DOI: 10.20310/1810-0198-2018-23-122p-166-171 УДК 539.4

МОДЕЛИРОВАНИЕ НДС И ОБРЫВА ЛОПАТКИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОРПУСОВ ГТД НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ

© А.Р. Лепешкин¹⁾, В.В. Назаров²⁾, В.А. Голиков³⁾, О.И. Ильинская³⁾

1) Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,

г. Москва, Российская Федерация, e-mail: lepeshkin.ar@gmail.com

²⁾ Институт механики Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова,

г. Москва, Российская Федерация, e-mail: inmec130@mail.ru

³⁾ Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет),

г. Москва, Российская Федерация, e-mail: vladimir.golikov94@gmail.com

При проектировании авиационных двигателей нормативными материалами предусматривается проверка корпуса на непробиваемость. В данной работе приводится новый расчетно-экспериментальный метод обрыва лопатки без использования взрыва. Исследование корпуса вентилятора авиационного двигателя на непробиваемость осуществляется с использованием данного метода обрыва в процессе испытаний на разгонном стенде на заданной частоте вращения. Проведены расчеты для определения напряженно-деформированного состояния и условий управляемого обрыва лопатки под воздействием центробежных сил на заданной частоте вращения. *Ключевые слова*: обрыв; лопатка; моделирование; испытания; корпус; непробиваемость

введение

Современные расчетные методы прогнозирования условий непробиваемости корпусов используют ряд априорных положений и не могут дать надежную оценку этого события. Экспериментальная проверка корпусов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) на непробиваемость является одной из важнейших задач по обеспечению безопасности полетов. При обрыве лопатки двигателя на самолете возможны серьезные повреждения планера, обрыв подвески двигателя, пожар и т. д., вызывающие тяжелые последствия.

Для снижения расходов на доводку двигателя и решения указанных проблем целесообразно сначала проводить поэтапные испытания узлов двигателя на разгонном стенде.

Испытаниями корпуса на непробиваемость на разгонном стенде решается одна из этих проблем – локализация разрушения лопатки внутри корпуса двигателя.

Самый известный из методов обрыва состоит в том, что заданное для разрушения сечение ослабляется многократно до тех пор, пока на контрольных оборотах не произойдет обрыв лопатки [1]. Этот метод трудоемок, ненадежен и практически не применяется.

Известен также способ отделения профильной части рабочей лопатки с помощью взрыва [2]. Он тоже имеет ряд существенных недостатков, к главным из которых относятся следующие: лопатке при взрыве сообщается дополнительная энергия неопределенного направления и величины, в результате чего она пробивает корпус ГТД в условиях, несоответствующих реальным. Решение о прочности корпуса и необходимых мерах его усиления трудно обосновать.

В данной работе приводится разработанный расчетно-экспериментальный метод обрыва лопатки без использования взрыва [3]. Цель работы: исследование непробиваемости корпуса вентилятора авиационного двигателя с использованием нового метода обрыва лопатки в процессе испытаний на разгонном стенде на заданной частоте вращения. Данные испытания являются актуальными и необходимыми для проверки на прочность корпусов авиационных двигателей.

Метод обрыва роторной лопатки на указанных оборотах предусматривает ослабление заданного для обрыва сечения до запаса прочности 1,3...1,6 и последовательное перераспределение напряжений в этом сечении вплоть до разрушения лопатки от реальных центробежных сил.

Перераспределение напряжений достигается разогревом, на заданных для разрушения оборотах, среднего участка ослабленного сечения.

Приведены результаты расчетного моделирования условий обрыва лопатки ротора вентилятора, также как и результаты исследований непробиваемости корпуса.

РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УСЛОВИЙ ОБРЫВА ЛОПАТКИ РОТОРА

Представлено расчетное проектирование по доработке серийной лопатки 1-й ступени вентилятора ГТД для обеспечения ее обрыва в заданном заказчиком сечении от действия центробежных сил в диапазоне *n* = 10950 + 11050 об/мин. Материалом лопатки является титановый сплав.

Для проведения расчета была построена модель серийной лопатки в соответствии с предоставленными чертежами, где определено положение заданного сечения, по которому должно произойти разрушение лопатки (рис. 1a).



Рис. 1. Твердотельная (а) и конечно-элементная модель (б) лопатки вентилятора ГТД. Вид со стороны корыта

Для проведения расчета была построена модель серийной лопатки в соответствии с предоставленными чертежами, где определено положение заданного сечения, по которому должно произойти разрушение лопатки (рис. 1а). Глобальная декартовая система координат задавалась следующим образом: ось "х" параллельна плоскости торцев замка лопатки и перпендикулярна двум другим осям, ось "у" совпадает с осью компрессора, ось "z" направлена вдоль оси лопатки компрессора. При построении сетки использовались 20-узловые призматические конечные элементы (SOLID-95). Общее количество элементов 7684, узлов 37331 (рис. 16).

При расчете были заданы следующие граничные условия: запрещены перемещения подошвы замка лопатки в направлении "у", линия подошвы, пересекающая торец замка, закреплена в направлении "х", запрещены перемещения в окружном направлении (в глобальной цилиндрической системе координат) на поверхностях замка лопатки, контактирующих с боковыми поверхностями паза диска.

Для оценки площади сечения, обеспечивающего запас прочности лопатки на отрыв, равный 1,5, от действия центробежных сил на оборотах n = 10850 об/мин, была рассчитана суммарная центробежная сила в заданном сечении. Ее величина равна F = 13100 кГ. Учитывая, что предел прочности материала лопатки $\sigma_b = =100 \text{ кг/мм}^2$ и, предполагая, что сечение нагружено равномерно ($\sigma_v = 67 \text{ кг/мм}^2$), была вычислена площадь сечения перпендикулярного F, обеспечивающая этот запас, $S = 206,5 \text{ мм}^2$. Анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) лопатки при упругом решении показал, что в силу ее конструктивных особенностей при действии центробежной силы лопатка деформируется сложным образом. Это приводит к неравномерному распределению напряжений в заданном сечении. Происходит изгиб пера лопатки от корыта к спинке с вращением вокруг выходной кромки (рис. 2), что вызывает растяжение входной и сжатие выходной кромок в зоне заданного сечения, а также появление максимальных напряжений растяжения на корыте, ближе к входной кромке и на спинке у выходной кромки (рис. 3а. 3б).

В данной ситуации разбивка несущей площади на три части и их разнесение в заданном сечении (у входной кромки, в середине сечения, у выходной кромки, рис. 16) уменьшит неравномерность напряжений в каждом сечении (за счет его уменьшения) и более однородно перераспределит напряжения между сечениями, что повысит возможность управления обрывом лопатки.

Основным требованием при выполнении расчетного проектирования несущих сечений лопатки было сохранение суммарной площади $S = 206,5 \text{ мм}^2$. При этом запас по несущей способности каждого сечения должен быть примерно 1,5. Кроме того, необходимо так разместить нагреватель, обеспечивающий управление обрывом лопатки, под одной из частей подрезанного сечения, чтобы выполнялись основные требования к проектированию сечения.

В качестве критерия статического разрушения лопатки было принято исчерпание несущей способности, вычисленной по среднему напряжению в сечении, хотя бы одного из прилегающих к кромкам участков сечения. Обоснованность такого критерия подтверждена экспериментальными исследованиями на технологических лопатках.

Расчетное проектирование проводилось для конструирования при размещении нагревателя в теле лопатки (рис. 4), в средней части сечения.

Конечно-элементная модель лопатки с ослабленным сечением показана на рис. 5. При построении сетки использовались 20 узловых призматических конечных элементов (SOLID-95) и 10 узловых элементов (SOLID-92-тетраэдр). Общее количество элементов



Рис. 2. Деформированное состояние (под действием центробежной нагрузки) и недеформированное состояние (черная сетка) лопатки



Рис. 3. Распределение упругих напряжений σ у в лопатке вентилятора ГТД при *T* = 20 °С: спинка (а), корыто (б)



Рис. 4. Лопатка с подрезанным сечением (зоны A and B), нагреватель (H); 1, 2 – кромки



Рис. 5. Конечно-элементная модель лопатки

Таблица 1

Суммарные значения центробежной силы (F), средние напряжения (σ_{cp}) и запасы прочности K, рассчитанные в направлении ее действия, на каждом участке сечения площадью S_i подрезанной лопатки

Положение сечения	Сечение на входной	Среднее сечение	Сечение на выходной	Общее сечение
Параметры	кромке		кромке	
<i>F</i> , H	19430	101840	9840	131110
σ _{<i>av</i>} , ΜΠα	498	725	364	635
Κ	2	1,4	2,7	1,6

160519, узлов 245870. При расчете лопатки с ослабленным сечением система координат и граничные условия задавались такие же, как и при расчете серийной лопатки (см. выше).

Из табл. 1 видно, что наиболее напряженным является средний участок сечения лопатки. Об этом свидетельствует минимальный запас прочности *K* по несущей способности, полученный при расчете по средним напряжениям на участках ослабленного сечения.

Для расчета условий разрушения подрезанной лопатки было использовано температурное поле, полученное при включении нагревателя, и расчетное температурное поле, которое показано на рис. 6. При этом должна произойти разгрузка центрального сечения и разрушение лопатки за счет начального обрыва участков ослабленного сечения у кромок. При расчете растягивающей силы, действующей на каждый участок сечения, с учетом образовавшегося температурного поля с $T_{\rm max} = 320$ °C, были получены результаты.



Рис. 6. Распределение температуры в заданном сечении лопатки



Рис. 7. Распределение напряжений в заданном сечении лопатки



Рис. 8. Корпус вентилятора с ротором рабочего колеса перед испытаниями



Рис. 9. Корпус вентилятора с ротором рабочего колеса (часть) перед испытаниями

Распределение напряжений σ_y в подрезанном сечении лопатки, полученное в результате расчета статического НДС при температуре нагревателя T = 320 °С, показано на рис. 7. Из рис. 7 видно, что сильно перегруженными становятся участки сечения, примыкающие к кромкам лопатки.

В центральном сечении имеются небольшие области с высокими напряжениями, не оказывающие существенного влияния на статическую прочность этого сечения в целом. Напряжения на кромочных участках значительно превышают предел прочности материала лопатки.

В процессе разрушения кромок суммарная нагрузка передается на центральное сечение, разогретое до T = 320 °C и температуры поверхности 200 °C, что будет сопровождаться уменьшением запаса прочности K < 1. Кроме того, произойдет нарушение равновесия системы, и возникнут касательные напряжения τ . Несущая способность при этом уменьшится примерно до $0,7 \cdot \sigma_b \cdot S_{cp,ceq}$, в связи с чем ожидается снижение температуры нагрева среднего сечения, при которой произойдет отрыв лопатки.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Корпус вентилятора ГТД с ротором рабочего колеса перед испытаниями показаны на рис. 8 и 9. Испытания были проведены по заданной программе изменения частоты вращения. Все системы измерений и стендовые системы были проверены на частоте вращения 2000 об/мин. После этого осуществлялся разгон ротора.

После достижения заданной частоты вращения 11000 об/мин в корневой части лопатки вентилятора ГТД начался нагрев. Нагрев контролировался с помощью термопары, установленной на лопатке. После 16-й секунды нагрева на заданной частоте вращения 11000 об/мин лопатка оборвалась в заданном сечении при температуре поверхности 200 °С с резким изменением звука на испытательном стенде. После этого началось снижение частоты вращения.

До момента обрыва лопатки значения вибраций составляли 1,5–2g. Значения скорости вращения ротора в момент срабатывания датчика разрушения составило 11000 об/мин.

В момент обрыва лопатки при вращении ротора появился значительный уровень вибраций и акустических шумов. Фотография корпуса вентилятора и рабочего колеса после испытаний показана на рис. 10. Дефекты в виде трещин в корпусе вентилятора ГТД были обнаружены в ходе проверки объекта испытания (рис. 10). Максимальное выпучивание корпуса в радиальном направлении ~ 25 мм в месте разрыва (рис. 11). В контрольном экране следов вылета лопатки не обнаружено.

Оборвавшаяся лопатка взаимодействовала с элементами корпуса вентилятора. Основная трещина 1 образовалась со вспомогательными 2 и 3. Из полученных результатов следует, что лопатка осталась внутри корпуса. На рис. 12 показаны отдельные фрагменты разрушенной лопатки, которая состоит из прикорневой части и верхней части, раздробленной на мелкие кусочки.

Корпус в окрестности удара получил следующие повреждения: в корпусе образовалась основная и сопутствующие трещины со следами вытяжки при пластическом деформировании (рис. 11). Данная конструкция вентилятора позволила локализовать лопатку внутри корпуса.



Рис. 10. Корпус вентилятора с ротором рабочего колеса после испытаний



Рис. 11. Корпус после испытаний



Рис. 12. Разрушенная лопатка

Таблица 2

Результаты расчета средних напряжений на кромочных и среднем участках

Положение сечения Параметры	Сечение на входной кромке	Среднее сечение	Сечение на выходной кромке	Общее сечение
F, H	48440	63910	23650	136000
σ _{<i>av</i>} , МПа	1240	455	876	660
Κ	0,81	2,20	1,10	1,52

Реальные условия обрыва лопатки создались при разогреве поверхности среднего участка до 200 °С. Для этих условий был проведен поверочный расчет напряженного состояния всех участков ослабленного сечения (табл. 2).

Расчет прогнозирует начало обрыва лопатки на входной кромке. Расположение трещин (рис. 11), образовавшихся в корпусе при ударе во время испытаний, тоже свидетельствует о первом касании лопатки о корпус ее входной кромкой. Осколки лопатки остались внутри корпуса.

выводы

Метод обрыва лопатки и методика испытаний корпуса вентилятора на непробиваемость разработаны и внедрены на разгонном стенде. Расчетное моделирование НДС выполнено для определения условий управляемого обрыва лопатки под действием центробежных сил на заданной частоте вращения. На разгонном стенде проведены испытания на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя при управляемом обрыве подготовленной лопатки. Из полученных результатов следует, что оборвавшаяся лопатка удержана корпусом. После испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора. Вылета лопатки за пределы корпуса вентилятора в радиальном направлении не произошло. Следов вылета осколков на контрольном алюминиевом экране не обнаружено. В целом проведенные испытания корпуса вентилятора авиационного двигателя прошли успешно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Mohamed N.A., Tim M. A design methodology for fan blade-off based on structural failure // Proceedings of the 19th Conference ISABE. Canada, Montreal, 2009. Report ISABE-2009-1103.
- BR715 clears last certification hurdle before 717 flight // Flight. 15– 21/VII. 1998. Vol. 154.
- Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А. Способ испытаний корпуса ротора лопаточных машин на непробиваемость и устройство для его реализации // Патент РФ № 2371692. Бюл. 2009. № 30.

БЛАГОДАРНОСТИ: Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 16-08-00014а).

Поступила в редакцию 20 апреля 2018 г.

DOI: 10.20310/1810-0198-2018-23-122p-166-171

MODELING OF SSS AND BREAKING OF BLADE AT TESTS OF GTE CASINGS IMPENETRABILITY

A.R. Lepeshkin¹⁾, V.V. Nazarov²⁾, V.A. Golikov³⁾, O.I. Ilinskaja³⁾

 ¹⁾ Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, e-mail: lepeshkin.ar@gmail.com
²⁾ Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation, e-mail: inmec130@mail.ru
³⁾ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, e-mail: vladimir.golikov94@gmail.com

At designing aviation engines, check for casing impenetrability is envisaged by normative documents. In this paper a new calculation-experimental method for breaking a blade without using an explosion is presented. The investigation of the aviation engine fan casing impenetrability is carried out with the use of this breakage method in the process of testing at a spin rig at a given speed of rotation. The calculations have been performed to determine the stress-strain state and the conditions of the controlled breakage of the blade under the action of centrifugal forces at a given rotation frequency. *Keywords*: breakage; blade; modeling; tests; casing; impenetrability

ACKNOWLEDGEMENTS: The work is fulfilled under financial support of Russian Foundation for Basic Research (grant no. 16-08-00014a).

Received 20 April 2018

Лепешкин Александр Роальдович, Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва, Российская Федерация, доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник сектора отделения прочности, e-mail: lepeshkin.ar@gmail.com

Lepeshkin Alexander Roaldovich, Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, Doctor of Technics, Senior Research Worker, Head of Sector of Strength Department, e-mail: lepeshkin.ar@gmail.com

Назаров Владлен Витальевич, Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, г. Москва, Российская Федерация, научный сотрудник Института механики, e-mail: inmec130@mail.ru

Nazarov Vladlen Vitalevich, Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation, Research Worker of Institute of Mechanics, e-mail: inmec130@mail.ru

Голиков Владимир Александович, Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет), г. Москва, Российская Федерация, магистрант, e-mail: vladimir.golikov94@gmail.com

Golikov Vladimir Alexandrovich, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, Master's Degree Student, e-mail: vladimir.golikov94@gmail.com

Ильинская Ольга Игоревна, Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет), г. Москва, Российская Федерация, кандидат технических наук, доцент, e-mail: madam.ilinskaya@yandex.ru

Ilinskaja Olga Igorevna, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, Candidate of Technics, Associate Professor, e-mail: madam.ilinskaya@yandex.ru