

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НЕОХЛАЖДАЕМОЙ ОСЕВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

М.А. Данилов

danilov@ciam.ru

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,
Москва, Российская Федерация

Аннотация

Описан комплекс для автоматизированного проектирования и трехмерного расчета характеристик одноступенчатой турбины малоразмерного газотурбинного двигателя. Комплекс позволяет в автоматическом режиме проектировать и рассчитывать осевую ступень турбины, а также выполнять доводку модели с минимальными временными затратами. Результатом расчета и проектирования являются параметры ступени на заданной частоте вращения ротора и в расчетной точке, также формируются 3D-модели соплового аппарата и рабочего колеса, интегрированные с технологической частью. Приведенный комплекс позволяет заменять и/или дополнять отдельные расчетные блоки при необходимости использования других программных пакетов. Технологическая, прочностная, тепловая и газодинамическая подмодели применимы только для моноколес турбины, которые широко используются в малоразмерных газотурбинных двигателях. Автоматизация комплекса дает возможность использовать ее совместно с автоматизированными программными комплексами многокритериальной оптимизации

Ключевые слова

Малоразмерный газотурбинный двигатель, неохлаждаемая ступень турбины, моноколесо турбины, параметрическая модель, вычислительная гидрогазодинамика, лопатка турбины

Поступила в редакцию 18.10.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Описание методики. Исходными данными для проектирования и расчета ступени турбины являются давление и температура на входе в ступень, требуемая полезная мощность, расход газа через ступень, ограничения по габаритным размерам и углу остаточной закрутки, если таковые имеются, частота вращения ротора.

Расчетный комплекс представляет собой совокупность открытых коммерческих программных комплексов и нескольких дополнительных подпрограмм, разработанных в ЦИАМ им. П.И. Баранова. При этом возможно дополнение или развитие отдельных расчетных блоков другими, выполняющими аналогичную задачу, при этом необходимо лишь соблюдать формат и структуру входных и выходных данных.

Для каждого расчетного блока написан свой макрос для работы внутри используемой программы и общий алгоритм, осуществляющий связь этапов и пе-

редачу данных. Автоматизация комплекса заключается в автоматизации каждого отдельного расчетного блока с помощью встроенных инструментов программирования, использования самостоятельных подпрограмм (необходимых для выполнения алгоритма) и общей программной оболочки, обеспечивающей запуск отдельных расчетных блоков, контроля их работы и обмена данными между расчетными блоками. Процесс автоматизированного проектирования и расчета состоит из следующих этапов (рис. 1) (в скобках указаны используемые программные комплексы):

- двумерный расчет ступени по трем сечениям с получением исходных данных для профилирования ступени (MathCAD);
- введение результатов двумерного расчета в параметрическую 3D-модель ступени и ее перестроение (MS Excel и Autodesk Inventor);
- подготовка сеточных моделей соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК) турбины (ICEM);
- расчет пропускной способности СА (ANSYS CFX);
- в случае соответствия параметров СА требуемым — расчет ступени на максимальном режиме (ANSYS CFX);
- в случае соответствия параметров РК требуемым — расчет характеристик ступени для всех заданных режимов (ANSYS CFX).

Двумерный расчет ступени. На этом этапе происходит определение проточной части ступени, углов выхода лопаток СА, углов входа и выхода лопаток РК на втулочном и периферийном сечениях ступени и на среднем диаметре.

Главными ограничивающими факторами в расчете являются минимальный втулочный диаметр РК, исходя из условия достижения требуемой полезной мощности ступенью, докритические условия работы СА, не превышение допустимого уровня напряжений растяжения в лопатках РК, выполнение габаритных ограничений и ограничений по остаточному углу закрутки. Лопатки РК турбины профилируются по закону постоянной циркуляции по радиусу ($c_{1u}r = \text{const}$ и $c_{2u}r = \text{const}$), другие законы профилирования в рамках настоящей работы не рассматривались. Для ограничения нагруженности ступени используется безразмерный параметр $v = H_T / U_{\text{вт}}$ (где H_T — удельная работа газа; $U_{\text{вт}}$ — окружная скорость у втулки РК).

Двумерный расчет ступени основан на известных методиках проектирования лопаточных машин [1–3] и адаптирован для трехмерного проектирования. Существенным недостатком адаптированной методики является отсутствие возможности определения эффективности ступени на нерасчетных режимах и низкая точность определения критических площадей лопаточных решеток, что компенсируется на этапе трехмерного расчета.

Перестроение параметрической модели ступени. Полученные геометрические параметры перед введением в параметрическую 3D-модель проходят три вида проверки. Первая — логическая, она позволяет избежать ошибок типа превышения втулочного диаметра периферийного, причиной возникновения

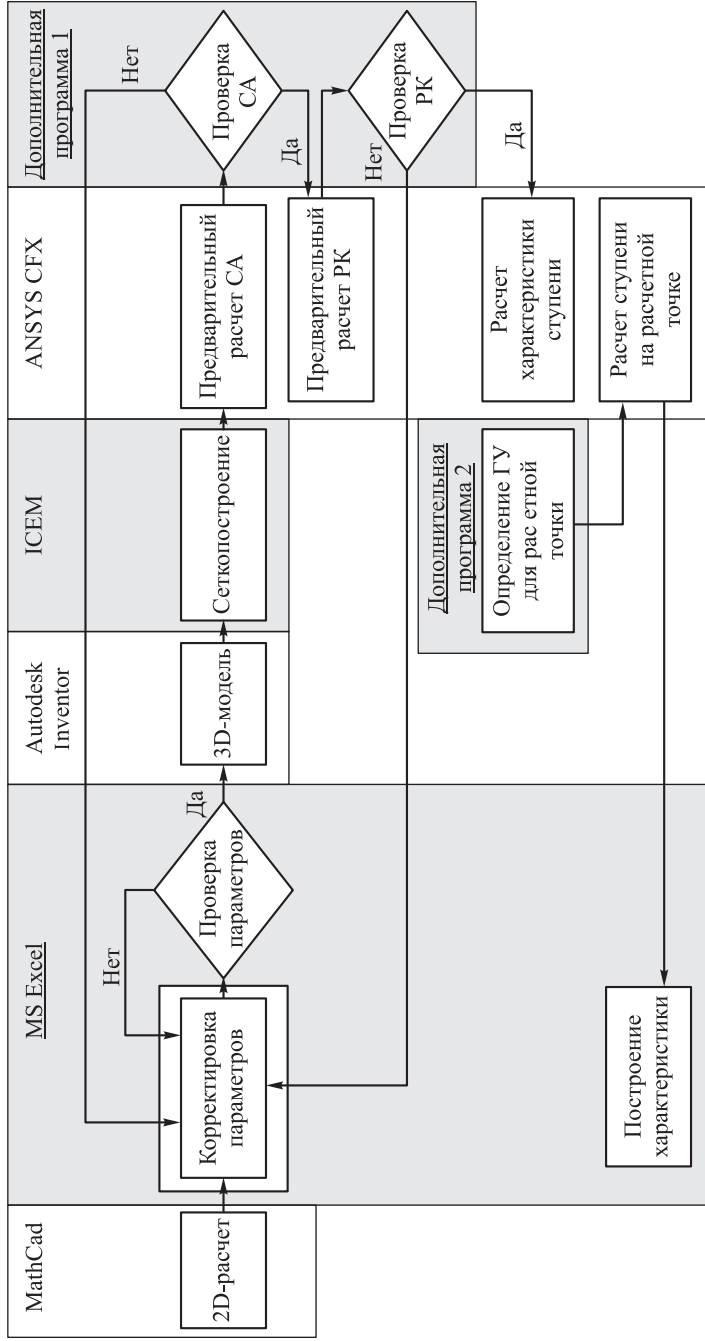


Рис. 1. Структура комплекса проектирования и расчета осевой ступени турбины

таких ошибок могут являться некорректные исходные данные и ошибки при корректировке параметров проектантом. Вторая — проверка построения, этот вид проверки корректирует, в случае необходимости, параметры, требуемые для построения модели с заданной топологией. Третий вид проверки — профильная (рис. 2), в результате проверки корректируются, в случае необходимости, коэффициенты, отвечающие за форму профиля лопатки из условия формирования наиболее благоприятной с точки зрения гидравлических потерь (отсутствия перегибов и неравномерности в изменении кривизны профиля и др.).

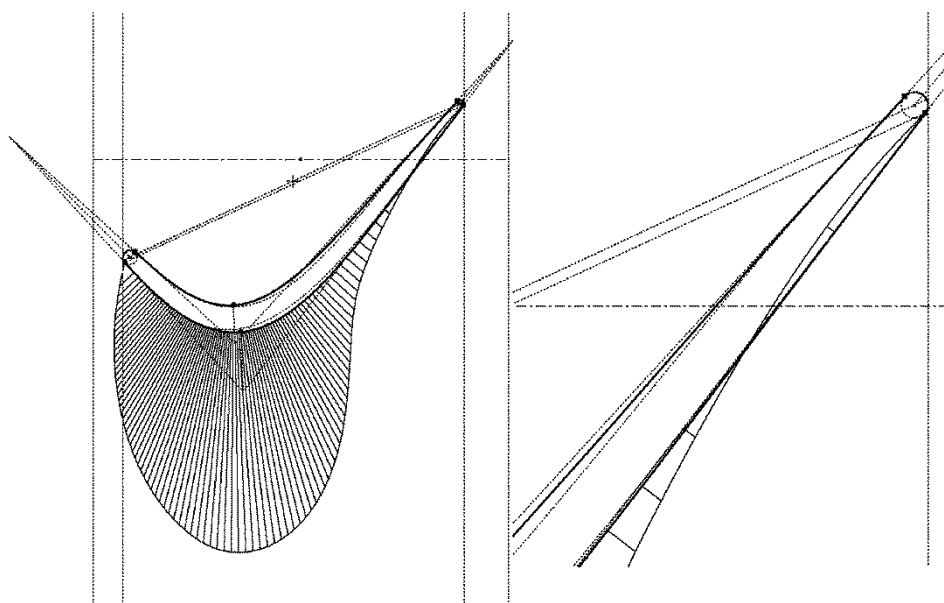


Рис. 2. Нарушение формы профиля до корректировки параметров (показана эпюра кривизны спинки профиля, вблизи выходной кромки возникает участок перегиба)

Таким образом, даже при ситуации ручного проектирования ступени ее трехмерная модель автоматически корректируется в автоматически рассчитываемом диапазоне значений для каждого параметра для достижения приемлемой эффективности и сохранения топологии модели.

Параметрическая модель одина для СА и РК. Форма и тип лопаток регулируются несколькими коэффициентами (рис. 3), благодаря чему параметрическая модель универсальна, что упрощает дальнейшие процессы сеткопостроения, расчета и корректировки параметров. На основе двумерного расчета формируется перечень из 46 параметров, отвечающих за проточную часть и форму лопатки (отдельных для СА и РК), 26 дисковых параметров, 6 технологических параметров, 6 логических параметров, определяющих вид топологии ступени в зависимости от типа диска, типа перехода статор-ротор, формы придисковых полостей и т. д. При этом проточная часть по технологическим соображениям имеет цилиндрические участки, на входе и выходе сопряженные с конусообразным участком, и постоянный по длине радиальный зазор лопаток РК. Конструкции каких-либо уплотнений,

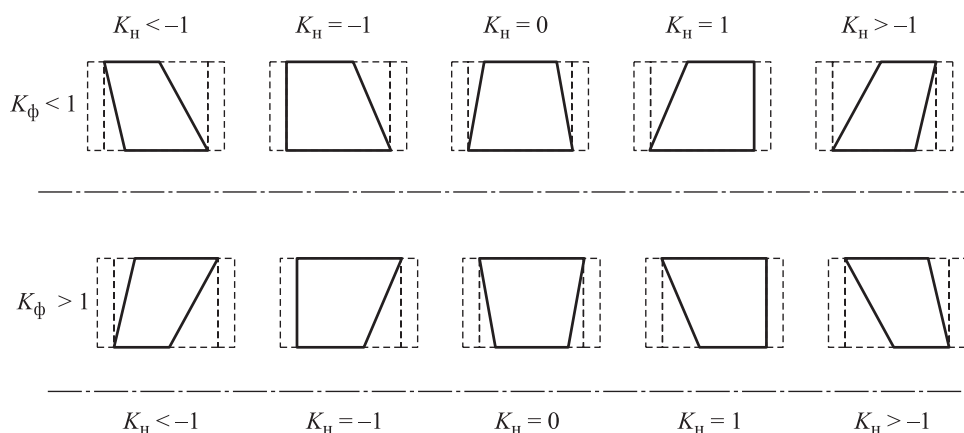


Рис. 3. Задание формы и типа лопаток коэффициентами формы (K_ϕ) и типа меридионального навала (K_n)

перекрыш и формы осевого зазора между статором и ротором турбины в настоящей работе не рассматривались.

Трехмерная модель содержит в себе 3D-модели СА и РК (рис. 4), сектора проточной части СА и РК с лопатками, модель диска с учетом требований прочности (сопряжение методики с прочностным расчетом в настоящей статье опущено), модели придисковых полостей для теплового расчета и технологическую подмодель.

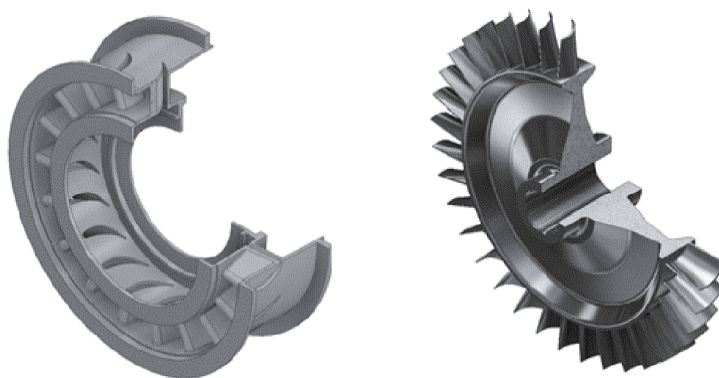


Рис. 4. Внешний вид 3D-моделей СА и РК

Сектора проточной части и диска формируются с помощью поверхностей, содержащих в себе среднюю поверхность пера лопатки на участке проточной части и переходящей в осевую линию ступени. Поверхности смещены на половину углового шага лопатки и таким образом ограничивают пространственные сектора проточной части, диска, придисковых полостей.

Технологическая подмодель учитывает усадку отливки и восковой модели, припуски на обработку пера лопатки РК, диска РК, корпуса СА, проверку тех-

нологической реализуемости деталей по условию собираемости формы и свободного снятия литейных знаков. Наличие связи с технологической подмоделью существенно ускоряет процесс проектирования ступени, позволяя минимизировать промежуток времени и трудозатраты между доводкой облика и технологической подготовкой.

Построение сетки. Параметрическая модель формирует модели расчетных объемов секторов, содержащих по лопатке СА и РК с постоянной топологией. Благодаря этому процесс сеткопостроения и подготовки газодинамической задачи полностью автоматизирован. В сеточной модели используется тетраэдрический тип элементов со сгущениями вблизи втулки, периферии, пера лопатки и радиального зазора РК. Размер элементов обеспечивает значение безразмерного коэффициента стенки y^+ менее 15. При этом характерный размер ячеек возможно варьировать безразмерным параметром для достижения иных значений y^+ в целях увеличения точности расчета или его ускорения.

Использование тетраэдрических сеток (несмотря на простоту их построения) часто является неэкономным из-за большего количества элементов по сравнению со структурированными гексагональными сетками. Однако простота и возможность автоматизации построения тетраэдрических сеток позволяют избежать появления отрицательных объемов или сеток с плохим качеством [4, 5].

Расчет пропускной способности СА. Предварительно происходит расчет только СА для определения достаточности его пропускной способности относительно расхода в расчетной точке. Тип граничных условий, используемых в расчете: полные давления и температура на входе и статическое давление на выходе. При этом параметры на входе соответствуют исходным данным, а статическое давление на выходе подбирается по эмпирической формуле из условия работы СА на режиме запираания. Таким образом, полученный расход сравнивается с требуемым значением, основанным на заданном расходе и параметрах, полученных из 2D-расчета, и в случае удовлетворения этих условий расчет продолжается, в ином случае программа завершает работу, поскольку требуется корректировка трехмерной модели СА.

При трехмерном расчете в программном пакете ANSYS CFX используются условие периодичности секторов лопаточных машин [6], модель турбулентности Shear Stress Transport (перенос сдвиговых напряжений) [7–9], опция Total Energy (полная энергия), позволяющая моделировать дополнительный нагрев потока вследствие трансформации кинетической энергии в потенциальную, а также решается задача стационарного обтекания с использованием интерфейса типа Stage (окружное осреднение) на границе взаимодействия статора с ротором [4, 6–8]. При таком взаимодействии происходит осреднение характеристик потока в окружном направлении.

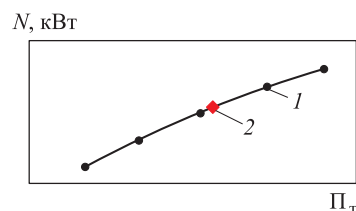
Выбор программного пакета и условий решения газодинамической задачи обусловлен широким применением данного средства моделирования в инженерной практике и большим перечнем публикаций о решениях и верификации результатов.

Расчет ступени. Для обеспечения стабильности работы для всех расчетов ступени используются граничные условия типа: полные давления и температура на входе и статическое давление на выходе, поскольку задание расхода на выходе ступени может приводить к программным ошибкам расчета. Такой подход требует корректного определения граничных условий для получения параметров ступени в расчетной точке, соответствующей исходным частоте вращения, расходу газа и полезной мощности.

Дальнейший расчет ступени начинается с определения граничных условий для точки, соответствующей степени понижения давления, заведомо превышающей расчетную (правая точка на рис. 5), таким образом определяется, содержится ли точка с требуемой мощностью на характеристике. Затем при благоприятном исходе рассчитываются точки с меньшими степенями понижения давления. При этом число рассчитываемых точек является регулируемым, по опыту применения методики — четыре точки обеспечивают приемлемую точность в определении характеристики ступени. Далее по двум точкам определяется участок характеристики, содержащий расчетную точку, и по гиперболическому закону определяются граничные условия для расчета искомой точки.

Рис. 5. К определению рабочей точки на фрагменте рассчитанной зависимости мощности от степени понижения давления:

1 — характеристика; 2 — расчет



В случае наличия в исходных данных параметров других режимов процесс повторяется аналогично для других частот вращения.

Построение характеристики. По полученным результатам расчета формируется типовой отчет о результатах, содержащий интегральные параметры при заданной частоте вращения ротора и в расчетной точке, а также полиномиальные выражения, аппроксимирующие эти зависимости.

Корректировка параметров. При необходимости изменения параметров расчета либо корректировки трехмерной модели ступени вся последовательность действий повторяется. Корректировка параметров — единственный этап, требующий (допускающий) участия проектанта, все остальные этапы и передача данных между ними полностью автоматизированы.

Апробация методики. Описанный расчетный комплекс апробирован при проектировании одноступенчатой турбины демонстратора малоразмерного ГТД, разрабатываемого в ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Параметры ступени в расчетной точке

Частота вращения ротора n , об/мин 6500
 Полное давление на входе P_1^* , бар 4,371

Полная температура на входе T_1^* , К	1235,4
Степень понижения давления:	
по полным параметрам, Π_1^*	2,112
по статическим параметрам, Π_1	2,567
Угол потока на выходе из ступени A_2 , град	86,9
Адиабатический КПД:	
по полным параметрам η^*	0,8884
по статическим параметрам η	0,718
Суммарные потери полного давления	
в лопаточных решетках, σ_{sum}	0,922

Заключение. В результате работы комплекса формируются конструкторская и технологическая 3D-модели СА и РК, определяются параметры на расчетном режиме. Алгоритм поиска и уточнения граничных условий, определения параметров сеток, условий приемлемости пропускной способности СА основан на эмпирических выражениях, связанных с исходными данными и данными, полученными в результате 2D-расчета облика ступени. По опыту использования описанной методики можно сделать вывод, что параметры на расчетном режиме соответствуют заданным с погрешностью менее 0,2 % по требуемой мощности. Требуемые проектные параметры достигаются в среднем за 10 циклов работы комплекса.

На основе описанного алгоритма работы комплекса разработана его модификация, отличающаяся стадией сеткопостроения. Для всех рассчитываемых точек, кроме расчетной, используется облегченная сеточная модель для ускорения процесса расчета. По полученным результатам также определяются граничные условия для расчетной точки, она рассчитывается на более точной сеточной модели, и по результатам корректируются параметры ступени, соответствующие той же частоте вращения ротора. Такой подход позволил уменьшить в 1,5 раза время расчета, несмотря на наличие дополнительного этапа сеткопостроения, но при этом происходит снижение точности расчета, связанное с корректированием характеристики относительно расчетной точки.

Вследствие автоматизации процесс расчета и проектирования вместо человеческого участия на этапе корректирования параметров облика ступени возможно использование программных комплексов автоматической многокритериальной оптимизации, а также междисциплинарного расчета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Холицевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1970. 614 с.
2. Аронов Б.М., Жуковский М.И., Журавлев В.А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1975. 192 с.
3. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1979. 216 с.

4. Янъозов А., Лазаровски Н. Влияние геометрической формы соплового аппарата на эффективность преобразования энергии в ступенях паровых турбин // ANSYS Advantage. Русская редакция. 2009. № 11. С. 29–34.
5. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. ANSYS CFX Release 11.0. ANSYS, 2006. 312 p.
6. Хитрых Д. Проектирование турбомашин: обзор моделей турбулентности // ANSYS Solutions. Русская редакция. 2005. № 1 (1). С. 9–11.
7. Menter F.R. Turbulence modeling for turbomachinery // QNET-CFD Network Newsletter. 2003. Vol. 2. No. 3. P. 10–13.
8. Cox G.D. Современные CFD-технологии в турбомашиностроении // ANSYS Advantage. Русская редакция. Осень 2007. С. 26–31.
9. Кириллов А.И., Галаев С.А. Некоторые результаты численного моделирования турбулентного течения в решетках турбомашин // Труды XV школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева. Т. 2. М.: Изд-во МЭИ, 2005. С. 7–12.

Данилов Максим Алексеевич — ведущий конструктор Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Данилов М.А. Автоматизированное проектирование и расчет неохлаждаемой осевой ступени турбины малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 6. С. 115–124. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-6-115-124

**COMPUTER-AIDED DESIGN AND PARAMETER COMPUTATION
FOR AN UNCOOLED AXIAL TURBINE STAGE OF A SMALL-SCALE
GAS-TURBINE ENGINE**

M.A. Danilov

danilov@ciam.ru

P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motor, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper describes a software package for computer-aided design and three-dimensional property computation for a single-stage turbine of a small-scale gas-turbine engine. The package can automate axial turbine stage design and related computations, as well as refine the model in minimum time. Using the package for computation and design leads to obtaining stage parameters for a specified rotor frequency in the desired point; 3D models of the nozzle block and runner are also formed, integrated into the manufacturing information. This package allows for replacing or updating specific computational modules if there arises a need to use other software. The sub-models for computing manufacturing, strength, heat and gas dynamic parameters are only

Keywords

Small-scale gas-turbine engine, un-cooled turbine stage, blisk, parametric model, computational fluid and gas dynamics, turbine blade

applicable in the case of blisks, which are widely used in small-scale gas-turbine engines. Automation of our software package means it may be used together with other automated multicriteria optimization software

Received 18.10.2017

© BMSTU, 2018

REFERENCES

- [1] Kholshchevnikov K.V. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Theory and calculation of aircraft impeller machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 614 p.
- [2] Aronov B.M., Zhukovskiy M.I., Zhuravlev V.A. *Profilirovaniye lopatok aviatsionnykh gazovykh turbin* [Blades profiling of aircraft gas turbines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 192 p.
- [3] Abiants V.Kh. *Teoriya aviatsionnykh gazovykh turbin* [Theory of aircraft gas turbines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 216 p.
- [4] Yang'ozov A., Lazarovski N. Effect of nozzle diaphragm geometry on energy transform efficiency in steam turbine stages. *ANSYS Advantage. Russkaya redaktsiya*, 2009, no. 11, pp. 29–34.
- [5] ANSYS CFX-Solver Theory Guide. ANSYS CFX Release 11.0. ANSYS, 2006. 312 p.
- [6] Khitrykh D. Turbomachines engineering: review on turbulence models. *ANSYS Solutions. Russkaya redaktsiya*, 2005, no. 1 (1), pp. 9–11 (in Russ.).
- [7] Menter F.R. Turbulence modeling for turbomachinery. *QNET-CFD Network Newsletter*, 2003, vol. 2, no. 3, pp. 10–13 (in Russ.).
- [8] Cox G.D. Modern CFD-technologies in turbomachinery. *ANSYS Advantage. Russkaya redaktsiya*, autumn of 2007, pp. 26–31 (in Russ.).
- [9] Kirillov A.I., Galaev S.A. Some results of numerical modelling of turbulent flow in turbomachinery calculations. *Trudy XV shkoly-seminara molodykh uchenykh i spetsialistov pod rukovodstvom akademika RAN A.I. Leont'eva. T. 2* [Proc. XV School-Seminar of young scientists and specialists under the direction of RAS academician Leontiev A.I. Vol. 2]. Moscow, MEI Publ., 2005, pp. 7–12 (in Russ.).

Danilov M.A. — Lead Designer, P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motor (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Danilov M.A. Computer-Aided Design and Parameter Computation for an Uncooled Axial Turbine Stage of a Small-Scale Gas-Turbine Engine. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 6, pp. 115–124 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-6-115-124