

УДК 621.452.3.037-226.01:620.178

Е. С. БАРЫШЕВА, А. Е. ДЁМИН, Р. Л. ЗЕЛЕНСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА ЛОПАТОК

Разработка и успешное применение автоматизированных систем диагностики ГТД во многом определяется наличием в их составе математических моделей двигателя и его отдельных узлов. Возможность использования характеристик многоступенчатого осевого компрессора с учётом эрозионного износа его элементов в процессе эксплуатации существенно повышает возможности таких систем, так как эрозионный износ проточной части, лопаточных венцов рабочих колёс и направляющих аппаратов многоступенчатого компрессора является частой причиной досрочного съёма газотурбинного двигателя с летательного аппарата. Представлен подход к оценке влияния эрозионного износа на характеристики многоступенчатого осевого компрессора, основанный на методе расчёта его суммарных характеристик по среднемассовым параметрам с повенцовым описанием лопаточных венцов, позволяющий учесть влияние их износа в процессе эксплуатации. Представлены результаты параметрических исследований по определению влияния изменения различных геометрических параметров лопаток на суммарную характеристику компрессора.

Ключевые слова: системы диагностики ГТД, расчёт характеристик многоступенчатого осевого компрессора, повенцовое описание лопаточных венцов, эрозионный износ.

Введение

При разработке методов диагностирования на основе параметров рабочего процесса проточной части авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) основное место занимает построение термодинамической модели рабочего процесса двигателя. При разработке методики оценки технического состояния конструктивных узлов проточной части необходимо учитывать следующее:

- параметрическое диагностирование основано на измерении и анализе косвенных параметров;
- качество диагноза имеет прямую зависимость от чувствительности газодинамических параметров рабочего процесса к изменению геометрических и физических характеристик узлов двигателя.

В основу параметрического метода диагностирования проточной ГТД положена математическая модель его рабочего процесса, которая отражает процесс функционирования конкретного двигателя с заданной точностью. Данная модель содержит информацию о характеристиках узлов двигателя, условиях совместной работы узлов, а также законы управления двигателем.

Моделирование различных видов неисправностей проточной части ГТД осуществляется путём введения в математическую модель изменённых характеристик соответствующих узлов при конкретных видах и величине повреждений, что позволяет рассчитать изменение регистрируемых в экс-

плуатации параметров. Также математическая модель даёт возможность решать обратную задачу, т.е. по отклонениям измеряемых параметров оценить изменение технического состояния.

Узлы проточной части, в частности компрессор, под влиянием эксплуатационных факторов подвержены следующим повреждениям: коррозия, эрозия, коробление, задиры, изменение площади проходных сечений в лопаточных машинах.

Наибольшее влияние на эффективность двигателя оказывает эрозионный износ лопаточных венцов и проточной части компрессора.

Постановка задачи исследования

Изменение формы компрессорных лопаток в процессе эксплуатации двигателя приводит к уменьшению степени повышения давления воздуха за компрессором. При этом система автоматического управления (САУ) современного двигателя для её компенсации увеличит частоту вращения ротора за счёт дополнительной подачи топлива в камеру сгорания, что приведёт к росту температуры перед турбиной, а также к срыву потока на лопатках компрессора. Поэтому эрозионный износ проточной части, лопаточных венцов рабочих колёс (РК) и направляющих аппаратов (НА) многоступенчатого компрессора газотурбинного двигателя является частой причиной его досрочного снятия с летательного аппарата.

Согласно результатам экспериментальных исследований [1] при прохождении через вертолётный двигатель 100 кг пыли соответствующего лётным условиям дисперсного состава степень сжатия компрессора уменьшается примерно на 8%, а КПД компрессора ~ на 3%. Это приводит к увеличению температуры газа за турбиной на 50...60 К и к росту расхода топлива на 6-8%. Повышение температуры вызывает снижение расхода воздуха через компрессор в результате теплового дросселирования. Это становится причиной ухудшения параметров двигателя в целом и может привести к его полному отказу. Оценка текущего технического состояния авиационного ГТД в процессе эксплуатации и его предельных возможностей соответствует современным требованиям, предъявляемым к газотурбинным двигателям с целью повышения ресурса и поддержания высокого уровня эксплуатационной надёжности.

В работах [2, 3 и др.] рассмотрены предложенные авторами методики оценки влияния эрозионного износа на характеристики компрессора и двигателя в целом, основанные на подробном исследовании изношенных лопаток РК различных ступеней по высоте. Такой подход обеспечивает успешный контроль износа для конкретных, рассмотренных в работах двигателей, однако он малоприменим для других ГТД и условий эксплуатации. Это делает затруднительным его применение в системах автоматизированной диагностики двигателей, в которых контроль изменения характеристик компрессора в процессе эксплуатации ГТД позволяет проводить оперативную оценку износа его элементов.

Создание автоматизированной системы диагностики ГТД, позволяющей учитывать возникающие в процессе эксплуатации дефекты его элементов, является важной задачей для авиационной отрасли Украины. Успешная работа такой системы во многом определяется используемой моделью ГТД. Возможность получения характеристик многоступенчатого компрессора с учётом эрозионного износа его элементов повышает возможности таких систем.

Целью данной работы является построение математической модели многоступенчатого осевого компрессора современного турбовального ГТД, позволяющей учитывать влияние эрозионного износа лопаточных венцов при расчёте его характеристик.

Определение характеристик многоступенчатого осевого компрессора

Для определения характеристик многоступенчатого компрессора использован метод, предложенный в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» [4], позволяющий учитывать геометрические параметры, как проточ-

ной части, так и лопаточных венцов компрессора на среднем радиусе. Данный подход позволяет определять параметры потока в осевых зазорах между венцами, а также суммарные характеристики отдельных ступеней, блоков ступеней и компрессора в целом.

При определении характеристик многоступенчатого осевого компрессора использована система уравнений газовой динамики в одномерной невязкой стационарной постановке. Учёт проявления реальных свойств течения (угол отставания и потери) выполнен с помощью обобщённых полуэмпирических зависимостей, базирующихся на результатах многочисленных продувок плоских и кольцевых решёток.

Исходными данными для расчёта характеристик компрессора являются следующие геометрические (рис. 1) и газодинамические параметры:

- форма обводов проточной части (изменение R_H, R_{BT} вдоль оси двигателя);
- геометрические параметры лопаточных венцов: рабочих колёс и направляющих аппаратов (конструктивные углы лопаток на входе и выходе $\beta_{1л}, \beta_{2л}, \alpha_{2л}, \alpha_{3л}$, угол установки профиля γ , максимальная толщина профиля s_{max} , хорда b , число лопаток и др.);
- параметры течения на входе в первую ступень компрессора на среднем радиусе (полное давление и температура, угол потока).

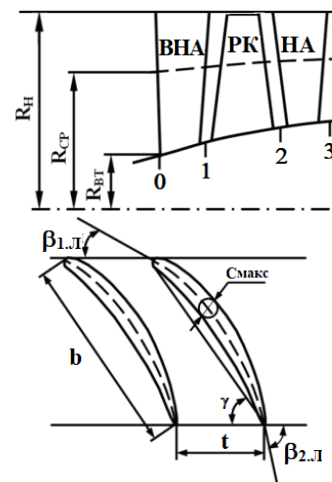


Рис. 1. Геометрические параметры осевого компрессора

Важным этапом построения математической модели компрессора является её верификация – сопоставление результатов численных исследований с экспериментальными данными.

На рис. 2 представлена суммарная характеристика многоступенчатого осевого компрессора современного турбовального двигателя, полученная расчётным путём (сплошные линии) в сопоставлении с опытными данными АО "Мотор Сич" (маркеры).

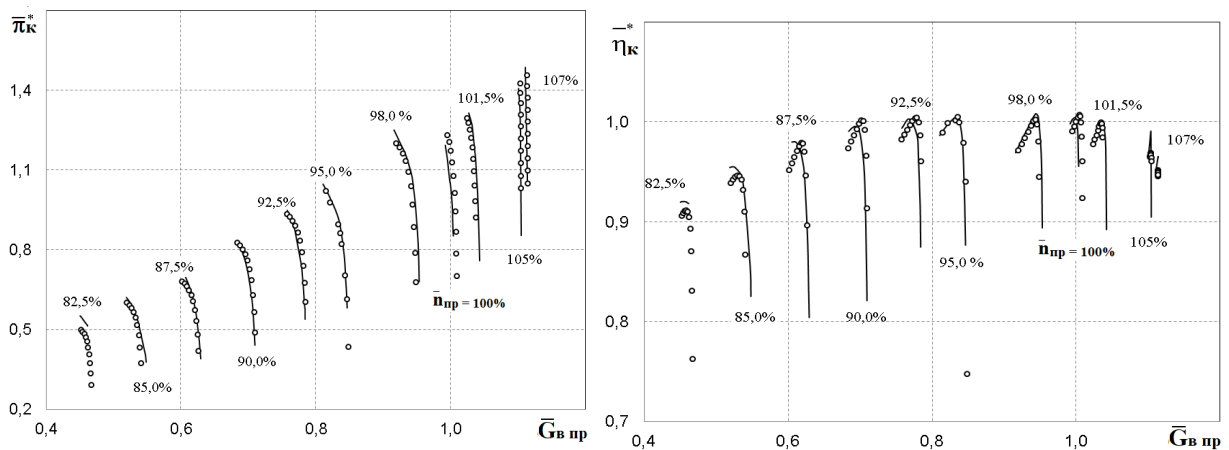


Рис.2. Суммарная характеристика многоступенчатого осевого компрессора:
 — расчет ХАИ; ○ – экспериментальные данные АО "Мотор Сич"

Полученные при численном моделировании результаты позволяют говорить об удовлетворительном соответствии расчётных и экспериментальных данных в широком диапазоне режимов по частоте вращения и расходу, а также сделать вывод о соответствии полученной математической модели компрессора реальному объекту.

Моделирование эрозионного износа лопаток компрессора

В процессе эксплуатации ГТД в результате эрозионного износа, вызываемого запылённостью атмосферы, происходят изменения основных геометрических параметров лопаток: хорды, максимальной толщины и конструктивных углов профиля пера лопатки. Это приводит к уменьшению расхода воздуха через компрессор и, как следствие, к недопустимому при эксплуатации снижению запасов газодинамической устойчивости.

В работе [5] авторами на основе анализа большого количества экспериментальных данных по эрозионному износу лопаток рабочих колёс турбовального двигателя ТВЗ-117 предложены зависимости для определения величин износа хорды для разных групп лопаток РК в процессе эксплуатации в зависимости от наработки двигателя. Основным обобщающим геометрическим параметром профилей лопаток компрессора, контролируемом в процессе эксплуатации и при ремонте двигателя, является хорда [5]. При достижении величины износа, превышающего допустимую в ремонтной документации величину, лопатка бракуется и снимается с дальнейшей эксплуатации. Изменение конструктивных углов лопаток, вызванное износом профиля, в процессе дефектации не контролируется.

Однако такой подход, к сожалению, не позволяет проводить оценку характеристик компрессора в

системе двигателя, а также не даёт ответа на вопрос об изменении конструктивных углов лопаток при износе, оказывающих существенное влияние на характеристики компрессора.

Авторами предложен подход для оценки изменения геометрических параметров профилей лопаток в процессе износа с учётом уровня разработанной математической модели.

Для моделирования эрозионного износа на данном этапе исследований приняты следующие допущения:

- линейное распределение износа по высоте лопатки;
- величины износа на входной и выходной кромках одинаковы;
- изменения максимальной толщины профиля и её положения, формы средней линии, угла установки профиля и радиального зазора при определении суммарных характеристик на данном этапе исследований не учитываются.

В соответствии с опытными данными [2, 3, 5] максимальный износ отмечен в периферийных сечениях пера лопатки. В корневых сечениях износ недопустим. Таким образом, в соответствии с принятыми допущениями величина предельно допустимого износа на среднем радиусе составляет:

$$\Delta b_{\text{cp}} = \frac{\Delta b_{\text{max}}}{2},$$

где Δb_{max} – максимально допустимый износ на периферии;

Δb_{cp} – максимальный износ на среднем радиусе.

Изменение конструктивных углов профиля может быть оценено из допущения о равномерности распределения угла изгиба средней линии вдоль хорды.

На рис. 3 схематически показаны перо лопатки с износом по высоте и профиль в среднем сечении с предлагаемой схемой эрозионного износа, на кото-

ром схематически показаны изменения хорды (Δb_{cp}) и конструктивных углов профиля $\Delta \chi$, принятых при моделировании износа пера лопатки.

Для оценки влияния изменения хорды и конструктивных углов при моделировании эрозионного износа лопаток на суммарные характеристики компрессора проведены параметрические исследования.

Осуществлена подготовка исходных данных и выполнены расчёты на частоте вращения $\bar{n}_{пр} = 100\%$. Рассмотрено отдельно и совместно влияние изменения хорды ($\Delta b = 0,2$ мм и 1 мм) и конструктивных углов ($\Delta \beta$ ($\Delta \alpha$) = 0,2 град и 1 град). На рис. 4 показана ветка суммарной характеристики

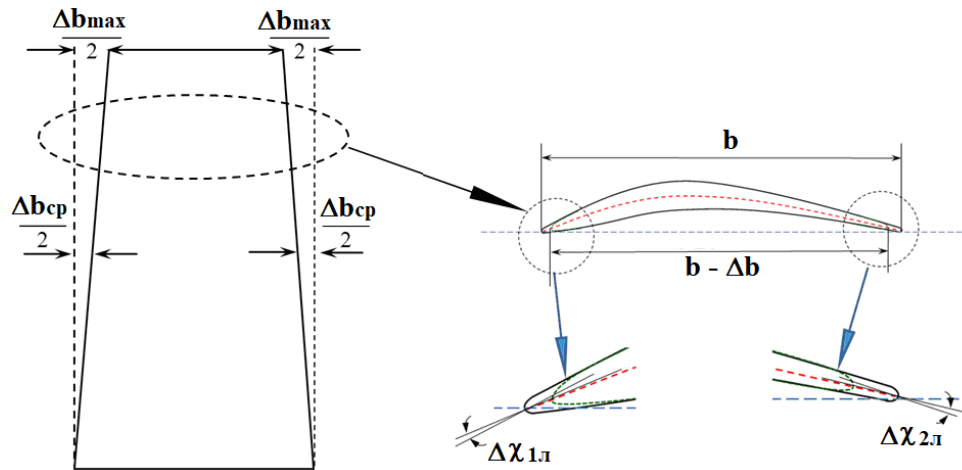


Рис. 3. Изменение профиля пера лопатки при эрозионном износе

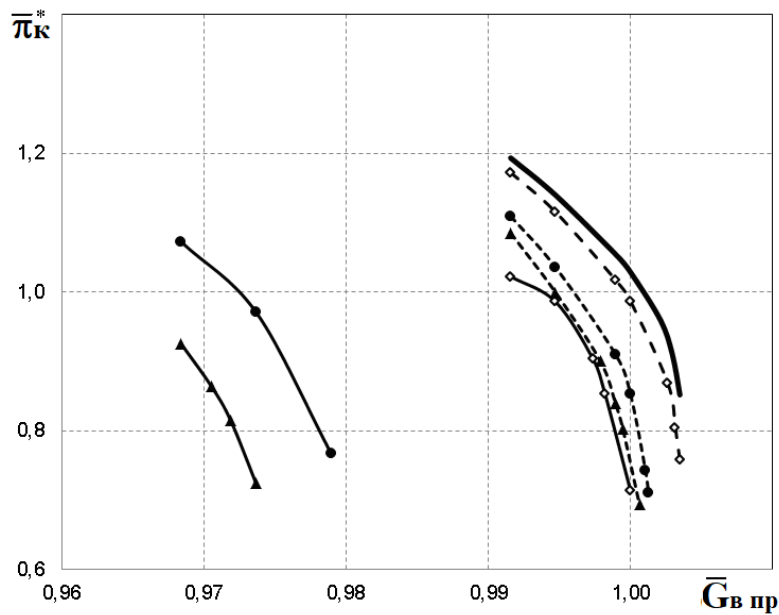


Рис. 4. Влияние факторов износа на характеристику компрессора $\bar{n}_{пр} = 100\%$:

- — — — — исходный компрессор;
- ◊ — — — — уменьшение хорды профилей РК на 1 мм;
- ● — — — — уменьшение конструктивных углов входа и выхода на 1 град;
- ▲ — — — — уменьшение хорды профилей на 1 мм и конструктивных углов входа и выхода на 1 град;
- ◊ - - - - - уменьшение хорды профилей РК на 0,2 мм;
- ● - - - - - уменьшение конструктивных углов входа и выхода на 0,2 град;
- ▲ - - - - - уменьшение хорды профилей на 0,2 мм и конструктивных углов входа и выхода на 0,2 град

многоступенчатого осевого компрессора с нанесёнными результатами, соответствующими различным величинам хорды и геометрическим углам профиля. При проведении параметрических расчётов граница устойчивых режимов не определялась.

Проведённые расчёты показывают, что любое изменение хорды и конструктивных углов приводит к смещению характеристики в сторону меньших расходов. При этом наибольшее влияние на положение ветви характеристики из двух рассмотренных (Δb , $\Delta \beta$ ($\Delta \alpha$)) оказывают изменения в процессе износа конструктивных углов лопаток.

Из этого следует, что используемая в [5] "максимально допустимая величина изменения хорды" в процессе износа является интегральной величиной, учитывающей и соответствующие изменения всех геометрических параметров профиля.

В последующих расчётах выполнена коррекция соотношения между изменениями конструктивных углов входа и выхода лопатки $\Delta \beta$ ($\Delta \alpha$) для учёта отмечающегося при эксплуатации повышенного

износа входных кромок лопаток компрессора и прилегающих к ним участков спинки профиля, по сравнению с выходной областью.

Для расчётов приняты следующие величины:

- изменение хорды на среднем радиусе по всем лопаткам РК и НА задано 0,4 мм;
- изменение геометрических углов входа для всех лопаток на среднем радиусе – 0,4 град;
- изменение геометрических углов выхода для всех лопаток на среднем радиусе – 0,2 град.

На рис. 5 представлена полученная в результате расчёта суммарная характеристика осевого многоступенчатого компрессора с учётом износа лопаток (штриховая линия) в сопоставлении с характеристикой исходного компрессора (сплошная линия).

Следует подчеркнуть, что при уточнении данных по изменению геометрических параметров профилей лопаток компрессора в процессе износа исходные данные и, соответственно, результаты расчёта будут скорректированы.

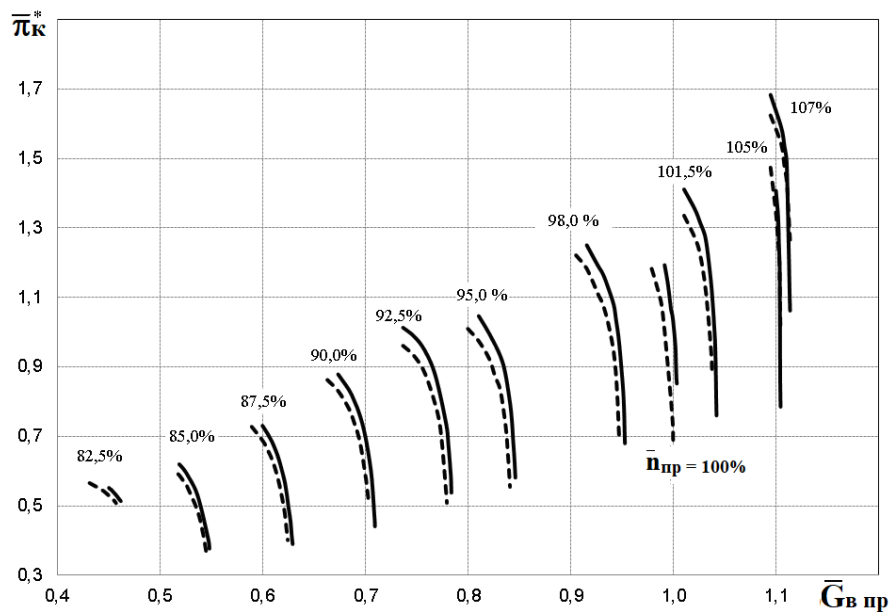


Рис. 5. Суммарная характеристика многоступенчатого осевого компрессора с учётом эрозионного износа лопаток:

- "исходный" компрессор,
- - - "изношенный" компрессор

Заключение

Разработана математическая модель многоступенчатого осевого компрессора авиационного двигателя и выполнена её настройка.

На основании публикаций в открытой печати предложен подход к учёту эрозионного износа лопаток многоступенчатого осевого компрессора.

Проведён ряд расчётов, направленных на определение влияния изменения геометрических параметров лопаток на суммарную характеристику компрессора $\bar{\pi}_{пр} = 100\%$. Получено смещение ветки характеристики "изношенного" компрессора в сторону меньших расходов. Показана необходимость учёта изменения конструктивных углов лопатки при моделировании течения в изношенном компрессоре.

Представленный подход позволяет получить суммарные характеристики многоступенчатого осевого компрессора с учётом изменения хорд и геометрических углов лопаток в результате эрозионного износа в широком диапазоне режимов по расходу и частоте вращения. Его использование позволит повысить эффективность использования двигателей в авиационной технике, снизить эксплуатационные расходы.

Полученные характеристики компрессора позволяют сформировать диагностическую математическую модель двигателя. При помощи данной модели возможен выбор наиболее информативных регистрируемых в эксплуатации параметров для диагностирования развития такого дефекта как эрозионный износ.

Литература

1. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов. – М. : Машиностроение, 1995. – 320 с.
2. Расчетное исследование влияния эрозионного износа на высотно-скоростные характеристики ТРДДФ [Текст] / М. Б. Абдельвахид, А. Н. Черкасов, Р. М. Федоров и др. // Вестник УГАТУ. – 2014. – Т. 18, № 3 (64). – С. 16 – 22.
3. Гумеров, А. В. Моделирование эрозионного износа лопатки компрессора [Текст] / А. В. Гумеров, Р. Г. Акмалетдинов // Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2011. – № 3 (27). – С. 233-239.
4. Бойко, Л. Г. Метод расчёта газотермодинамических параметров ГТД с повенцовым описанием осевого многоступенчатого компрессора [Текст] : Ч. 2 / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко, Ю. Ф. Ахтеменко // Вестник СГАУ. – 2013. – № 3 (41). – С. 31–39.

5. Павленко, Д. В. Закономерности изнашивания рабочих лопаток компрессора вертолетных двигателей, эксплуатирующихся в условиях запыленной атмосферы [Текст] / Д. В. Павленко, Я. В. Двирник // Вестник двигателестроения. – 2016. – № 1. – С. 42-51.

References

1. Kazandzhan, P. K. *Teorija aviacionnyh dvigatelej: Teorija lopatochnyh mashin* [Theory of Aircraft Engines: Theory of turbomachinery]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995. 320 p.
2. Abdel'vahid, M. B., Cherkasov, A. N., Fedorov, R. M., Fedechkin, K. S. Raschetnoe issledovanie vlijaniya jerozionnogo iznosa na vysotno-skorostnye harakteristiki TRDDF [Numerical investigation of erosion effect on altitude-speed characteristics of a turbojet engine]. *Vestnik UGATU*, 2014, vol. 18, no. 3 (64), pp. 16-22.
3. Gumerov, A. V., Akmaletdinov, R. G. Modelirovanie jerozionnogo iznosa lopatki kompressora [Compressor blade erosion modeling]. *Aviacionnaja i raketno-kosmicheskaja tehnika*, 2011, no. 3 (27), pp. 233-239.
4. Bojko, L. G., Karpenko, E. L., Ahtemenko, Ju. F. Metod raschjota gazotermodynamicheskikh parametrov GTD s povencovym opisaniem oseвого многоступенчатого компрессора [Method of calculating GTE gas-thermodynamic parameters with blade row description of an axial multistage compressor]. *Vestnik SGAU*, 2013, no. 3 (41), part 2, pp. 31-39.
5. Pavlenko, D. V., Pavlenko, D. V., Dvirnik, Ja. V. Zakonomernosti iznashivaniya rabochih lopatok kompressora vertoletnyh dvigatelej, jekspluatirujushihhsja v uslovijah zapylennoj atmosfery [The laws of wear of the compressor rotor blades of the helicopter engines that are operated under the dust conditions]. *Vestnik dvigatelestroenija*, 2016, no. 1, pp. 42-51.

Поступила в редакцию 25.10.2017, рассмотрена на редколлегии 23.11.2017

МОДЕЛЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК БАГАТОСТУПЕНЕВОГО ВІСЬОВОГО КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА З УРАХУВАННЯМ ЕРОЗІЙНОГО ЗНОСУ ЛОПАТОК

О. С. Баршьева, О. Є. Дьомін, Р. Л. Зеленський

Розробка і успішне застосування автоматизованих систем діагностики ГТД багато в чому визначається наявністю в їх складі математичних моделей двигуна і його окремих вузлів. Можливість використання характеристик багатоступеневого вісьового компресора з урахуванням ерозійного зносу його елементів в процесі експлуатації істотно підвищує можливості таких систем, так як ерозійний знос проточної частини, лопаткових вінців робочих коліс і направляючих апаратів багатоступеневого компресора є частою причиною дострокового зняття газотурбінного двигуна з літального апарату. Представлено підхід до оцінки впливу ерозійного зносу на характеристики багатоступеневого вісьового компресора, який засновано на методі розрахунку його сумарних характеристик по середньомасовим параметрам з повінцевим описом лопаткових вінців. Він дозволяє врахувати вплив їх зносу в процесі експлуатації. Представлено результати параметричних досліджень по визначенню впливу зміни різних геометричних параметрів лопаток на сумарну характеристику компресора.

Ключеві слова: системи діагностики ГТД, розрахунок характеристик багатоступеневого вісьового компресора, повінцевий опис лопаткових вінців, ерозійний знос.

**TAKING INTO ACCOUNT THE BLADES EROSION WEAR
IN THE MODELING OF CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT ENGINE
MULTISTAGE AXIAL COMPRESSOR**

E. Barysheva, O. Demin, R. Zelenskiy

In developing of methods for diagnostic based on the parameters of the working process of the flow-through part of aviation gas turbine engines, the development of the working process thermogasdynamics model for the engine is the main task. Math modeling of various types of defects of engine elements is carried out by introducing into the model the changed characteristics of these units, which makes it possible to determine the change of parameters which are recorded in operation. With the help of such a model it is possible to assess the technical state de the deviations of the measured parameters. The ability to determination and using of the multistage axial compressor characteristics with taking into account the erosive wear of its elements during operation significantly enhances the capabilities of such models, since the erosion wear of the flowing part, the blades of the impellers and the guide vanes of the multistage compressor is one of the most frequent cause of early removal of the gas turbine engine from the aircraft. The mathematical model of the multistage axial compressor is created and the results of its verification according to experimental data are given. The correspondence of the obtained compressor mathematical model to the real object is shown in a wide range of regimes in terms of rotation frequency and flow rate. In accordance with the level of the compressor model, the authors proposed a method for taking into account the abrasive wear of the blades and its implementation is carried out. The proposed approach is open for making changes as data is accumulated during operation. Influence on the compressor characteristic of various factors arising in the course of operation, such as changing the chord and geometric angles of the profile, is considered and the results of are shown. Calculations of compressor characteristics with taking into account erosion wear in a wide range of operating conditions are carried out and the obtained results are presented. The obtained characteristics of the compressor allow to form a diagnostic mathematical model of the engine. With the help of this model, it is possible to select the most informative parameters recorded for use in diagnosing the development of such a defect as erosion wear.

Keywords: GTD diagnostic systems, calculation of the multistage axial compressor characteristics, blade row description, erosion wear.

Барышева Елена Серафимовна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: o.barysheva@khai.edu.

Дёмин Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, инженер кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: a.dyomin@khai.edu.

Зеленский Роман Леонидович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Barysheva Elena – PhD, Senior Scientist, Assistant Professor of Dept. of Theory of Aviation Engines, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: o.barysheva@khai.edu.

Dyomin Aleksandr – PhD, Senior Scientist, Engineer of Dept. of Theory of Aviation Engines, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: a.dyomin@khai.edu.

Zelenskiy Roman – PhD, Associated Professor of Aircraft Engine Design department, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: aedlab@gmail.com.