



УДК 621.452.322; 004.942
ГРНТИ 55.42.47; 55.42.03

ПОДХОДЫ К ОЦЕНКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

*А.Г. КРИВЕНОК, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
В.В. КОРОЛЕНКО, кандидат экономических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
Ю.Ю. ВАСИЛЬЕВА
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

Использование современных вычислительных систем (комплексов) для оценки технического состояния авиационных газотурбинных двигателей в настоящее время является одним из наиболее перспективных направлений исследований в данной области, что во многом обусловлено доступностью соответствующих методов. В статье рассмотрены различные подходы к оценке технического состояния газотурбинных двигателей. Результаты применения одного из подходов представлены более подробно.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель; техническое состояние; математическое моделирование; программный комплекс; рабочее тело; отказ; контролепригодность.

APPROACHES TO ASSESSING THE AVIATION GAS TURBINE ENGINES TECHNICAL STATUS USING MATHEMATICAL MODELING

*A.G. KRIVENOK, Candidate of technical sciences
MESCAF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)
V.V. KOROLENKO, Candidate of economic sciences
MESCAF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)
YU.YU. VASILYEVA
MESCAF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)*

The use of modern computing systems (complexes) to assess the technical condition of aviation gas turbine engines is currently one of the most promising areas of research in this area, which is largely due to the availability of appropriate methods. The article discusses various approaches to assessing the technical condition of gas turbine engines. The results of one of the approaches are presented in more detail.

Keywords: aviation gas turbine engine; technical status; mathematical modeling; program complex; working body; renouncement; maintainability.

Авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой сложное техническое устройство, основным предназначением которого является создание требуемой для полета летательного аппарата (ЛА) тяги при минимальных массово-габаритных показателях.



Надежность работы ГТД во многом определяет надежность работы ЛА в целом [1].

Опыт эксплуатации авиационной техники показывает, что несвоевременное выявление и устранение неисправностей в функциональных элементах двигателя и его системах приводит к тяжелым летным происшествиям и предпосылкам к ним [2].

Наиболее опасными неисправностями являются:

- эрозионный износ и разрушение рабочих лопаток компрессоров и турбин;
- разрушение дисков роторов двигателя;
- разрушение подшипников опор роторов двигателя;
- помпаж ГТД;
- повышенный уровень вибрации силовой установки;
- прогар лопаток сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбины;
- формирование неравномерного температурного поля перед сопловым аппаратом турбины высокого давления;
- разрушение деталей основной и форсажной камер сгорания;
- нарушения в работе агрегатов топливной автоматики, системы смазки и пусковой системы.

Неисправности и дефекты, которые приводят к отказам ГТД, в большинстве случаев имеют скрытый характер развития. Деление отказов на внезапные и постепенные связано с возможностью и глубиной проведения контроля процессов, протекающих в объектах диагностирования. Если в силу ряда причин процесс контролируется по недостаточному количеству параметров или не контролируется вообще, то отказ проявляется как внезапный. Чем глубже изучен процесс, чем больше объем информации о его особенностях протекания, тем с большей вероятностью внезапные отказы можно предотвратить на ранних стадиях их развития. Фактически внезапные отказы показывают недостаточный уровень контроля процессов, протекающих в элементах ГТД. Так, например, для рабочих лопаток компрессоров и турбин весьма актуальной является задача эффективного контроля уровня их пластических деформаций и усталостных разрушений, поскольку именно из-за зарождения и развития усталостных трещин возникают многие внезапные отказы.

Данные дефекты могут быть обнаружены методом эмиссии волн напряжений [3], который основан на регистрации и анализе колебаний поверхности исследуемой детали, возникающих в процессе освобождения энергии при пластических деформациях и наличии корреляции между параметрами эмиссии волн напряжений, характеризующими дефекты материала и кинетику развития дефектов.

Кроме того, весьма перспективным является метод предотвращения отказов по контролю соответствия эталонным значениям основных параметров рабочего процесса функциональных модулей авиационных ГТД. Для реализации данного метода необходима разработка достоверных математических моделей двигателя.

Математическая модель ГТД позволяет получить значения базовых параметров силовой установки в исправном состоянии для всего эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета ЛА на всех режимах работы двигателя.

Математическая модель ГТД базируется на характеристиках функциональных модулей двигателя, а также на системе нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений, описывающих реальные физические процессы, протекающие в элементах силовой установки и условия их совместной работы.

Для программной реализации расчетных алгоритмов могут быть использованы различные языки программирования высокого уровня, а также системы компьютерной математики.



Хорошие результаты получены на основе модели, построенной на базе языка программирования «FORTRAN», а также на основе вычислительного комплекса компьютерной математики «MAPLE» [4].

Однако следует отметить, что в настоящее время разработаны и успешно применяются на практике интегрированные вычислительные комплексы по расчету высотно-скоростных и дроссельных характеристик авиационных ГТД для широкого спектра конструктивных схем силовых установок.

Так, например, широкое распространение получил программный комплекс UNI_MM, предназначенный для решения широкого круга задач термодинамического анализа турбореактивных двухконтурных двигателей [5].

Данный вычислительный комплекс позволяет с минимальными временными затратами построить достоверную математическую модель ГТД в одномерной постановке, которая обеспечивает решение диагностических задач силовой установки по функциональным параметрам и признакам изменения технического состояния.

Особенностью вычислительного комплекса является расчет по единой методике термодинамических процессов, протекающих в двигателе на установившихся и неустановившихся режимах работы. В качестве условий совместной работы элементов задаются балансы расходов воздуха и газа в характерных сечениях проточной части силовой установки, а также балансы мощностей компрессоров и турбин соответствующих роторов ГТД. При расчете динамических характеристик условия баланса мощностей заменяются дифференциальными уравнениями вращения роторов с учетом нестационарности течения воздуха и газа по тракту двигателя.

Характеристики элементов силовой установки вводятся в аналитическом или табличном виде за счет возможностей интерфейса программы (рисунок 1).

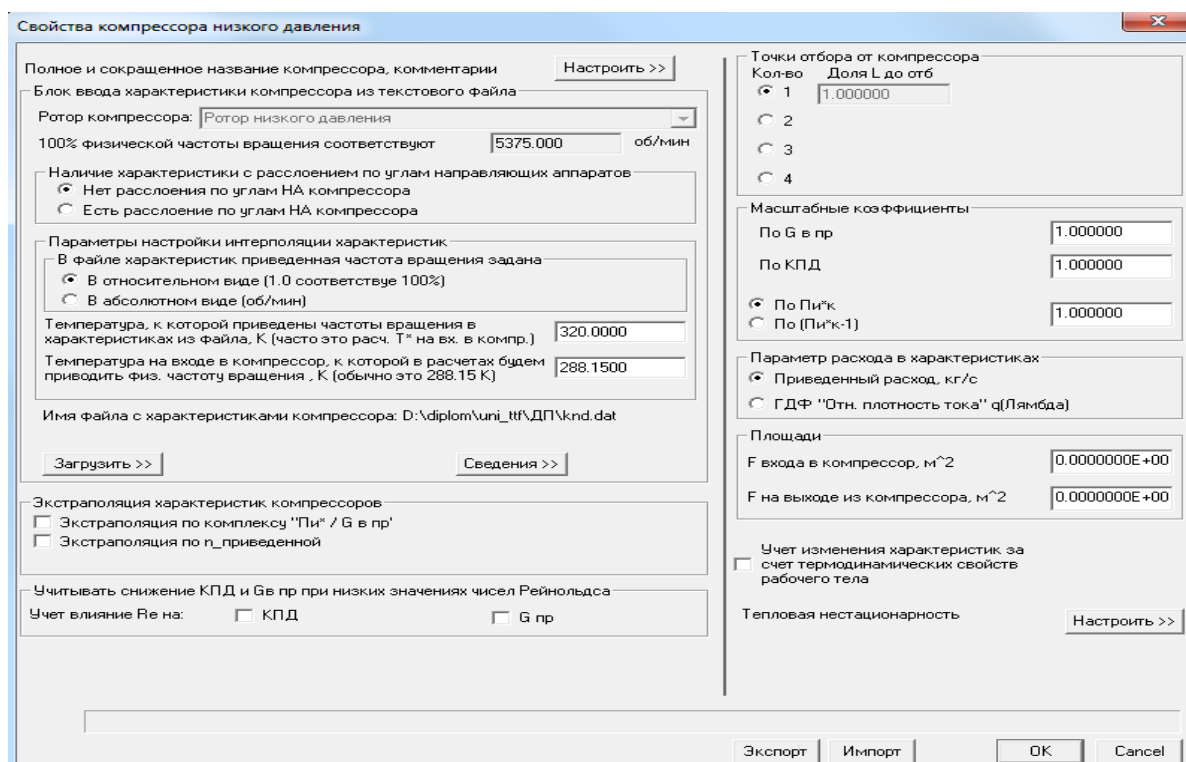


Рисунок 1 – Интерфейс ввода характеристик компрессора низкого давления



Возможности комплекса UNI_MM для обеспечения эксплуатации ГТД по техническому состоянию определяются получаемыми в результате расчетов высотно-скоростными и дроссельными характеристиками и формированием на их основе признаков изменения технического состояния проточной части двигателя. Математическая модель позволяет рассчитать эталонные значения всех термодинамических параметров конкретного ГТД и оценить влияние условий эксплуатации на их реальные значения.

Однако одномерные математические модели ГТД обеспечивая оперативное получение эксплуатационных характеристик силовой установки требуют уточнения значений получаемых термодинамических параметров по характерным сечениям двигателя. Расширить диапазон исследований позволяют трехмерные вычислительные комплексы.

Проведенный анализ позволяет сделать вывод о том, что для проведения исследований параметров газового потока лопаточных машин – компрессоров и турбин авиационных ГТД одним из лучших программных комплексов является NUMECA. Он содержит наиболее современные специализированные физические модели процессов в лопаточных машинах и методы их численного решения. Алгоритмы и законы программы позволяют создавать качественные, строго структурированные расчетные модели течения в лопаточных венцах при минимальных затратах вычислительных ресурсов [6].

Численное моделирование течения газа в какой-либо расчетной области (например, в межлопаточном канале турбомшины или их совокупности) состоит из следующих основных этапов:

- построение трехмерной модели геометрии лопаток и формирование сетки конечных элементов;
- задание граничных условий проведения расчетов;
- визуализация результатов расчета.

Модель геометрии проточной части лопаточных венцов создается или во внешней системе трехмерного компьютерного моделирования, например SolidWorks или других системах компьютерного моделирования элементов конструкций, а также во встроенном модуле Autoblade.

Геометрия расчетной области служит основой для построения сетки конечных элементов. Наиболее простым способом ее построения в программном комплексе NUMECA является использование функции автоматического построения сетки Row Wizard вычислительного модуля AutoGrid5. Данная команда автоматически выбирает схему разбиения расчетной области и разбивает расчетную область по определенному закону. Предварительно проводится коррекция входных и выходных кромок рабочих лопаток. Затем генерируется, сетка в межлопаточных каналах всех венцов, осуществляется дополнительная коррекция положения кромок, описываются параметры сетки лопаточного венца и генерируется пространственная сетка.

Задание числовых значений граничных условий, настройка решателя и расчет поставленной задачи в программном комплексе NUMECA производится в подпрограмме FINE™/TURBO.

Процесс задания граничных условий для решения задачи исследования течения газового потока в рабочем колесе турбины состоит из нескольких этапов.

На первом этапе задаются свойства рабочего тела, выбираются параметры газового потока, которые будут использованы в качестве граничных условий на входе и выходе, определяются численные значения граничных условий и указываются вращающиеся домены.

Основными параметрами рабочего тела, существенно влияющими на результаты расчёта, являются теплоёмкость при постоянном давлении, динамическая вязкость, а также газовая постоянная R или молярная масса M . Изобарная теплоёмкость рабочего тела или динамическая вязкости могут задаваться как постоянными, так и зависящими



от температуры. Данные зависимости могут задаваться как в табличном виде, так и при помощи специальных законов, в виде полиномов.

На следующем этапе определяются те физические модели газового потока, которые используются для решения задачи течения в рабочих лопатках турбины. Процесс принимается стационарным, т.е. поток считается установившимся и не зависящим от времени. Исследования проводятся на основе решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу с применением моделей турбулентности. Задается скорость вращения рабочего колеса или частота вращения ротора, формируются граничные условия на поверхностях, ограничивающих области течения газа. Условно границы расчетной области могут быть разделены на 5 больших групп:

- вход (inlet) – границы, через которые происходит втекание рабочего тела в расчетную область;
- выход (outlet) – границы, через которые рабочее тело преимущественно покидает расчетную область;
- стенки (wall) – границы, которые являются поверхностями твердых тел, формирующих зону течения;
- границы-интерфейсы – те границы, через которые поток взаимодействует с другими расчетными областями (например, интерфейс между ротором и статором).

После определения всех необходимых граничных условий и настройки решателя осуществляется запуск процесса решения.

Для контроля процесса решения на экран выводятся значения основных параметров расчета (глобальная невязка, расход газа на входе и на выходе, КПД, перепад давления на турбине, осевая сила и момент), как в виде динамически изменяющихся числовых значений, так и в виде динамически меняющегося графика.

Последним этапом решения газодинамической задачи является обработка результатов расчета. Использование постпроцессора позволяет оценить адекватность сделанных расчетов, увидеть структуру потока и собрать исчерпывающие сведения о нем. Полученные результаты позволяют существенно облегчить анализ картины течения газа в рабочих лопатках турбины и определить пути ее улучшения.

Визуализация результатов расчета в программном комплексе NUMECA осуществляется в подпрограмме CFView, которая позволяет строить поля распределения параметров потока, векторов, линий тока, управлять отображением модели турбины. Результаты могут быть представлены в виде графиков, текстовых файлов или интегральных значений параметров газового потока (рисунки 2 – 4).

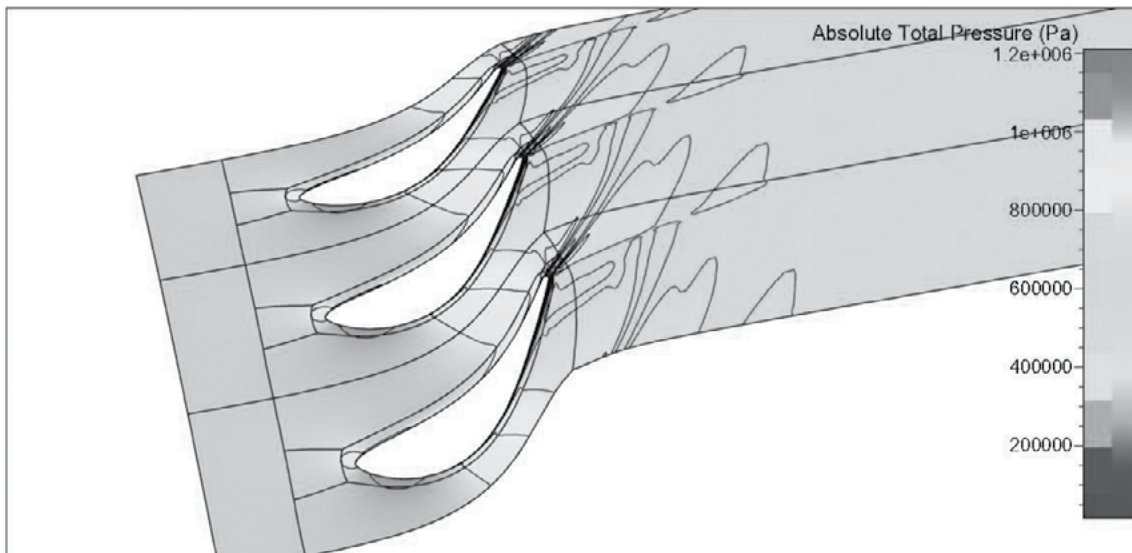


Рисунок 2 – Распределение полного давления в рабочем колесе турбины

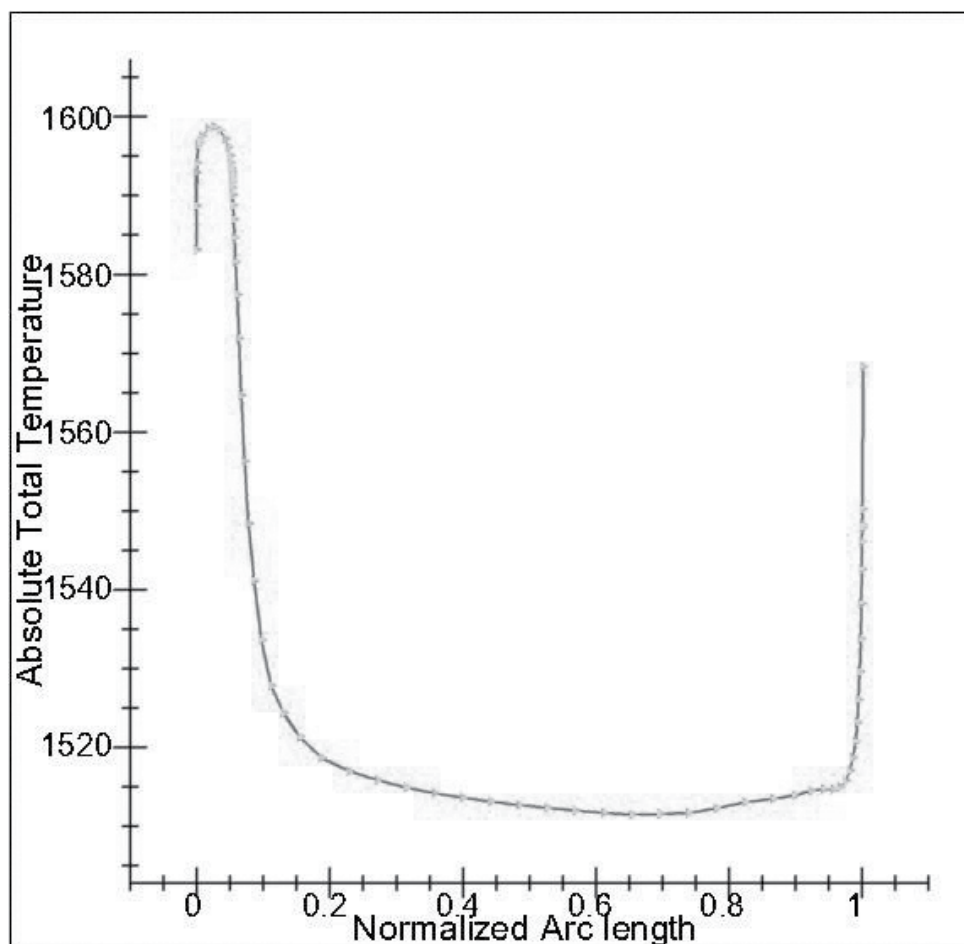


Рисунок 3 – Изменение полной температуры по радиусу
в выходном сечении рабочего колеса турбины

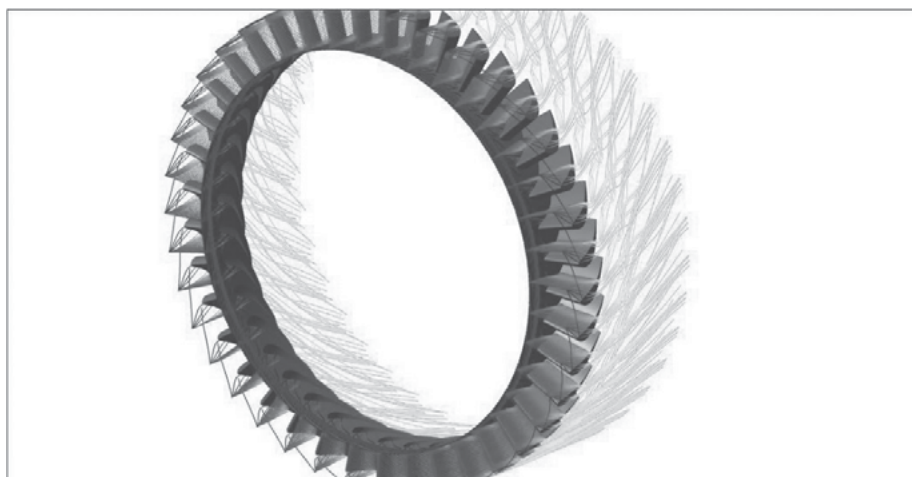


Рисунок 4 – Распределение линий тока в рабочем колесе турбины

Выводы. Таким образом, применение математического моделирования процессов, протекающих в элементах авиационных силовых установок на основе современных вычислительных комплексов позволяет обосновать способы совершенствования систем контроля и диагностирования, которые обеспечивают повышение уровня контролепригодности двигателей и, соответственно, разработку эффективных методов оценки технического состояния ГТД на основе средств диагностирования, создаваемых на этапе проектирования двигателей. Использование подобных подходов позволяет оценивать техническое состояние ГТД с достаточной точностью при значительном снижении временных и финансовых затрат, что определяет их эффективность. Уровень развития техники, доступность необходимых вычислительных средств и программных комплексов в сочетании с высокой эффективностью описанных выше способов оценки технического состояния ГТД определяют их актуальность и необходимость дальнейших исследований в данной области.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Сиротин А.Н., Агульник А.Б. Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Книга 3. Эксплуатация и надежность ГТД и ЭУ. Москва, Наука 2012.
2. Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С. Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД. Справочник. Москва, Наука 2015.
3. Кеба И.В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. Москва, Транспорт, 1980.
4. Теницкий М.Ф., Кривенко А.Г. Способ повышения эффективности работы осевого компрессора за счет применения регулятора мембранного типа. Современное состояние и перспективы развития систем авиационных комплексов. Сборник статей по материалам II Межвузовской научно-практической конференции курсантов и слушателей «Молодежные чтения памяти Ю.А.Гагарина» 20 мая 2015 года. Воронеж 2015, с. 198 – 202.
5. Марчуков Е.В., Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Инюкин А.А. Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. Научно-технический журнал. № 2(15), 2015, с. 45 – 53.



6. Батурин О.В., Колмакова Д.А., Кривцов А.В. и др. Методика цифрового моделирования осевых многоступенчатых турбин низкого давления с учетом неравномерного поля параметров на входе в турбину, трехмерной структуры потока в лопаточных венцах и утечек через радиальные зазоры лабиринтных уплотнений. Электронное учебное пособие. Самара, СГАУ 2012.

REFERENCES

1. Sirotin N.N., Marchukov E.YU., Sirotin A.N., Agul'nik A.B. Osnovy konstruirovaniya proiz-vodstva i ehkspluatatsii aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelej i ehnergeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tekhnologij. Kniga 3. EHkspluatatsiya i nadezhnost' GTD i EHU. Moskva, Nauka 2012.

2. Sirotin N.N., Marchukov E.YU., Novikov A.S. Povrezhdaemost' i rabotosposobnost' aviatsi-onnykh GTD. Spravochnik. Moskva, Nauka 2015.

3. Keba I.V. Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelej. Moskva, Transport, 1980.

4. Tenitskij M.F., Krivenok A.G. Sposob povysheniya ehffektivnosti raboty oseвого компрессора за счет применения регулятора мембранного типа. Современное состояние и перспективы развития систем авиационных комплексов. Сборник статей по материалам II Межвузовской научно-практической конференции курсантов и слушателей «Молодежьные чтения памяти Ю.А.Гагарина» 20 мая 2015 года. Воронеж 2015, с. 198 – 202.

5. Marchukov E.V., Leshhenko I.A., Vovk M.YU., Inyukin A.A. Opyt ispol'zovaniya programmy UNI_MM dlya vypolneniya termodinamicheskikh raschetov turboreaktivnykh dvukhkonturnykh dvigatelej // Nasosy. Turbiny. Sistemy. Nauchno-tekhnicheskij zhurnal. № 2(15), 2015, с. 45 – 53.

6. Baturin O.V., Kolmakova D.A., Krivtsov A.V. i dr. Metodika tsifrovogo modelirovaniya osevykh mnogostupenchatykh turbin nizkogo davleniya s uchetom neravnomernogo polya parametrov na vkhode v turbinu, trekhmernoj struktury potoka v lopatochnykh ventsakh i utechek cherez radial'nye zazory labirintnykh uplotnenij. EHlektronnoe uchebnoe posobie. Samara, SGAU 2012.

© Кривенко А.Г., Короленко В.В., Васильева Ю.Ю., 2018

Кривенко Александр Григорьевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник научно-исследовательского отдела научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Короленко Виктор Владимирович, кандидат экономических наук, начальник научно-исследовательского отдела научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Васильева Юлия Юрьевна, техник научно-исследовательского отдела научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, radarnet@rambler.ru