УДК 621.431.75

СНИЖЕНИЕ ОКРУЖНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА В ПОСЛЕДНЕЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА СРЕДНЕГО ДАВЛЕНИЯ

© 2012 О. В. Батурин, А. В. Кривцов, В. Н. Матвеев, Г. М. Попов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

С помощью трёхмерной модели рабочего процесса компрессора среднего давления (КСД) оценивается окружная неравномерность потока в рабочем колесе последней ступени, вызванной стойками опоры на выходе из КСД. Предложены способы снижения окружной неравномерности потока за счёт изменения углов установки лопаток направляющего аппарата последней ступени.

Модель полноразмерного лопаточного венца, граничное условие, окружная неравномерность.

Одной из основных целей внедрения программ численного моделирования газовых потоков в процесс проектирования и доводки компрессоров является снижение потребного количества испытаний и, как следствие, сокращение времени проектирования и доводки изделия. В мировой практике отмечено, что использование численных методов позволяет более чем на порядок снизить затраты на доводку авиационного газотурбинного двигателя.

В данной работе приводятся результаты газодинамического исследования по снижению неравномерности газовой нагрузки на лопатки рабочего колеса последней ступени пятиступенчатого компрессора среднего давления (КСД), возникающей из-за расположенной рядом промежуточной опоры двигателя. На рис. 1 представлена схема проточной части исследуемого компрессора.

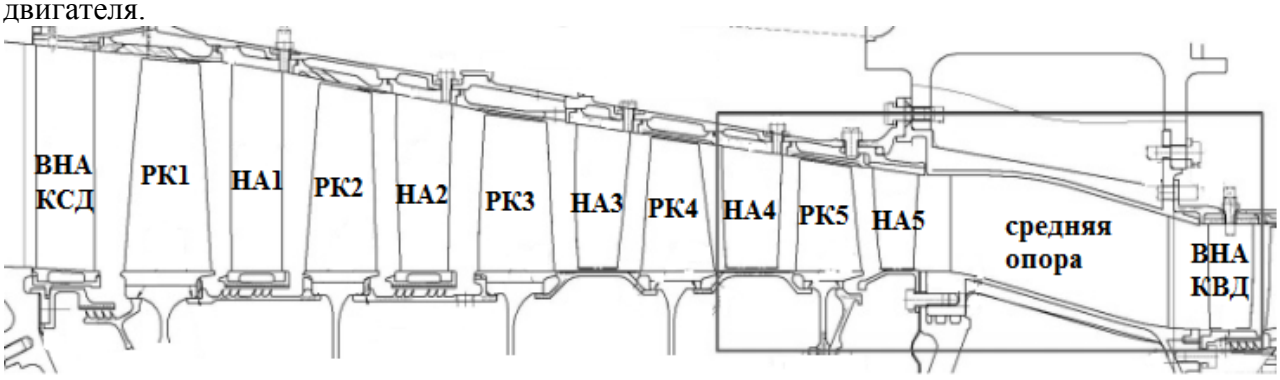


Рис. 1. Схема проточной части исследуемого компрессора

Стойки промежуточной опоры двигателя, располагающиеся за направляющим аппаратом пятой ступени (НА5), имеют разную толщину и распределены с разным угловым смещением относительно друг друга. Из-за сильной неравномерности потока в окружном направлении рабочие лопатки пятой ступени исследуемого компрессора выполнены с антивибрационной полкой.

Для определения наиболее неблагоприятных, с точки зрения неравномерности потока, условий работы компрессора была проведена серия расчётов на основных режимах двигателя: на взлётном, крейсерском и малом газе. Для определения распределения параметров потока в последнем рабочем колесе РК5 было решено осуществить моделирование течения воздуха в полноразмерных лопаточных венцах направляющего аппарата четвёртой ступени НА4, РК5, направляющего аппарата пятой ступени НА5, в проточной части средней опоры и входном направляющем аппарате (ВНА) компрессора высокого давления (КВД). Данные венцы выделены на рис. 1. По причине того, что эти лопаточные венцы

работают в составе всего компрессора газогенератора, граничные условия для данной полноразмерной модели было решено определять из расчёта секторной модели, которая включала в себя КСД, среднюю опору и ВНА КВД.

Расчётные сеточные модели создавались в сеткогенераторе NUMECA AutoGrid 5. При создании секторной сеточной модели учитывались галтели лопаток и радиальные зазоры. Средняя опора моделировалась с равномерно распределёнными стойками средней толщины. Рабочая лопатка пятой ступени моделировалась без антивибрационной полки.

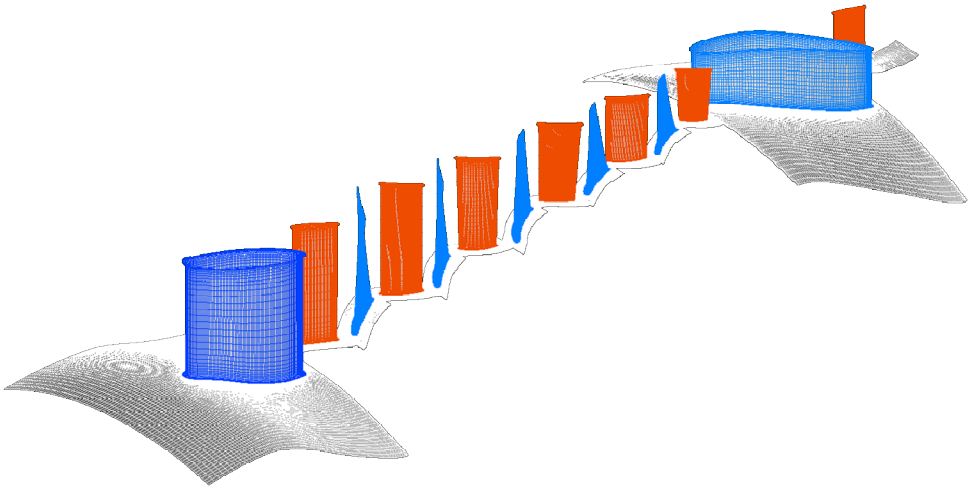


Рис. 2. Расчетная сетка секторной модели

При построении сетки количество элементов по высоте лопаток варьировалось от 57 (короткие лопатки последних ступеней) до 69. Размер элемента, ближайшего к стенке, подбирался таким образом, чтобы обеспечить значение безразмерного параметра y+ на уровне 1. Среднее количество элементов на лопаточный венец в секторной модели составило 500 тысяч. Общий размер расчётной сетки равен 7,6 миллионов элементов.

Расчёт секторной модели осуществлялся в программном комплексе NUMECA FineTurbo. При расчётах в качестве рабочего тела использовалась модель идеального газа со свойствами сухого воздуха. При этом теплоёмкость и вязкость задавались в полиномиальной зависимости от температуры воздуха. В расчётах в соответствии с рекомендациями [1] была использована низкорейнольдсовая модель турбулентности *k–epsilon Low Re Yang – Shih*. Для передачи параметров между венцами использовался интерфейс Full Non Matching Mixing Plane с осреднением параметров потока в окружном направлении. Для моделирования условий определённого режима использовалась соответствующая частота вращения ротора, на входе задавались значения полного давления и температуры, а также угол потока, соответствующие рассматриваемому режиму. На выходе из расчётной модели задавалось статическое давление таким образом, чтобы степень повышения давления соответствовала расчётному значению на данном режиме. В результате расчёта секторной модели были определены радиальные эпюры полного давления, полной температуры и угла потока в сечении перед НА4 для каждого из рассмотренных режимов работы компрессора. Эпюры указанных параметров для взлётного режима приведены на рисунках 3,4 и 5. Далее полученные данные служили граничными условиями для расчёта полноразмерной модели. Расчётная сетка создавалась в программном комплексе Numeca AutoGrid 5. Количество элементов на один межлопаточный канал было равно 75 тысяч. Количество элементов сетки средней опоры составило четыре миллиона. Суммарный размер сетки расчётной модели (рис.6) был равен 40 миллионам элементов. Расчёт данной модели выполнялся в программном

комплексе ANSYS CFX в стационарной постановке. В данной модели для передачи параметров между венцами использовался интерфейс Frozen Rotor. Выбор данного интерфейса был обусловлен тем, что в процессе его работы не происходит осреднения параметров потока. Расчёты проводились с помощью модели турбулентности *k – epsilon.*

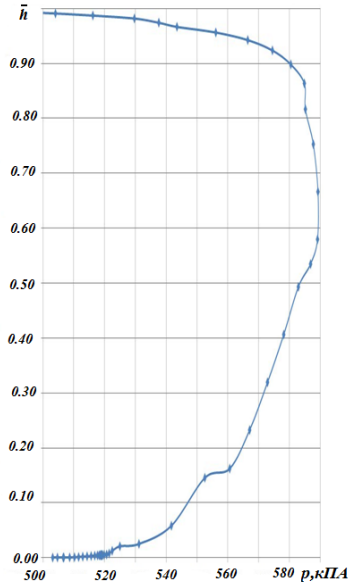


Рис. 3. Распределение полного давления по относительной высоте проточной части перед НА4 на взлётном режиме

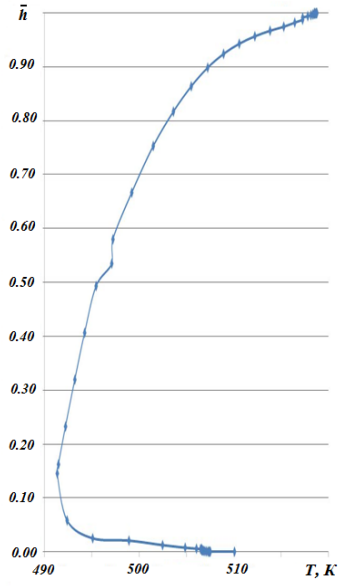


Рис. 4. Распределение полной температуры по относительной высоте проточной части перед НА4 на взлетном режиме

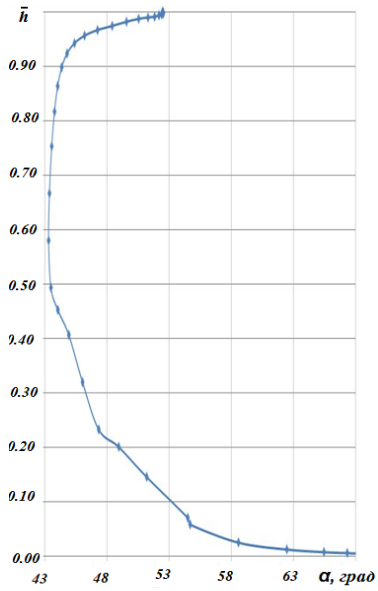


Рис. 5. Распределение угла потока по относительной высоте проточной части перед НА4 на взлетном режиме

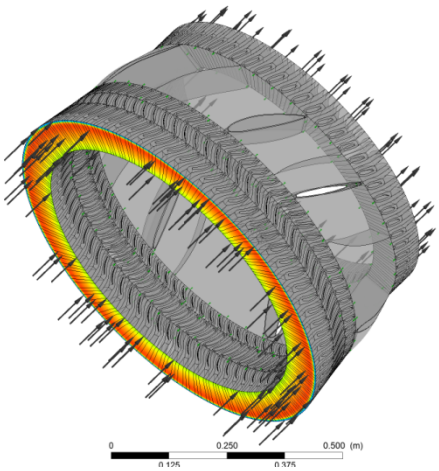


Рис. 6. Вид полноразмерной расчётной модели для определения окружной неравномерности потока

В качестве рабочего тела при моделировании использовался идеальный газ со свойствами сухого воздуха, теплоёмкость и вязкость которого зависели от температуры воздуха. В качестве граничных условий на входе в компрессор задавались распределения полного давления, полной температуры и углов потока на входе. На выходе из расчётной модели задавалось статическое давление. Следует отметить, что граничные условия соответствовали выбранному режиму работы и брались из результатов расчёта секторной модели компрессора.

Расчёт данной модели выполнялся на суперкомпьютере СГАУ «Сергей Королёв». В результате расчёта данной модели были определены газодинамические нагрузки, действующие на все лопатки РК5. Газодинамические нагрузки представляют собой поля статического давления, действующие на поверхность каждой лопатки. По результатам расчёта были построены графики изменения статического давления в окружном направлении на среднем диаметре в сечении за РК5 компрессора для трёх режимов (взлётный, крейсерский и малый газ). В дальнейшем они были представлены для каждого режима работы в относительном виде. Для этого значения статического давления в окружном направлении были отнесены к среднему давлению в сечении за РК5 для соответствующего режима. Графики изменения относительного статического давления в сечении за РК5 в зависимости от угловой координаты φ приведены на рис. 7.

На нём чётко выделяются 7 скачков давления, которые соответствуют стойкам средней опоры, причём самый большой пик располагается напротив самой толстой стойки ($\varphi=180^0$). Необходимо также отметить, что характер окружной неравномерности не зависит от режима работы компрессора и чётко связан с геометрией опоры. Это наглядно видно из рис. 7: графики относительного статического давления для различных режимов работы двигателя «накладываются» друг на друга. Количественно максимальная окружная неравномерность (разница между самым высоким пиком и самой глубокой впадиной на графиках) достигает 18% перед самой толстой стойкой опоры ($\varphi=180^0$).

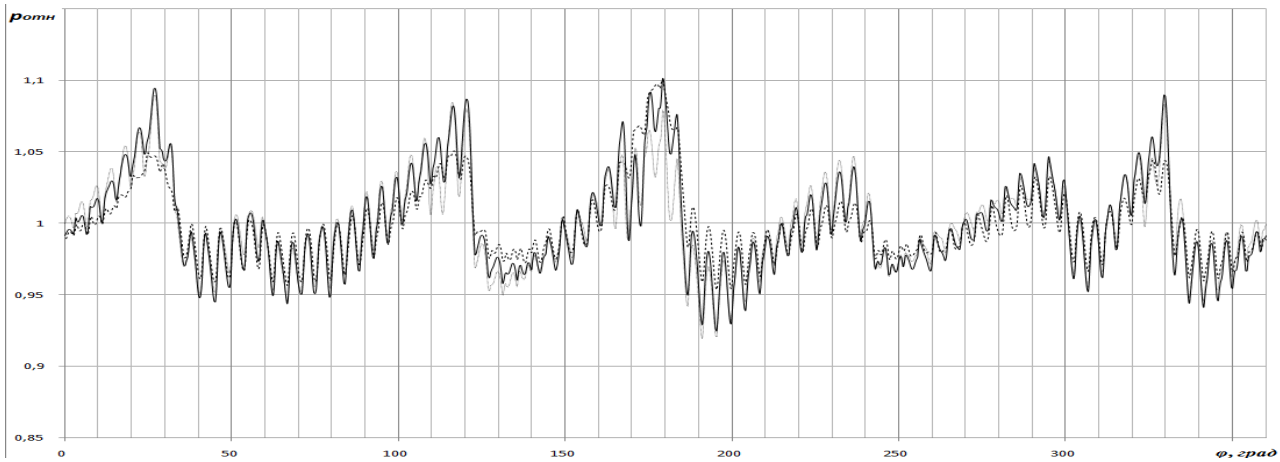


Рис. 7. Изменение относительного статического давления в сечении за 5 РК на среднем диаметре: ____- взлётный режим; ..... - крейсерский режим; _ _ _ _– малый газ.

Поскольку опора является сложным техническим узлом и изменение её конструкции ведёт к значительной переделке всего двигателя, для снижения окружной неравномерности потока был выбран путь изменения конструкции НА5.

В [2] показано, что равномерная решётка профилей, установленная перед плохообтекаемым телом, переносит возмущения вверх по потоку, значительно усиливая их по сравнению с возмущениями, вызванными этим телом при отсутствии решётки. Расположение перед плохообтекаемым телом лопаток под различным углом установки может значительно снизить неравномерность потока, в том числе в области течения перед лопаточным венцом. В этой связи было решено расположить лопатки НА5 перед стойками опоры с различными углами установки. Для этого все лопатки НА5 были разделены на 7 групп. Для разделения лопаток по группам была выполнена развёртка стоек опоры и лопаток НА5 в окружном направлении с жёсткой привязкой друг к другу. Изменение угла установки в пределах каждой группы схематично продемонстрировано на рис. 8. Лопатки, расположенные по разные стороны от плоскости симметрии стойки, поворачивались в противоположные направления относительно исходного положения (показано пунктиром). При этом лопатки, расположенные ближе к стойке, поворачивались на больший угол, а расположенные дальше от стойки - на меньший угол. Следует отметить, что если лопатка НА располагалась в плоскости симметрии стойки, угол её установки не менялся. На данном этапе работы изменение углов установки лопаток в пределах групп было осуществлено по линейному закону. Было рассмотрено два варианта линейных законов, которые отличались один от другого лишь максимальными углами поворота лопаток. Каждый линейный закон характеризуется максимальным изменением угла установки внутри своей группы. Для первого закона максимальный угол составлял 6^o, а для второго - 9^o, соответственно.

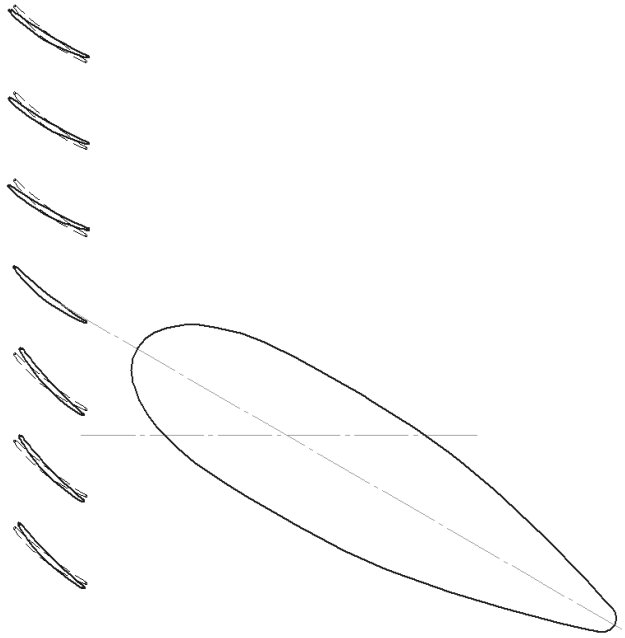


Рис. 8. Схема разворота лопаток в пределах одной группы

Для создания сеток для каждого из законов была построена параметрическая модель, позволяющая при введении максимально угла поворота лопатки автоматически определять угол поворота остальных лопаток группы. Перестроение сетки и создание полноразмерной расчётной модели, аналогичной описанной выше, также происходило автоматически. Таким образом, были созданы две расчётные полноразмерные модели, соответствующие двум линейным законам изменения углов установки лопаток НА5.

При определении граничных условий новых расчётных моделей вводилось допущение о том, что изменение углов установки лопаток незначительно повлияет на интегральное распределение параметров между лопаточными венцами. Поскольку ранее было показано, что окружная неравномерность зависит только от конфигурации опоры, для оценки влияния изменение углов установки лопаток на неравномерность потока был произведён расчёт только на взлётном режиме работы двигателя. Технология расчёта полноразмерной модели не отличалась от описанной выше.

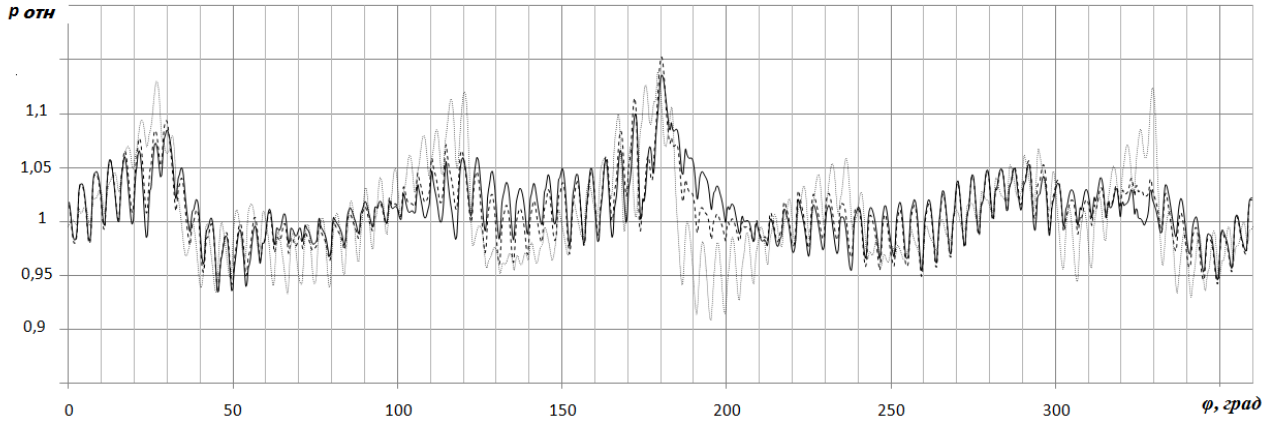


Рис. 9. Изменение относительного статического давления в сечении за РК5 на среднем диаметре на взлётном режиме: ..... - исходная форма НА5; – – – - первый закон изменения углов установки лопаток НА5; ——— – второй закон изменения углов установки лопаток НА5

Для количественной и качественной оценки влияния изменения углов установки лопаток на окружную неравномерность потока были построены графики изменения относительного статического давления в сечении за РК5 на среднем диаметре в зависимости от угловой координаты φ (рис.9). Анализ графиков показывает, что разность давлений на выходе из РК5 при прохождении мимо каждой стойки уменьшилась до 11...12% при первом законе и до 7...12% при втором законе изменения углов установки лопаток НА5. Следует отметить практически полное устранение на графике относительного давления "впадины" в области $\varphi=180^0$ (в районе самой толстой стойки опоры). Относительное давление здесь увеличилось приблизительно на 7...8%, что позволило снизить перепад давлений на лопатках РК5 при прохождении мимо этой стойки в 1,5 раза.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что за счёт изменения углов установки лопаток НА5 удалось существенно изменить характер неравномерности потока в РК5, снизить разность давлений на рабочей

лопатке при её прохождении мимо каждой стойки опоры. Это должно снизить уровень напряжений и, возможно, позволит исключить необходимость выполнения лопаток пятой ступени с антивибрационными полками.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1. Матвеев, В.Н. Оценка адекватности электронной модели потока и КПД-характеристики центростремительного микротурбинного привода [Текст] / В.Н. Матвеев, Л.С. Шаблий // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – Самара, 2011. – №2 (26). Часть 2. – С. 41-47.

2. Шкловец, А.О. Расчет вынужденных колебаний лопаток рабочего колеса компрессора авиационного газотурбинного двигателя, возникающих от действия окружной неоднородности газового потока [Текст] / А.О. Шкловец, Г.М. Попов, Д.А. Колмакова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - Том 14, №1 (2). – 2012. - С.517-520.

REDUCTION OF CIRCUMFERENTIAL VARIATION IN THE FINAL STAGE OF IPC

© 2012 O. V. Baturin, A. V. Krivcov, V. N. Matveev, G. M. Popov

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

Circumferential variation of the flow in final stage rotor wheel, caused by the support racks at the exit of the IPC, is evaluated by means of intermediate pressure compressor's workflow 3D model. The methods of reducing the flow circumferential variation by changing final stage's guide vanes angles.

Full-size blade row model, boundary condition, circumferential nonuniformity.

Информация об авторах

Батурин Олег Витальевич кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: oleg.v.baturin@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, агрегаты наддува ДВС.

Кривцов Александр Васильевич, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: a2000009@rambler.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, моделирование процессов теплообмена.

Матвеев Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: tdla@ssau.ru. Область научных интересов: лопаточные машины, турбоприводы, численные методы расчёта.

Попов Григорий Михайлович, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный

исследовательский университет). E-mail: grishatty@mail.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, рабочие процессы ВРД.

Baturin Oleg Vital'evich, Candidate of Science, assistant professor of the chair of theory of engine for flying vehicle, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University). E-mail: oleg.v.baturin@gmail.com. Area of research: workflows in turbomachines, computational fluid dynamics, turbocharger.

Krivtsov Alexander Vasileevich, magistrand, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University). E-mail: krivcov63@mail.ru. Area of research: blade machines, numerical calculations, processes of heat exchange and diffusion.

Matveev Valeriy Nikolaevich, Doctor of Technical Sciences, Professor, head of department of aircraft engines theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University). E-mail: tdla@ssau.ru. Area of research: blade machines, turbo-drives, numerical calculations.

Popov Grigory Mikhailovich, engineer, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University). E-mail: grishatty@gmail.com. Area of research: workflows in turbomachines, computational fluid dynamics, work processes of the jet engines.