DOI: 10.15593/2224-9982/2015.42.01

УДК 621.51

**А.А. Иноземцев^{1, 2}, Е.Т. Гузачев¹,
В.А. Катаев¹, А.И. Плотников^{1, 2}**

¹ ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

² Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ И КРИТИЧЕСКИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ СТУПЕНЕЙ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЗАПАСОВ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ

При создании авиационных двигателей и газотурбинных установок для энергетики и транспорта газа актуальной является задача совершенствования расчетных методов проектирования, верификации математических моделей и экспериментальной доводки. Работа осевого компрессора согласована с работой последующих узлов таким образом, что его параметры, в зависимости от частоты вращения ротора, изменяются по определенному закону, соответствующему линии, которую принято называть линией рабочих режимов. Работа компрессора на нерасчетном режиме может привести к его неустойчивой работе и возникновению помпажа. Выбор методики численного моделирования, обеспечивающей адекватность результатов и сходимость с полученными экспериментальными данными, является ключевым моментом при проектировании и доводке параметров турбомашин. В ОАО «Авиадвигатель» разработан метод определения оптимальных и критических зависимостей параметров ступеней осевого компрессора по результатам трехмерного анализа. Метод позволяет провести анализ согласования работы ступеней осевого компрессора, аналитически определить режимы записания, запас устойчивой работы. По результатам анализа выявлено, что группа первых ступеней не обладает должным запасом устойчивой работы, углы атаки направляющих аппаратов 1-й и 2-й ступеней находятся в области срыва. Наиболее очевидным мероприятием является расширение диапазона регулирования. Пользуясь разработанной методикой, можно оценить, насколько конкретно нужно прикрыть аппараты. Результаты испытаний показали, что расширение диапазона регулирования направляющих аппаратов 1-й и 2-й ступеней позволило в несколько раз повысить запасы ГДУ на режимах малого газа.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, вычислительная динамика жидкости и газа, осевой компрессор, трехмерный расчет, граница устойчивой работы, характеристика компрессора.

**A.A. Inozemtsev^{1, 2}, E.T. Guzachev¹,
V.A. Kataev¹, A.I. Plotnikov^{1, 2}**

¹ OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

IMPROVING WORK STABILITY MARGIN BY DETERMINING THE OPTIMAL AND CRITICAL PARAMETERS OF THE AXIAL COMPRESSOR STAGES

Improvement of computational design methods, verification of math models and experimental development is a vital task for development of advanced aviation engines and IGTs for power generation and gas transportation. Operation of the axial compressor coordinates with operation of subsequent nodes in such a way that its parameters, depending on the rotor speed, vary according to a certain law corresponding the line, which is called the line of operating modes. The compressor at off-design operation can cause unstable operation and appearance of the surge. The choice of numerical simulation procedure ensuring simulation results adequacy and their matching with experimental data is a key point in the process of turbo-machinery design and parametric development. OJSC "Aviadvigatel" has developed a method for determining the optimal parameter dependencies and critical stages of the axial compressor according to the results of three-dimensional analysis. The method allows analyzing the matching of the axial compressor stages. According to the analysis it was revealed that the group of first compressor stages does not have the properly stable operation limit, the attack angle of guide vanes of stages 1 and 2 is in the area of failure. The most obvious measure is to extend the control range. Using the developed method can estimate how much you need to cover specific devices. Test results show that the extension of the control range of the guide vanes of stages 1 and 2 allows in a few times to increase the reserves of margin.

Keywords: gas-turbine engine, computational fluid dynamic, axial compressor, three-dimensional analysis, stable operation limit, compressor performance.

Введение

Сложность течения в многоступенчатых осевых компрессорах и его пространственный характер определили необходимость введения различных упрощенных подходов при установлении необходимых данных для расчета лопаток. Расчеты с использованием трехмерных программных комплексов позволяют получить высокоточные данные о проектируемом узле. CFD-модели лопаток ГТД в сопряженной постановке лишены недостатков, присущих традиционным двумерным и одномерным методикам газодинамического расчета, и потенциально обладают более высокой точностью, а также значительно большей информативностью [1].

Еще не столь давно проведение расчета трехмерного стационарного течения в одном лопаточном венце было весьма проблематичным, однако в настоящее время имеется возможность выполнения полных

трехмерных расчетов многоступенчатых машин, часто с учетом нестационарности [2, 3]. Таким образом, задача сместилась – почти всё поддается расчету при условии мобилизации компьютерных ресурсов, но понимание трехмерного характера течения до сих пор остается проблематичным.

Объектом исследования является компрессор высокого давления турбореактивного двухконтурного двигателя, предназначенного для ближне-, среднемагистральных самолетов и промышленных газотурбинных установок. Особенностью данного компрессора является наличие сверхзвуковой высоконапорной первой ступени [4].

Метод определения оптимальных и критических зависимостей

В ОАО «Авиадвигатель» разработан метод определения оптимальных и критических зависимостей параметров ступеней осевого компрессора по результатам трехмерного анализа [5]. Основная задача исследования заключается в выборе целесообразных (оптимальных) параметров компрессорных решеток, обеспечивающих получение требуемой эффективности и экономичности компрессоров. В качестве основы для такого анализа выбрана работа Либлейна по экспериментальному исследованию плоских решеток [6].

Эти зависимости позволяют провести анализ согласования работы ступеней осевого компрессора, аналитически определить режимы записания, запас устойчивой работы. В настоящей работе предпринята попытка обратить накопленные по трехмерным расчетам знания в полезные инструкции по оценке аэродинамических характеристик. Опыт использования CFD-инструментов подсказывает одно общее правило: необходимо иметь не один инструмент, а несколько, и у каждого из них должна быть своя сильная сторона.

Применение численных методов позволяет более детально представлять как качественную картину течения в таких ступенях, так и более подробную количественную оценку параметров потока. Основной целью проводимых расчетных исследований было подтверждение проектных параметров ступени компрессора, изучение газодинамических характеристик решеток профилей, анализ влияния шероховатости поверхностей проточной части и лопаток.

Постановка эксперимента и расчетного исследования

Газодинамические параметры были рассчитаны в трехмерной вязкой постановке с помощью коммерческого программного комплекса ANSYS CFX V14. Моделирование течения проводилось в стационарной постановке, воздух рассматривался как совершенный газ. Поверхности стенок проточной части и лопаток были приняты гидравлически гладкими.

Моделирование турбулентности осуществлялось с помощью дифференциальной модели $k-\omega$ (степень турбулентности на входе 5 %). Эта двухпараметрическая модель турбулентности обладает лучшей устойчивостью, относительной простотой вычислительных алгоритмов в сравнении с нелинейными моделями турбулентности или моделями Рейнольдсовых напряжений (EARSM). Расчет течения в пограничном слое производился с использованием пристеночных функций, т.е. аппроксимацией профиля скорости в направлении от стенки до первого по нормали к стенке сеточного узла логарифмической зависимостью [7].

Для построения сеток использовалась программа AutoGrid с применением топологии АТМ – автоматизированного сеточного генератора. Объемы сеток на один венец – от 300 тыс. до 700 тыс. ячеек. Радиальные зазоры венцов составили 0,4 мм.

При построении сетки были выполнены следующие основные требования:

- отношение сторон гексаэдра для каждой ячейки не превышает 100;
- углы скоса сторон гексаэдра выдержаны в диапазоне от 15 до 165°;
- количество ячеек поперек пограничного слоя в О-сетке 10–12;
- плавность изменения размеров ячеек сетки на границах блоков;
- количество ячеек вдоль лопатки – не менее 60 для РК и не менее 50 для НА;
- сгущение сетки вдоль лопатки к втулке и к корпусу;
- общее количество ячеек не менее 300 000 для лопатки РК и НА.

Критериями установления течения в проточной части служат: удовлетворительное совпадение расходов воздуха на входе и выходе модели (критерием сходимости является достижение величиной среднеквадратичной невязки уровня 10^{-6}), установление основных пара-

метров (π_k^* и КПД). За граничную точку потери ГДУ принимается точка с установившимся течением, за которой следует режим, где образуется обратный ток с падением расхода воздуха по входу и выходу [8].

Экспериментальные исследования компрессора высокого давления проводились на специальном стенде для испытаний компрессоров большой мощности, разработанном в ОАО «Авиадвигатель» [9]. Приводом установки являются два приводных двигателя Д-25В, мощность с валов силовой турбины передается через мультипликаторы. Воздух в установку поступает через стендовый воздухопровод с ресивером. Испытания КВД в составе установки позволяют получать напорные характеристики компрессора и групп ступеней до границы устойчивой работы во всем диапазоне рабочих режимов. Параллельно при испытаниях выполняется контрольное тензометрирование рабочих и направляющих лопаток для обеспечения безопасной работы установки.

Полная автоматизация системы сбора и обработки измеряемых параметров позволяет в реальном времени в стендовых условиях вычислять основные параметры исследуемого компрессора и групп ступеней (расход воздуха, степень сжатия, коэффициент полезного действия). В реальном времени выполняется визуализация напорных и дроссельных характеристик компрессора, величин вибронапряжений, действующих на лопатки, и контрольных параметров установки. Всё это позволяет повысить качество и ускорить процесс проверки эффективности и внедрения мероприятий по совершенствованию конструкции и аэродинамики компрессора.

Описание методики оптимальных и критических зависимостей

Для отыскания зависимостей между данными по элементарным сечениям лопаток необходимо установить характер изменения основных параметров в широком диапазоне углов атаки. Опыт показывает, что характер изменения потерь при изменении угла атаки существенно меняется с увеличением числа Маха M . Следовательно, полученные при малых скоростях зависимости, определяющие характеристику профиля при больших и малых углах атаки, неприменимы для больших значений чисел M . В связи с этим характеристики решетки, рассчитанной на малые скорости, целесообразно рассматривать в какой-то характерной точке общей кривой зависимости потерь от угла атаки,

в которой при увеличении числа M изменение величин характерных параметров будет наименьшим.

В качестве характерной точки выбирается точка минимальных потерь на кривой зависимости потерь полного давления от угла атаки. Для обычных решеток, рассчитанных на малые скорости, зона малых потерь получается достаточно протяженной, поэтому трудно установить величину угла атаки, соответствующего минимальным потерям. Вследствие того, что кривая зависимости коэффициента потерь $\bar{\omega}$, как правило, симметрична, практически точка минимальных потерь выбирается в зоне малых потерь (рис. 1).

Рис. 1. Определение оптимального угла атаки (угла атаки, соответствующего минимуму потерь)

Этот оптимальный угол атаки отвечает упомянутому выше требованию малого изменения его величины с изменением числа M на входе и требует для своего определения лишь знания зависимости изменения потерь.

Необходимо иметь в виду, что этот оптимальный угол атаки, соответствующий минимуму потерь, не следует рассматривать в качестве рекомендуемой расчетной точки в применении к компрессору. Выбор наилучшего угла атаки при проектировании зависит от множества факторов: местоположения лопаточного венца, величины расчетного числа M , а также типа компрессора и области его применения. Названная выше характерная для решетки точка необходима для целей проводимого анализа.

После того как дано определение оптимального угла атаки и установлен аналитический подход, необходимо определить, как изменяется для профилей величина принятого оптимального угла в зависимо-

сти от геометрических данных решетки и условий течения. Было выявлено, что основные данные по решеткам могут быть удовлетворительно представлены в виде линейной зависимости оптимального угла атаки от угла изгиба при фиксированных значениях густоты и угла входа потока. Изменение угла атаки, соответствующего минимуму потерь, может быть выражено уравнением

$$i_{\text{опт}} = i_0 + n\theta,$$

где $i_{\text{опт}}$ – угол атаки при минимуме потерь; i_0 – угол атаки при минимуме потерь для нулевого изгиба профиля; θ – угол изгиба профиля; n – наклон линии изменения угла атаки в зависимости от угла изгиба $(i_{\text{опт}} - i_0) / \theta$.

Поскольку наличие определенной толщины профиля предопределяет положительное значение $i_{\text{опт}}$, можно предположить, что этот параметр также зависит от значения и характера распределения максимальной толщины профиля.

В связи с тем, что в качестве основы для анализа были приняты данные по профилям *NACA-65*, искомым зависимостям придали более общий вид, пригодный для всех типов профилей лопаток. С этой целью угол атаки, соответствующий минимальным потерям, выражен в виде

$$i_{\text{опт}} = i_0 (K_i)_t (K_i)_{sh} + n\theta,$$

где $i_{\text{опт}}$ – угол атаки при минимуме потерь; i_0 – угол атаки при минимуме потерь для нулевого изгиба профиля; $(K_i)_t$ – коэффициент, учитывающий влияние толщины неизогнутого профиля на угол атаки, соответствующий минимуму потерь (найден ранее интерполяцией); $(K_i)_{sh}$ – коэффициент, учитывающий влияние формы сечения лопатки; θ – угол изгиба профиля; n – наклон линии изменения угла атаки в зависимости от угла изгиба $(i_{\text{опт}} - i_0) / \theta$.

Таким образом, предлагаемая методика определения угла атаки при малых скоростях, соответствующего минимуму потерь, состоит в следующем. По известным величинам входного угла B_1 и густоты b/t выбираются величины i_0 и n . Далее подбирается величина

на поправочного коэффициента $(K_i)_t$, учитывающего влияние толщины профиля. Коэффициенты $(K_i)_{sh}$, учитывающие влияние формы сечения лопатки, подбираются по рекомендациям из работ [6, 7]. Затем для обеспечения универсальности методики значение оптимального угла $i_{\text{опт}}$ уточняется в зависимости от режима течения. Угол атаки минимума потерь с ростом относительного числа M потока возрастает по сравнению с его величиной, определенной ранее для малых скоростей потока.

Принцип работы методики проиллюстрирован на рис. 2. Традиционно параметры течения по результатам трехмерного расчета оцениваются по полю скоростей или полю чисел Маха (рис. 2, *а*). Предложенная методика позволяет проанализировать распределение углов атаки по высоте лопаток и провести их оценку. Так, на рис. 2 приведен пример распределения углов атаки по высоте лопатки по результатам численного моделирования с применением метода определения оптимальных и критических зависимостей.

Рис. 2. Распределение углов атаки по высоте лопатки компрессора

Черным цветом отображена линия фактических углов атаки, зеленым – линия оптимальных углов (минимума потерь), синим – граница срыва, красным – граница записания. На рис. 2, б видно, что углы атаки (черная линия) выходят за границу записания, на рис. 2, в ступень работает эффективно, углы атаки по всей высоте лопатки близки к оптимальным углам атаки, соответствующим минимуму потерь, а на рис. 2, г углы атаки выходят за границу срыва.

Не секрет, что компрессор должен обладать хорошим запасом устойчивой работы и иметь высокий КПД, поэтому анализ проводился в нескольких точках на высоких и низких режимах частот вращения.

Повышение запасов устойчивой работы

Проблема срыва и помпажа существует столь же долго, сколько и компрессоростроение. Поскольку как срыв, так и помпаж могут оказывать катастрофическое воздействие на рабочие характеристики компрессора, они вызывают особый интерес в течение многих лет и находят отражение в литературе [10].

Работа осевого компрессора согласована с работой последующих узлов таким образом, что его параметры, в зависимости от частоты вращения ротора, изменяются по определенному закону, соответствующему линии, которую принято называть линией рабочих режимов. Ступени компрессора проектируются и согласовываются между собой так, что на ЛРР компрессор работает близко к своему оптимуму в некоторой ограниченной области, называемой зоной расчетных режимов.

При рассмотрении переменных режимов работы компрессора отмечалось, что уменьшать расход можно до определенного предела, ниже которого возникают неустойчивые режимы работы. Эксплуатация двигателя на этих режимах может привести к аварии и серьезным последствиям. Причиной появления неустойчивости является срыв потока с выпуклой поверхности профиля при больших положительных углах атаки.

Представления о срыве и помпаже в значительной степени неопределенны – неопределенность возникает как при их расчетной оценке, так и при прогнозировании условий работы, при которых возникают помпаж и срыв. Для того чтобы справиться с неопределенностью, возникает необходимость в количественном определении величины, называемой «запасом устойчивости» [11].

Для определения запаса устойчивости существует много различных способов, наиболее простой и широко распространенный приведен в формуле

$$\Delta K_y = \left(\frac{\pi_{k \max}^* \cdot G_{\text{ЛРР}}}{G_{\max} \cdot \pi_{k \text{ ЛРР}}^*} - 1 \right) \cdot 100 \%,$$

где ΔK_y – запасы ГДУ компрессора, %; $\pi_{k \max}^*$ – максимальная степень повышения полного давления компрессора; $G_{\text{ЛРР}}$ – расход воздуха через КВД на линии рабочих режимов, кг/с; $G_{\max}$ – расход воздуха в точке напорной характеристики с максимальной степенью повышения полного давления, кг/с; $\pi_{k \text{ ЛРР}}^*$ – степень повышения полного давления компрессора на линии рабочих режимов.

Неуклонное повышение аэродинамической нагруженности компрессоров различных поколений авиационных двигателей при одновременном усложнении условий эксплуатации, связанное, в частности, с воздействием возмущений потока, всегда приводило к необходимости решения проблемы обеспечения газодинамической устойчивости.

Рис. 3. Распределение углов атаки на малом газу, $n_{\text{пр}} = 0,65$

Метод оптимальных и критических зависимостей позволяет провести анализ углов атаки в предпомпажных расчетных точках на низких режимах, проанализировать текущее состояние угла атаки на поворотных венцах, проанализировать возможности изменения диапазона регу-

лирования. Для анализа взята расчетная точка на границе устойчивой работы на малом газу, приведенная частота вращения $n = 0,65$.

По результатам анализа выявлено, что группа первых ступеней не обладает должным запасом устойчивой работы, углы атаки направляющих аппаратов 1-й и 2-й ступеней находятся в области срыва (см. рис. 3).

Наиболее очевидным мероприятием является расширение диапазона регулирования. Это соответствует теории, согласно которой на пониженных частотах вращения первые ступени смещаются влево по коэффициентам расхода, вследствие чего наступает потеря устойчивости и возникают повышенные вибрационные напряжения в лопатках из-за возникновения вращающегося срыва [12]. На рис. 3 показано возникновение срыва на спинках лопаток НА1 и НА2. Для устранения этих срывных явлений необходимо расширить диапазон регулирования этих ступеней.

Следует обратить внимание на следующее: пользуясь данной методикой, можно оценить, насколько конкретно нужно прикрыть аппараты. По результатам анализа становится ясно, что они прикрыты недостаточно.

Рис. 4. Прирост запасов ГДУ на низких режимах (истинные значения запасов ГДУ приведены к абстрактному числу)

Результаты испытаний показали, что расширение диапазона регулирования направляющих аппаратов 1-й и 2-й ступеней обеспечило повышение запасов ГДУ на пониженных частотах вращения ротора в несколько раз (рис. 4). Это позволило без каких-либо затрат существенно повысить надежность двигателя за счет простой доработки программы регулирования направляющих аппаратов.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 366 с.
2. Иноземцев А.А. О программе создания авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Перм. науч. центра УРО РАН. – 2010. – № 4. – С. 28–46.
3. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях / В.Г. Августинович, Ю.Н. Шмотин [и др.]. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
4. Милешин В.И., Митрохин В.Т. Повышение напорности осевых ступеней компрессора // Конверсия в машиностроении. – 2000. – № 5. – С. 25–32.
5. Плотников А.И. Метод определения оптимальных и критических зависимостей параметров ступеней осевого компрессора по результатам трехмерного анализа // Тез. докл. LXI науч.-техн. сессии по проблемам газовых турбин и парогазовых установок / ПМБ ВТИ. – М., 2014. – С. 160–162.
6. Aerodynamic design of axial-flow compressor / Johnson, Bullok [et al.]. NASA SP36. 1965, available at: http://webserver.dmt.upm.es/zope/DMT/Members/jmtizon/turbomaquinas/NASA-SP36_extracto.pdf (дата обращения: 20.04.2015).
7. Плотников А.И., Гузачев Е.Т., Ураев Д.А. Идентификация аэродинамической модели осевого компрессора с высоконапорной сверхзвуковой ступенью // Авиационная промышленность. – 2014. – № 1. – С. 13–19.
8. Иноземцев А.А., Плотников А.И. Разработка многоуровневого расчетного комплекса для определения газодинамических параметров высоконагруженного осевого компрессора // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – № 4. – С. 186.
9. Катаев В.А. Компрессор высокого давления // Пермские авиационные двигатели. – 2013. – № 27. – С. 52–53.
10. Pesteil A. Create advanced CFD for HPC performance improvement // ASME Turbo Expo 2012, 11–12 June. – Copenhagen, 2012. – ASME Paper GT2012-68844.

11. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
12. Cumpsty N.A. Some lessons learned // Journal of turbomachinery. – 2010. – № 132(4). – P. 7.

References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Fundamentals of designing aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008. Vol. 2. 366 p.
2. Inozemtsev A.A. O programme sozdaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [On program of creation of aviation gas-turbine engines]. *Vestnik Permskogo nauchnogo tsentra Uralskogo otdeleniya Rossiyskoy akademii nauk*, 2010, no. 4, pp. 28-46.
3. Avgustinovich V.G., Shmotin Yu.N. [et al.]. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh yavleniy v gazoturbinnnykh dvigatelyakh [Numerical simulation nonsteady processes in gas-turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie, 2005. 536 p.
4. Milesheyn V.I., Mitrokhin V.T. Povyshenie napornosti osevykh stupeney kompressora [Enhancement of head-flow characteristic of axial compressor stage]. *Konversiya v mashinostroyeniye*, 2000, no. 5, pp. 25-32.
5. Plotnikov A.I. Metod opredeleniya optimalnykh i kriticheskikh zavisimostey parametrov stupeney oseвого kompressora po rezultatam trekhmernogo analiza [Method for determination of optimal and critical dependences of stage parameters of axial compressor on three-dimensional analysis results]. *Tezisy dokladov LXI nauchno-tekhnicheskoy sessii po problemam gazovykh turbin i parogazovykh ustanovok*. Moscow, 2014, pp. 160-162.
6. Johnson, Bullock [et al.]. Aerodynamic design of axial-flow compressor. NASA SP36. 1965, available at: http://webserver.dmt.upm.es/zope/DMT/Members/jmtizon/turbomaquinas/NASA-SP36_extracto.pdf (accessed 20 April 2015).
7. Plotnikov A.I., Guzachev E.T., Uraev D.A. Identifikatsiya aerodinamicheskoy modeli oseвого kompressora s vysokonapornoy sverkhzvukovoy stupenyu [Identification of aerodynamic model of axial compressor with high-pressure supersonic stage]. *Aviatsionnaya promyshlennost*, 2014, no. 1, pp. 13-19.

8. Inozemtsev A.A., Plotnikov A.I. Razrabotka mnogourovnevnogo raschetnogo kompleksa dlya opredeleniya gazodinamicheskikh parametrov vysokonagruzhennogo oseвого компрессора [Development of multilevel calculating complex for determination of gasdynamic parameters of high-loaded axial compressor]. *Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya*, 2014, no. 4, p. 186.

9. Kataev V.A. Kompressor vysokogo davleniya [High-pressure compressor]. *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2013, no. 27, pp. 52-53.

10. Pesteil A. Create advanced CFD for HPC performance improvement. *ASME Turbo Expo 2012*, June 11-12, Copenhagen, 2012. ASME Paper GT2012-68844.

11. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin [Theory and calculation of aviation impeller machines]. Moscow: Mashinostroenie, 1986. 432 p.

12. Cumpsty N.A. Some lessons learned. *Journal of turbomachinery*, 2010, no. 132(4), p. 7.

Об авторах

Иноземцев Александр Александрович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, управляющий директор – генеральный конструктор ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93), профессор, заведующий кафедрой «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

Гузачев Евгений Тимофеевич (Пермь, Россия) – заместитель начальника расчетно-экспериментального отдела компрессоров ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93).

Катаев Владимир Анатольевич (Пермь, Россия) – начальник бригады расчетно-экспериментального отдела компрессоров ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

Плотников Андрей Игоревич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик расчетно-экспериментального отдела компрессоров ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: plotnikov-ai@avid.ru), аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

About the authors

Aleksandr A. Inozemtsev (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Managing Director – General Designer of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation), Professor, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Evgeniy T. Guzachev (Perm, Russian Federation) – Deputy Head of Department of Experiment and Calculation of Compressors, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Vladimir A. Kataev (Perm, Russian Federation) – Head of Group, Department of Experiment and Calculation of Compressors, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Andrey I. Plotnikov (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, Department of Experiment and Calculation of Compressors, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: plotnikov-ai@avid.ru), Doctoral Student, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Получено 15.05.2015