем охлаждения лопаток, например, с контролем по расходу воздуха через лопатку.

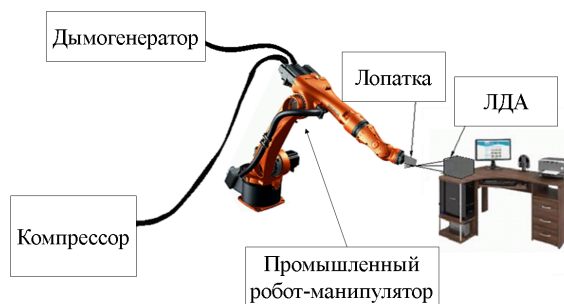


Рис. 20. Схема установки для контроля системы охлаждения лопаток

### Заключение

В ходе проведенного исследования были рассмотрены существующие методы контроля систем охлаждения турбинных лопаток ГТД, выявлены их достоинства и недостатки и разработан метод контроля, основанный на принципе Доплера.

Создан автоматизированный исследовательский стенд с использованием лазерного фазового доплеровского анемометра, промышленного робота-манипулятора и системы управления (ПК).

Проведено экспериментальное исследование трех лопаток турбин, определены скорости истечения воздуха из отверстий перфорации.

Показаны основные особенности течения воздуха из отверстий перфорации, связанные с частичным и полным их перекрытием. Выполнено газодинамическое численное моделирование эксперимента продувки лопаток № 1 и 2 в пакете ANSYS CFX 17.2, получены значения скоростей истечения воздуха. Показано приемлемое совпадение значений скоростей воздуха на выходе из отверстий перфорации (различие до 5–10 %). Продемонстрирована простота метода, заключающаяся в использовании программно-вычислительных средств в составе высокотехнологичного исследовательского стенда, что подтверждает преимущество по сравнению с другими методами контроля систем охлаждения турбинных лопаток ГТД.

Разработанный метод может успешно применяться в совокупности с другими методами контроля систем охлаждения лопаток, например с контролем по расходу воздуха через лопатку.

### 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. – 368 с.
2. Современные системы охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин / С.И. Сендюров, А.С. Тихонов, В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 42.
3. Методы и средства измерения и контроля изделий в машиностроении: учеб. пособие / В.П. Самохвалов, А.Н. Кирилин, В.М. Вершигоров, А.В. Харитонов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 80 с.
4. Выбор и способы изготовления заготовок для деталей машиностроения: учебник для студентов машиностроительных специальностей / Е.П. Круглов, Э.Р. Галимов, А.Г. Аблясова, Н.Я. Галимова, С.Ю. Юрасов, М.М. Ганиев, А.Г. Схиртладзе, Е.А. Рябов. – Казань, 2015.
5. Гареев А.М. Основы технологии ремонта летательных аппаратов и авиационных двигателей [Электронный ресурс]: электронный курс лекций // Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. Дан. (1,6 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
6. Вайнберг И.А., Вайнберг Э.И., Цыганов С.Г. ООО «Промышленная интроскопия»: о месте томографической диагностики в повышении качества турбинных лопаток // Двигатель. – 2011. – № 6(78).
7. Вайнберг И.А., Вайнберг Э.И. Компьютерные томографы для неразрушающего контроля и количественной диагностики изделий аэрокосмической промышленности // Двигатель. – 2008. – № 2.
8. Баженов Б.Н., Чумаков А.Г., Мельник С.И. Метод тепловой дефектоскопии лопаток турбин. – Харьков: Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 2007.
9. Оптические методы исследования потоков / Ю.Н. Дубнищев, В.А. Арбузов, П.П. Белоусов, П.Я. Белоусов. – Новосибирск: Сиб. ун-т изд-во, 2003. – 418 с.
10. Ринкевичюс Б.С. Современные оптические методы исследования потоков: кол. моногр. – М.: Оверлей, 2011. – 360 с.
11. Ринкевичюс Б.С. Лазерная доплеровская анемометрия: моногр. – М.: Русайнс, 2017. – 160 с.
12. Саженов А.Н., Самохвалов Н.Ю., Соловьев М.Н. Экспериментальный стенд для исследования аэродинамических характеристик лопаток газовых турбин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 41. – С. 41–58.
13. Бойко В. М., Пивоваров А. А., Поплавский С. В. Измерение скорости газа в высокоградиентном потоке по скорости трассирующих частиц // Физика горения и взрыва. – 2013. – Т. 49. – № 5.

14. ANSYS Theory Guide. ANSYS Inc., 2017.

15. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Наука, 1972. – 721 с.

### References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Fundamentals of Aircraft Engines and Power Generation Gas Turbines Design: handbook]. Moscow, Mashinostroenie, 2008, Vol. 2, 368 p.

2. Sendyurev S.I., Tikhonov A.S., KHayrulin V.T., Samokhvalov N.Yu. Sovremennyye sistemy okhlazhdeniya soplovykh lopatok vysokonagruzhennykh gazovykh turbin [Present-day Systems of High Load Gas Turbine Vanes Cooling]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, № 42.

3. Samokhvalov V.P., Kirilin A.N., Vershigorov V.M., KHaritonov A.V. Metody i sredstva izmereniya i kontrolya izdeliy v mashinostroyenii: uchebnoye posobiye [Methods and Instruments of Product Measurement and Inspection in Machine Building Industry: handbook]. Samara, Publishing House of Samara State Aerospace University, 2007, 80 p.

4. Kruglov E.P., Galimov E.R. Ablyasova A.G., Galimova N.YA., YUrasov S.YU., Ganiyev M.M., Skhirtladze A.G., Ryabov E.A. Vybor i sposoby izgotovleniya zagotovok dlya detaley mashinostroyeniya. Uchebnik dlya studentov mashinostroyitel'nykh spetsialnostey [Selection and Methods of Making Blanks for Machine Building Industry Parts. Handbook for mechanical engineering students]. Kazan, 2015.

5. Gareyev A.M. Osnovy tkhnologii remonta letatelnykh apparatov i aviatsionnykh dvigateley [Elektronnyy resurs]: elektronnyy kurs lektsiy [Fundamentals of Aircraft and Aviation Engines Repair Technologies [electronic source]: electronic course of lectures]. Samara, Samara State Aerospace University n.a. S.P. Korolev (National Research University), 2012.

6. Vaynberg I.A., Vayberg E.I., TSYganov S.G. OOO «Promyshlennaya introskopiya»: O meste tomograficheskoy diagnostiki v povyshenii kachestva turbinnnykh lopatok [JSC «Promyshlennaya Introskopiya»: Position of Tomographic Diagnostics in Turbine Airfoils Quality Improvement]. *Dvigatel*, 2011, № 6(78).

7. Vaynberg I.A., Vaynberg E.I. Kompyuternyye tomografy dlya nerazrushayushchego kontrolya i kolichestvennoy diagnostiki izdeliy aerokosmicheskoy promyshlennosti [Computer Tomographs for Non-Destructive Testing and Quantitative Diagnostics of Aerospace Industry Products]. *Dvigatel*, 2008, № 2.

8. Bazhenov B.N., Chumakov A.G., Melnik S.I. Metod teplovooy defektoskopii lopatok turbin [Method of Turbine Airfoils Thermal Flaw Detection]. Kharkov, National Aerospace University – Kharkiv Aviation Institute, 2007.

9. Dubnishchev Yu.N., Arbuzov V.A., Belousov P.P., Belousov P.YA. Opticheskiye metody issledovaniya potokov [Optical Methods of Flows Study]. Novosibirsk, Publishing House of Siberian University, 2003, 418 p.

10. Rinkevichyus B.S. Sovremennyye opticheskiye metody issledovaniya potokov: Kollektivnaya monografiya [Modern Optical Methods of Flows Study: Collective monography]. Moscow, Overley, 2011, P. 360.

11. Rinkevichyus B.S. Lazernaya doplerovskaya anemometriya: monografiya [Laser Doppler Anemometry: monography]. Moscow, Rusayns, 2017, 160 p.

12. Sazhenkov A.N., Samokhvalov N.Yu., Solovyev M.N. Eksperimentalnyy stend dlya issledovaniya aerodinamicheskikh kharakteristik lopatok gazovykh turbin [Experimental Rig for Gas Turbine Airfoils Aerodynamic Performance Study]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2013.

13. Boyko V.M., Pivovarov A.A., Poplavskiy S.V. Izmereniye skorosti gaza v vysokogradiyentnom potoke po skorosti trassiruyushchikh chastits [Measurement of Gas Velocity in a High Gradient Flow by Tracer Particles Speed]. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2013, Vol. 49, no. 5.

14. ANSYS Theory Guide. ANSYS Inc., 2017;

15. Vargaftik N.B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey [Gas and Liquid Thermophysical Properties Guide]. Moscow, Nauka, 1972, 721 p.

### Об авторах

**Самохвалов Николай Юрьевич** (Пермь, Россия) – начальник бригады аэродинамического проектирования отдела расчетно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: samokhvalov@avid.ru).

**Леванова Мария Дмитриевна** (Пермь, Россия) – инженер-конструктор отдела опытно-конструкторских работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: levanova-md@avid.ru).

**Попов Денис Андреевич** (Пермь, Россия) – студент ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29), инженер-конструктор-расчетчик отдела расчетно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель», (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: popov-da@avid.ru).

#### **About the Authors**

**Nickolai Yu. Samohvalov** (Perm, Russian Federation) – Head of Aerodynamic Design Team, Department of Turbine Design & Experimental Works, UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: samohvalov@avid.ru).

**Maria D. Levanova** (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, Department of Turbine Design & Experimental Works, UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: levanova-md@avid.ru)

**Denis A. Popov** (Perm, Russian Federation) – Student, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation), Engineer, Department of Turbine Design & Experimental Works, UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: popov-da@avid.ru).

Получено 02.07.2018