

УДК 621.45.037

Я. В. ДВИРНИК^{1,2}, Д. В. ПАВЛЕНКО²¹ АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина² Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД ПО ЧАСТОТЕ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ

Приведены результаты анализа частот основного тона лопаток осевого компрессора вертолетного газотурбинного двигателя после различных сроков эксплуатации в условиях запыленной атмосферы. Установлена зависимость собственной частоты колебаний рабочих лопаток от геометрии и степени износа пера в следствии воздействия абразивных частиц. Выполнена оценка предельного состояния пера лопаток и их долговечности с точки зрения изменения частоты основного тона. Определена лимитирующая ступень ротора осевого компрессора по частотному критерию и наработка двигателя до достижения его предельного состояния.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, компрессор, лопатка, собственная частота, метод конечных элементов, газоабразивный износ, предельное состояние, долговечность.

Введение

Двигатель является одним из основных элементов летательного аппарата (ЛА), определяющий его надежность и безопасность полета. Одним из важных направлений технической эксплуатации ЛА является эксплуатация газотурбинных двигателей (ГТД) в сложных климатических условиях (повышенная запыленность атмосферы) с обеспечением требуемых ресурсов.

В процессе эксплуатации ГТД, рабочие лопатки компрессора подвергаются разрушению от многоциклового усталости [1]. На стадии проектирования данная проблема решается путем отстройки лопаток от резонансных колебаний. Однако в дальнейшем, в процессе эксплуатации и газоабразивного изнашивания, изменяются геометрические размеры пера лопаток компрессора, что приводит к изменению частот собственных колебаний.

Попадание в проточную часть двигателя частиц песка и пыли оказывает негативное влияние, приводит к газоабразивному изнашиванию, в первую очередь, направляющего аппарата и рабочих лопаток компрессора (рис. 1) [2, 3].

В свою очередь повреждение и износ рабочих лопаток и лопаточных венцов оказывает большое влияние на характеристики двигателей (расход топлива, устойчивость работы, затраты на техническое обслуживание) и систему технического обслуживания в целом, а также на безопасность полетов [4 – 7].

Задача обеспечения необходимых показателей эффективности и надежности авиационных двигателей должна решаться в совокупности с задачей прогнози-

рования износа лопаток на протяжении всего цикла их эксплуатации. Изменение расчетной геометрии поврежденных лопаток вызывает разбалансировку ротора и повышение уровня вибраций двигателя, а также может стать причиной попадания лопаток в резонансную область и, как следствие, их разрушения от усталости. Также изменение геометрии пера может являться причиной возникновения автоколебаний, газодинамической неустойчивости компрессора сопровождающейся помпажными явлениями.



Рис. 1. Характер предельного износа рабочих лопаток по ступеням со 2-й по 8-ю (наработка 128 ч.) [3]

На сегодняшний день, не смотря на активное применение в конструкции вертолетных ГТД пылезащитных устройств, проблема газоабразивного изнашивания элементов проточной части компрессора остается весьма актуальной. В ряде работ отечественных авторов исследуются эксплуатационные повреждения турбореактивных двухконтурных двигателей [7], однако количество публикаций посвященных влиянию изменения геометрии пера, в результате износа, на частоты собственных колебаний ограничено. В работе [8] автором приведены закономерности изменения частот собственных колебаний лопаток в результате износа, однако аналогичные исследования

для широко применяемого в авиации турбовального двигателя ТВ3-117 в настоящее время отсутствуют. Это не позволяет конструкторам принимать обоснованное решение о необходимости проведения ремонта ротора компрессора.

В связи с этим, оценка величины предельного износа лопаток осевого компрессора ГТД на основе численного расчета частот собственных колебаний в сочетании с установлением закономерностей газоабразивного изнашивания в зависимости от условий эксплуатации двигателя в настоящее время является актуальной задачей в авиадвигателестроении.

Цели и задачи

Известно, что наиболее опасные изгибные колебания лопаток, приводящие к их разрушению, являются колебания по первой изгибной форме [5]. В связи с этим целью настоящей работы являлась оценка предельного состояния пера лопаток осевого компрессора по первой изгибной собственной частоте. Основными задачами являлись оценка собственных частот колебаний пера лопаток первых шести ступеней осевого компрессора вертолетного ГТД, наиболее подверженных газоабразивному износу пера, а также оценка предельного износа и долговечности пера лопаток по критерию выхода частоты основного тона за пределы допускаемой величины.

Методика и результаты исследований

В качестве объектов исследования были взяты рабочие лопатки компрессора турбовального авиационного двигателя семейства ТВ3-117.

Рабочие лопатки изготавливаются из прутка титанового сплава ВТ-8 путем прокатки пера лопатки с последующей механической обработкой хвостовика. По конструкции рабочие лопатки компрессора ТВ3-117 можно разделить на 2 группы: лопатки I...III ступеней (рис. 2а), которые имеют перо и хвостовик; лопатки IV...XII ступеней (рис. 2б), имеющие перо, бандажную полку и хвостовик.

На современном уровне развития вычислительной техники и программного обеспечения частоты колебаний и формы с определённой долей адекватности могут быть определены численными методами, в частности с использованием объёмных конечно-элементных моделей. На сегодняшний день данный способ исследования является приоритетным, так как сложная пространственная форма профиля пера лопатки компрессора с большим трудом, а то и вообще не поддаётся аналитическому методу расчета частот и форм колебаний.

Величину и характер износа пера лопаток каждой ступени определяли по установленным на осно-

вании обработки статистических данных закономерностей приведенных в работе [1].

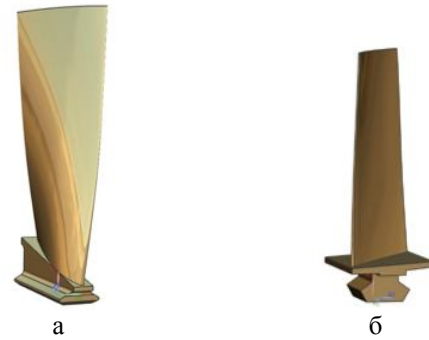


Рис. 2. Конструкция лопаток (а) I...III ступеней и (б) IV...XII ступеней компрессора ТВ3-117

Твердотельные модели лопаток всех ступеней компрессора, без износа пера и с износом, после наработки в эксплуатации, были смоделированы в системе UNIGRAPHICS (рис. 3).

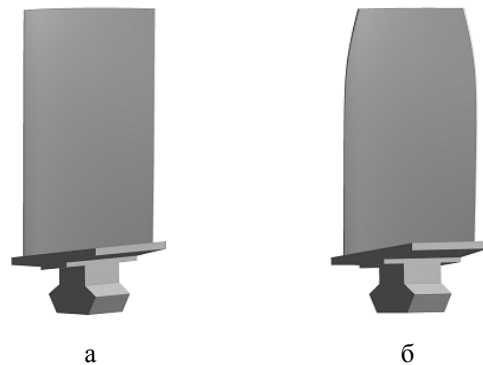


Рис. 3. Твердотельная модель лопатки 6-й ступени с номинальным (а) и изношенным (б) профилем пера

Для создания конечно-элементных моделей использовали сеточный генератор ICEM CFD. Модели лопаток состояли из 15...18 тысяч гексагональных элементов SOLID 185 (рис. 4). Расчет собственных частот колебаний был проведен с помощью программного модуля ANSYS. Исследуемая лопатка изготовлена из титанового сплава ВТ8 с модулем упругости $1,15 \cdot 10^5$ МПа и плотностью 4480 кг/м^3 .

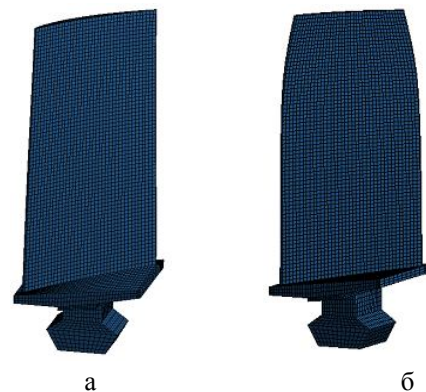


Рис. 4. Конечно-элементная модель лопатки с номинальным (а) и изношенным профилем (б)

Моделирование закрепления лопаток выполняли путем ограничения пространственного перемещения узлов конечно-элементной модели принадлежащих хвостовику.

Модальный анализ выполняли методом Block Lanczos в диапазоне частот, соответствующего частоте основного тона. Принимая во внимание, что в процессе газоабразивного износа поверхностный слой пера претерпевает существенные изменения, влияние на частоту основного тона остаточных напряжений и изменение физико-механических характеристик поверхностного слоя в результате отделочно-упрочняющей обработки не учитывали.

Оценку адекватности полученных результатов выполняли путем сравнения первых трех собственных частот лопаток VI ступени (табл. 1) и узловых сечений полученных расчетным путем (рис. 5) и в результате натурного эксперимента с использованием специальной лабораторной установки

Таблица 1
Частота собственных колебаний лопатки 6-й ступени

Собственно частота	Частота собственных колебаний лопатки VI ступени, Гц	
	Расчетное значение	Экспериментальное значение
1	1402	1339
2	4601	4302
3	6445	6187

Расчет показал удовлетворительное совпадение узловых сечений для исследованных форм колебаний. При этом расхождение расчетных и экспериментальных значений не превышало 7...8 %.

С учетом установленных в работе [2] зависимостей изнашивания пера лопаток I – XII ступеней от времени наработки двигателя в эксплуатации, общий вид зависимости собственных частот колебаний различных ступеней от времени наработки имеет вид:

$$f^i = a^i \cdot t^2 + b^i \cdot t + c^i, \quad (2)$$

где i – номер ступени компрессора; f^i – частота собственных колебаний лопаток i -й ступени компрессора, Гц; a, b, c – эмпирические коэффициенты.

Учитывая, что износ пера сопровождается увеличением его жесткости (рис. 1) в процессе изнашивания частота основного тона увеличивается. При этом вероятность попадания в резонансную область сохраняется для лопаток первых шести ступеней.

Значения коэффициентов уравнения (1) для различных ступеней компрессора приведены в табл. 2.

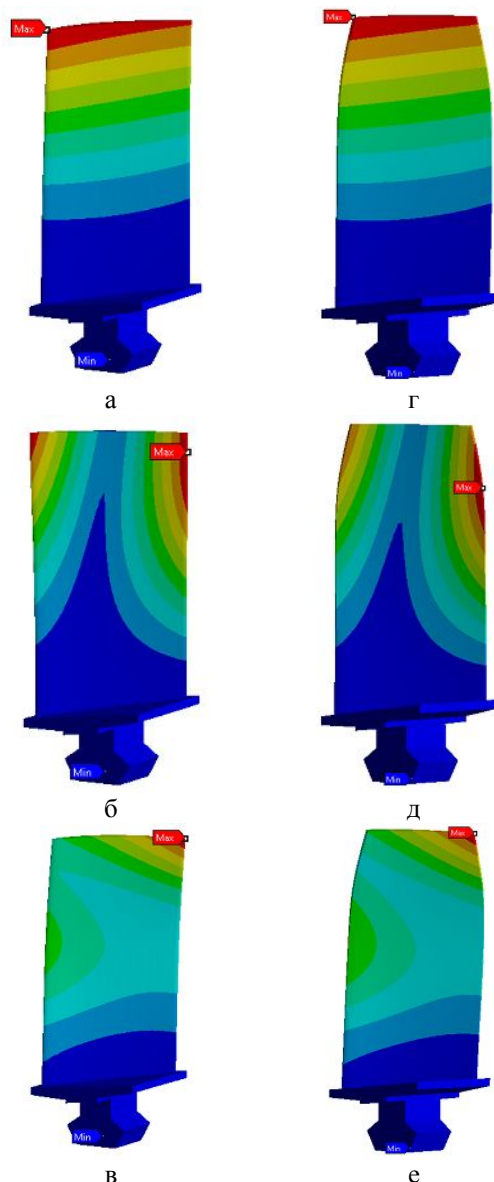


Рис. 5. Поля относительных перемещений пера лопатки VI ступени для первых 3-х форм с номинальным (а), (б), (в) и изношенным профилем (г), (д), (е)

Таблица 2
Коэффициенты уравнения (1) для различных ступеней компрессора (по основному тону)

Номер ступени	Эмпирические коэффициенты		
	$a \cdot 10^{-6}$	$b \cdot 10^{-3}$	c
I	3,55	3,9	611,18
II	18,18	-0,1	893,53
III	33,02	-2,4	908,4
IV	25,36	3,8	1104,85
V	85,71	-15,1	1521,54
VI	100	-10,4	1438,76

Анализ данных приведённых в табл. 2 показывает, что рабочая лопатка III ступени компрессора является лимитирующим звеном при определении предельного состояния компрессора по частоте собствен-

ных колебаний. Исходя из допустимого предела на собственные частоты колебаний по частоте основного тона, установленного для рабочей лопатки 3 ступени компрессора в диапазоне (830...925) Гц, она выходит за ее пределы при наработке двигателя 740 часов. Износ хорды в периферийной части пера лопатки III ступени, соответствующий предельному состоянию данной лопатки по частоте основного тона 925 Гц, составляет 3,5 мм. Частоты основного тона лопаток остальных ступеней компрессора при наработке двигателя 800 часов не выходят за допустимые пределы.

График зависимости собственной частоты колебания пера лопаток III ступени компрессора от времени наработки двигателя в эксплуатации показан на рис. 6.

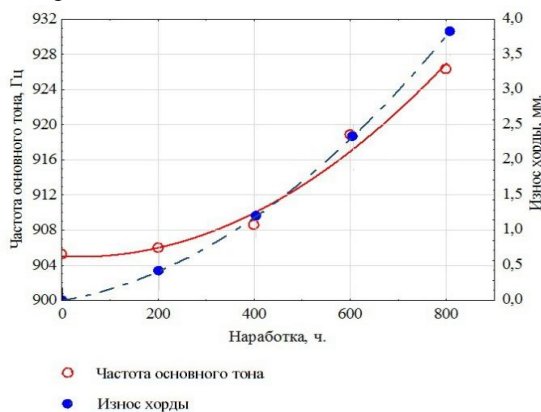


Рис. 6. График зависимости частоты основного тона колебания и износа хорды пера лопаток III ступени компрессора от времени наработки двигателя в эксплуатации

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Таким образом в результате исследований собственных частот колебаний лопаток различных ступеней компрессора вертолетного ГТД, эксплуатировавшегося в условиях запыленной атмосферы, установлено, что частота основного тона возрастает с увеличением степени износа профиля пера. Лимитирующим элементом при оценке предельного состояния пера лопаток осевого компрессора, по частоте основного тона, является лопатка III ступени, частота основного тона которой выходит за допустимые пределы при наработке двигателя, в условиях запыленной атмосферы, в течение 740 часов.

Установленные эмпирические закономерности изменения частоты основного тона рабочих лопаток компрессора вертолетного ГТД эксплуатирующего в условиях запыленной атмосферы, в комплексе с закономерностями изнашивания пера лопаток и его влиянием на газодинамическую устойчивость компрессора, позволят разработать научно-обоснованные рекомендации по предельному износу лопаток. Что в

свою очередь, позволит оценивать остаточный ресурс ротора компрессора и принимать обоснованные решения о необходимости его ремонта.

Литература

1. Богуслаев, В. А. Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей ГТД [Текст] / В. А. Богуслаев, В. К. Яценко, В. Ф. Притченко. – Запорожье : Мотор Сич, 2006. – 335 с.

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

3. Гумеров, А. В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД в условиях эксплуатации в запыленной атмосфере [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук / А. В. Гумеров. – Уфа, 2011. – 10 с.

4. Относительное изменение термозакономерности параметров проточной части ТРДДФСМ после ремонта по выработке ресурса [Текст] / Х. С. Гумеров, Б. Р. Абдуллин, В. П. Алаторцев [и др.] // Вестник УГАТУ. – 2009. – Т. 12, № 2(31). – С. 43-50.

5. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Л. П. Лозицкий, А. Н. Ветров, С. М. Дорошко [и др.]. – М. : Воздушный транспорт, 1992. – 535 с.

6. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей : теория лопаточных машин [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов. – М. : Машиностроение, 1995. – 320 с.

7. Эксплуатационные повреждения турбореактивных двухконтурных авиационных двигателей с форсажной камерой сгорания [Текст] / Б. С. Карпинос, А. В. Коровин, А. П. Лобунько [и др.] // Вестник двигателестроения. – 2014. – №1. – С. 18-24.

8. Гумеров, А. В. Эрозионный износ лопаток компрессора. Изменение частоты собственных колебаний [Текст] / А. В. Гумеров // 4-я всероссийская зимняя школа-семинар аспирантов и молодых ученых : сб. науч. тр. – Уфа : изд-во Диалог, 2009. – С. 118.

References

1. Boguslayev, V. A., Yatsenko, V. K., Pritchenko, V. F. *Technologicheskoe obespechenie i prognozirovaniye nesushhej sposobnosti detalej GTD* [Technological maintenance and forecasting the bearing capacity of GTE parts]. Zaporozhye, Motor Sich Publ., 2006. 335 p.

2. Pavlenko, D. V., Dvirnyk, Y. V. *Zakonomenosti iznashivaniya rabochih lopatok kompressora vertoletnykh dvigatelej ekspluatiruyushhijsya v usloviyax zapylennoj atmosfery* [Laws of the wear of the compressor rotor blades of the helicopteroperated in dusty conditions]. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2016, no. 1, pp. 42-51.

3. Gumerov, A. V. Predel'noe sostoyanie osevo-gokompressora GTD v usloviyakh ekspluatatsii v zapylennoi atmosfere. avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk [Limit state of axial compressor of turbine engine operated in dusty atmosphere. Syn. PhD thesis]. Ufa, 2011. 10 p.

4. Gumerov, H. S., Abdullin, B. R., Alatorsev, V. P., Gumerov, A. V. Otnositelnoe izmenenie termogazodinamicheskikh parametrov protochnoy chasti trdd posle remonta po vyrobokke resursa [The relative change of the thermo-gas dynamic parameters of bypass engine flowpath after maintenance by the re-development of resources]. *Herald USATU*, 2009, vol. 12, no. 2 (31), pp. 43-50.

5. Lozitsky, L. P. *Konstrukciya i prochnost aviacionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej* [The design and strength of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Air Transport Publ., 1992. 535 p.

6. Kazandzhan, P. K. Tikhonov, N. D. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei : teoriya lopatochnykh mashin* [Theory of aircraft engines : Theory of turbomachinery]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995. 320 p.

7. Karpinos, B. S. Korovin, A. V., Lobunko, A. P., Vedischeva, M. Y. Ekspluatacionnye povrezhdeniya turbo-reaktivnykh dvukonturnykh aviacionnykh dvigatelej s for-sazhnoj kameroj sgoraniya [Operational damage turbofan aircraft engine with afterburner combustion chamber]. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2014, no. 1, pp. 18-24.

8. Gumerov, A. V. Eroziionnyj iznos lopatok kompressora. izmenenie chastoty sobstvennykh kolebanij [Erosion compressor blades. Changing the frequency of natural oscillations]. *4-ya vserossiiskaya zimnyaya shkola-seminar aspirantov i molodykh uchenykh : sb. nauch. tr.* [Proceedings of the fourth all-Russian winter school-seminar of graduate students and young scientists]. Ufa, Dialogue Publ., 2009, pp. 118.

Поступила в редакцию 2.06.2016, рассмотрена на редколлегии 15.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры А. Я. Качан, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ОЦІНКА ГРАНИЧНОГО СТАНУ ЛОПАТОК КОМПРЕСОРА ВЕРТОЛІТНИХ ГТД ПО ЧАСТОТІ ВЛАСНИХ КОЛИВАНЬ

Я. В. Двірник, Д. В. Павленко

Наведено результати аналізу частот основного тону лопаток осьового компресора вертолітного газотурбінного двигуна після різного часу експлуатації в умовах запиленої атмосфери. Встановлено залежність власної частоти коливань робочих лопаток від геометрії і ступеня зносу пера через впливу абразивних частинок. Виконано оцінку граничного стану пера лопаток і їх довговічності з точки зору зміни частоти основного тону. Визначена лімітуюча ступінь ротора осьового компресора за частотним критерієм і напрацювання двигуна до досягнення його граничного стану.

Ключові слова: газотурбінний двигун, компресор, лопатка, власна частота, метод кінцевих елементів, газоабразивний знос, граничний стан, довговічність.

EVALUATION OF COMPRESSOR BLADES LIMIT STATE OF HELICOPTER GAS TURBINE ENGINES DEPENDED ON NATURAL VIBRATION FREQUENCIES

Ya. V. Dvirnyk, D. V. Pavlenko

The results of the analysis of the natural vibration frequencies of axial compressor blades of a helicopter gas turbine engine according to the different operation times in a dusty atmosphere are presented. The dependence of the natural frequency of rotor blades on the geometry and the degree of deterioration of the blade profile as a consequence of abrasive wear is set. The estimation of the limit state of blade profiles and their durability in terms of natural vibration frequencies changing is performed. Limiting stage of axial compressor rotor according to the frequency criterion and operating time of the engine until it reaches its limit condition is defined.

Key words: gas turbine engine compressor blade. natural frequency, finite element method, gas-abrasive wear, limit state, durability.

Двірник Ярослав Вікторович – аспірант кафедри технології авіаційних двигателів Запорожського національного технічного університету, АО "МОТОР СІЧ". Запорожье, Украина, e-mail: dvirnyk@gmail.com.

Павленко Дмитрій Вікторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології авіаційних двигателів Запорожського національного технічного університету, Запорожье, Украина, e-mail: dvp_zntu@mail.ru

Dvirnyk Yaroslav Viktorovich - postgraduate student of Department of aircraft engine technology, Zaporizhzhya National Technical University, JSC "Motor Sich", Zaporozhye, Ukraine, e-mail: dvirnyk@gmail.com.

Pavlenko Dmitry Viktorovich - Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor of Department of aircraft engine technology, Zaporizhzhya National Technical University, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: dvp_zntu@mail.ru.