

УДК 539.4

А.Р. ЛЕПЕШКИН, Н.Г. БЫЧКОВ, П.А. ВАГАНОВ

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва

МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ОБРЫВОМ ЛОПАТОК РАБОЧИХ КОЛЕС ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОРПУСОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ

Рассмотрены известные методы обрыва лопатки при испытаниях на непробиваемость корпусов авиационных двигателей. Выявлены недостатки этих методов. Предложен недорогой и эффективный метод дополнительного нагружения сечения, по которому осуществляется обрыв лопатки. Метод обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование управляемого обрыва лопатки. При использовании этого метода обеспечивается надежный управляемый обрыв лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения без использования взрыва. Предложенный метод термоуправления обрывом лопатки был использован при проведении испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде.

Ключевые слова: лопатка, корпус, испытание, метод, обрыв, напряжения, разгонный стенд.

Введение

Нормативные технические документы содержат требование об обязательной локализации в корпусах авиационных двигателей фрагментов, возникающих при разрушениях рабочих лопаток турбомашин. Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этому требованию связано с большими затратами времени и средств. Поэтому значительное количество работ посвящено разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов фрагментами роторов. Для этого используются эмпирические соотношения или расчеты с помощью современных программных комплексов, в частности Nastran или DYNA. Предложено также много конструктивных решений, направленных на обеспечение непробиваемости корпусов фрагментами лопаток за счет использования легких лопаток, применения специальных конструкций «жестких» или «податливых» корпусов [1 – 3]. Однако из-за сложности прогнозирования траектории движения оборвавшейся лопатки, условий и последствий взаимодействия этой лопатки с другими деталями двигателя в настоящее время не удается обойтись без испытаний на непробиваемость корпусов двигателя при обрыве лопатки. В частности, почти каждая программа разработки и сертификации двигателя предусматривает проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора.

Нормативными техническими документами требуется, чтобы такое испытание было проведено при обрыве лопатки в требуемом сечении на пре-

дельно допустимой в эксплуатации частоте вращения ротора. Вместе с тем в нормативных технических документах отсутствуют рекомендации по технологии обрыва лопатки, обеспечивающей выполнение этих требований, а используемые на практике методы обрыва лопатки имеют определенные недостатки. Данная работа посвящена разработке технологии управляемого обрыва лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения.

Известны следующие методы обеспечения обрыва лопаток ротора.

Наиболее простой из них, использовавшийся, в частности, в ЦИАМ, начиная с 70-х гг. прошлого века, заключается в многократной последовательной подрезке назначенного для разрушения сечения лопатки с проведением контрольных испытаний на разгонном стенде. Метод последовательных приближений весьма трудоемок из-за необходимости перебора ротора при каждой подрезке и не обеспечивает надежного обрыва лопатки на заданной частоте вращения. Этот же метод, но с использованием современных трехмерных расчетных моделей, рассмотрен в недавней публикации фирмы Pratt&Whitney, Canada [4].

Известно предложение об управлении обрывом рабочей лопатки на разгонном стенде с вакуумированием [9]. Дополнительное нагружение предварительно ослабленной лопатки предполагается осуществлять аэродинамической силой. Этот метод заключается в следующем. После установки ротора с подготовленной к обрыву лопаткой на стенде включают вакуумный насос и понижают давление в разгонной

камере примерно до 0,05 ата. Облопаченный ротор разгоняют до заданной для разрушения частоты вращения, после чего плавно понижают вакуум, поддерживая требуемое значение частоты вращения. Аэродинамические силы нагрузят лопатку дополнительно к центробежным силам, изгибающим $M_{изг}$ и крутящим $M_{кр}$ моментами. Напряжения от $M_{изг}$ и $M_{кр}$ должны обеспечить снижение запаса прочности лопатки n в ослабленном сечении до значения $n < 1$, что должно вызвать разрушение лопатки. Мощность привода разгонного стенда должна позволить поддерживать заданную частоту вращения облопаченного диска при давлении ~ 1 ата. Из-за большой потребной мощности привода разгонного стенда и сложности расчета на несущую способность ослабленного сечения лопатки использование этого метода затруднено. В работе [6] предложен оригинальный способ управления обрывом лопатки, при котором после выхода облопаченного ротора на заданную частоту вращения рекомендуется производить подрезку профильной части лопатки в указанном сечении с помощью электродов, размещенных вблизи лопатки. Реализация этого метода связана с необходимостью решения многих технических проблем (выполнения подрезки одной лопатки на облопаченном роторе и т.д.) и вряд ли этот метод найдет широкое применение.

В мировой практике в настоящее время наиболее широко применяется способ испытания на непробиваемость корпуса при обрыве лопатки в требуемом сечении с помощью взрыва [7]. Несмотря на кажущуюся простоту, этот способ управления обрывом лопаток весьма сложен и имеет ряд серьезных недостатков:

- не исключена вероятность возникновения пожара. Поскольку для гарантированного обрыва лопатки мощность кумулятивного заряда всегда больше необходимой, то после обрыва лопатки за ней следом вылетает еще горящий кумулятивный заряд малого размера, поджигающий элементы газоздушного тракта;

- неправильное контактное взаимодействие оборванной лопатки с корпусом. Так как разброс скорости горения обоих зарядов составляет 20% – 50%, то прорезание стенок ослабленного сечения со стороны корыта и спинки происходит неравномерно. Ввиду этого под действием центробежной силы сначала будет разрушаться одна из сторон ослабленного сечения, и лопатка начнет разворачиваться в сторону еще неразрушенной стенки. Сила удара фрагмента лопатки о корпус после взрыва не будет равна действующей центробежной силе, так как на стенке щели, прорезанные кумулятивной струей, будет действовать давление, примерно равное $P_k = 10000$ ата, т.е. к центробежной силе добавится сила $F_k = P_k S_m$, где S_m – площадь прорезанной щели.

Результаты исследований

В данной работе обстоятельно исследовалась возможность управления обрывом лопатки с помощью термочувствительных накладок [8]. Лопатка в назначенном для разрушения сечении ослаблялась до получения запаса прочности по предельной силе при заданной частоте вращения, равного 0,7 – 0,8. Затем это сечение усиливалось со стороны корыта и спинки накладками из термочувствительного материала, чтобы обеспечить величину запаса прочности 1,2 – 1,3.

После раскрутки облопаченного ротора на разгонном стенде до заданной частоты вращения осуществлялся индукционный разогрев обода диска и лопатки с накладками. Для изготовления накладок выбирался материал, имеющий в 1,5 – 2,0 раза больший коэффициент температурного расширения, чем материал лопатки. В результате удлинения при нагреве накладки перестают «помогать» ослабленному сечению лопатки, что приводит к ее обрыву под действием центробежных нагрузок.

Во время испытаний выявился неравномерный прогрев накладок со стороны корыта и со стороны спинки, сопровождающийся неодновременным обрывом накладок, что оказывает влияние на траекторию полета лопатки.

Отмеченного в предыдущем методе обрыва недостатка не наблюдалось при локальном разогреве термочувствительных вставок или нагружающего участка самой лопатки с помощью электрического нагревателя, питаемого через токосъемник [10].

Заданное сечение пера лопатки ослабляли поперечным надрезом. Надрез осуществляли тонкой проволокой 0,15 – 0,25 мм для обеспечения минимального удлинения ослабленного сечения лопатки до разрушения. Удлинение лопатки в момент разрушения не должно превышать величину радиального зазора между торцом лопатки и корпусом на заданной частоте вращения.

В профильной части лопатки выполняли парные прорезы параллельно оси лопатки, рис. 1. Центробежные нагрузки на ослабленные сечения лопатки передавались через образовавшиеся после выполнения прорезей перемычки. В нижней части профиля эти прорезы соединяются с поперечным надрезом. Между прорезами наматывался провод, который образовывал электрический нагреватель. Провода электропитания нагревателя выводились на токосъемник. После выхода ротора на заданную частоту вращения включался нагрев термонагружающего участка и происходило термическое расширение материала этого участка лопатки. В результате создавалась дополнительная нагрузка на других несущих участках в подрезанном сечении лопатки, которая суммировалась с центробежной силой, что обеспечивало обрыв лопатки.

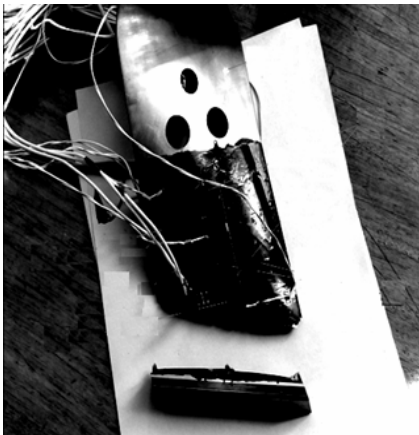


Рис. 1. Лопатка после обрыва (отверстия в профильной части лопатки были выполнены для обеспечения ее нагружения на испытательной машине)

Проведенное на испытательной машине экспериментальное исследование показало возможность управления обрывом лопатки предложенным способом. Однако выполнение парных прорезей в лопатке снижает ее жесткость, что может повлиять на контактное взаимодействие лопатки и корпуса.

В результате проведенных в данной работе исследований, выполненных доводочных и сертификационных испытаний, предложен способ управления обрывом роторной лопатки, который заключается в том, что техническое решение поставленной задачи достигается в результате снижения прочностных свойств материала лопатки и перераспределения напряжений за счет разогрева среднего участка предварительно ослабленного сечения [16]. Масса отделяющейся части лопатки при использовании этого способа не изменяется. Жесткость лопатки также сохраняется неизменной.

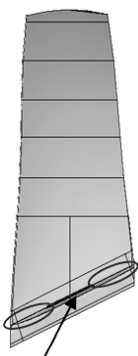


Рис. 2. Подрезанное сечение лопатки

Схема доработки лопатки представлена на рис. 2.

Неподрезанными остаются участки у входной и выходной кромок и участок в середине ослабленного сечения. Для обрыва роторной лопатки на требуемой частоте вращения в заданном сечении это сечение ослабляется до получения запаса прочности по силе $n \approx 1,5 - 1,6$. Для создания условий разрушения лопатки осуществляется управляемое перераспределение напряжений от действия центробежных сил на участках ослабленного сечения путем разогрева среднего участка этого сечения.

Расчетное проектирование доработки лопатки под управляемый обрыв осуществлялось с использо-

ванием метода конечных элементов и коммерческого программного комплекса ANSYS. При построении сетки использовались 20 узловые призматические конечные элементы и 10 узловые элементы тетраэдр. Общее количество элементов – 160519, узлов – 245870.

Проверки предлагаемого способа управления обрывом рабочей лопатки проводились на испытательной машине и на разгонном стенде при испытаниях корпуса вентилятора на непробиваемость. Для проведения испытаний на испытательной машине были подготовлены три лопатки. Каждая лопатка устанавливалась в захватах и нагружалась растягивающей нагрузкой 13000 кГ, имитирующей центробежную силу при заданной частоте вращения ротора. Далее включалось питание электронагревателя. Во время разогрева среднего участка, температура которого контролировалась с помощью термопары, растягивающая нагрузка, имитирующая действие центробежной силы, поддерживалась постоянной. Обрыв трех испытанных лопаток происходил при достижении температуры на наружной поверхности среднего участка равной 300, 350 и 380 °С соответственно. Фотография одной из разрушенных лопаток представлена на рис. 3.

Описанный выше метод управления обрывом лопатки был использован при испытаниях на непробиваемость корпуса вентилятора на разгонном стенде.

Использованный в этой работе разгонный стенд предназначен для разгонных и циклических испытаний роторов ГТД в поле центробежных сил с имитацией реальных условий нагружения по частоте вращения и температурному состоянию.

Существующая конструкция стенда позволяет проводить испытания объектов при следующих условиях: максимальная частота вращения – 30000 об/мин; максимальная мощность электропривода – 730 кВт; максимальная температура диска – 800 °С; давление остаточного воздуха в вакуумной бронеканере – 0,08 атм; максимальный диаметр объекта испытаний – 2,2 м; масса объекта испытаний – до 1500 кг.

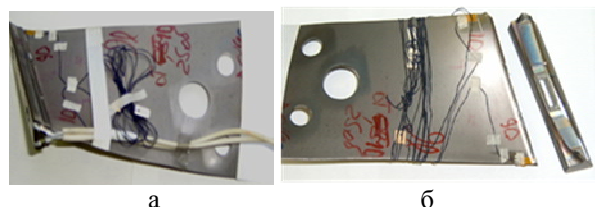


Рис. 3. Лопатка до (а) и после (б) испытания. Отверстия в профильной части лопатки были выполнены для обеспечения возможности ее нагружения на испытательной машине

На рабочем колесе вентилятора были установлены штатные лопатки и одна лопатка с ослабленным

сечением и устройством для ее обрыва. Обрываемая лопатка после установки нагревателя в выполненный в ней паз окрашивалась по специальной схеме. По другой специальной схеме окрашивалась и последующая лопатка. Отбалансированный ротор и корпус вентилятора, препарированный тензодатчиками и термопарами, были установлены в разгонной камере. Вокруг корпуса был смонтирован тонкий цилиндрический контрольный экран (изготовленный из алюминиевой фольги) для подтверждения отсутствия нелокализованных в корпусе фрагментов лопатки, обладающих высокой кинетической энергией.

Фотография установленного вентилятора в сборе в вакуумной камере разгонного стенда представлена на рис. 4. После выхода на заданную частоту вращения был включен нагреватель лопатки. Частота вращения поддерживалась постоянной с точностью ± 5 об/мин.



Рис. 4. Корпус вентилятора с рабочим колесом перед испытаниями

По достижении температуры на поверхности среднего участка ослабленного сечения $190\text{ }^{\circ}\text{C}$ произошел обрыв лопатки.

Фотографии ступени и корпуса вентилятора после испытаний показаны на рис. 5.

В результате осмотра объекта испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора в виде двух трещин и выпучивания. В контрольном экране следов вылета лопатки не обнаружено. Из полученных результатов следует, что оборвавшаяся лопатка удержана защитным корпусом.

Предлагаемый метод управления обрывом лопатки с использованием локального разогрева участка разрушаемого сечения может применяться при организации обрыва лопатки по первому пазу хвостовика замкового соединения, в том числе при ис-



Рис. 5. Корпус вентилятора с рабочим колесом после испытаний

пользовании замкового соединения «елочного типа». Метод может использоваться для организации обрыва лопатки с непрямолинейным хвостовиком.

Заключение

Рассмотрены известные методы обрыва лопатки при испытаниях на непробиваемость корпуса двигателя. Выявлены недостатки этих методов. Предложен оригинальный, недорогой и эффективный метод дополнительного нагружения сечения, по которому осуществляется обрыв лопатки турбомашин. При использовании этого метода обеспечивается надежный управляемый обрыв лопатки в требуемом сечении на заданной частоте вращения без использования взрыва при проведении испытаний корпусов на непробиваемость.

Литература

1. Москвитин, О.А. Пространственное моделирование процесса пробивания корпусных элементов двигателя оборвавшимися деталями [Текст] / О.А. Москвитин, Б.Ф. Шорр // Тез. докл. XXVIII Междунар. НТС по проблемам прочности двигателей. – М., 2002. – С. 60-61.
2. Богуслаев, В.А. Прочность деталей ГТД [Текст] / В.А. Богуслаев, В.Б. Жуков, В.К. Яценко. – Запорожье: Мотор Сич, – Д.Г. 2003. – С. 528.
3. Ануров, Ю.М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок [Текст] / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. – СПб.: СПбГПУ, 2004. – С. 292-297.
4. Жуков, В.Б. Расчет корпусов на непробиваемость [Текст] / В.Б. Жуков, С.И. Хоменко, А.В. Шереметьев // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 1. – С. 56-59.
5. Nasr M.N.A. A design methodology for fan blade-off based on structural failure [Текст] / M.N.A. Nasr, T.A. Moffat // ISABE. Paper – No. 2009-1103, 2009.
6. Ленеишкин, А.Р. Расчетно-экспериментальные исследования управления обрывом моделей лопаток для обеспечения проверки корпусов на непробиваемость

[Текст] / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 124-129.

7. Баженов, В.Г. Универсальный разгонный стенд для повторно-статических испытаний крупногабаритных элементов ротора [Текст] / В.Г. Баженов, Ю.И. Тростенюк, В.К. Захаров // Проблемы прочности. – 1988. – №9. – С. 114-116.

8. BR715 clears last certification hurdle before 717 flight // Flight. 15-21/VII 1998. Vol. 154. No. 4634. – P. 12.

9. Пат. 2176389 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г.; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 99121433/28 ; заявл. 11.10.1999; опубл.: 27.11.2001, Бюл. № 33.

10. Пат. 2207534 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации /

Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г.; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 2001135486/28; заявл. 28.12.2001; опубл.: 27.06.2003, Бюл. № 18.

11. Пат. 2301979 Российская Федерация, МПК G01M7/08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, Б.А. Балугев, А.В. Першин; заявитель и патентообладатель ЦИАМ. – № 2006103289/28; заявл. 07.02.2006; опубл.: 27.06.2007, Бюл. № 18.

12. Лепешкин, А.Р. Метод термоуправляемого обрыва лопаток рабочих колес ГТД при испытаниях конструкций и корпусов на непробиваемость [Текст] / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4/20. – С. 77-82.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела А.Н. Петухов, ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва.

МЕТОДИ УПРАВЛІННЯ ОБРИВОМ ЛОПАТОК РОБОЧИХ КОЛІС ПРИ ВИПРОБУВАННЯХ КОРПУСІВ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ НА НЕПРОБИВАЄМІСТЬ

О.Р. Лепешкин, М.Г. Бычков, П.О. Ваганов

Розглянуті відомі методи обриву лопатки при випробуваннях на непробиваемість корпусів авіаційних двигунів. Виявлені недоліки цих методів. Запропонований недорогий і ефективний метод додаткового вантаження перетину, по якому здійснюється обрив лопатки. Метод обриву лопатки полягає в перерозподілі напруги в заданому перетині лопатки при додатковому її термічному вантаженні і в забезпеченні квазікрихкого руйнування лопатки по вказаному її перетину на заданій частоті обертання ротора. Проведено розрахункове моделювання керованого обриву лопатки. При використанні цього методу забезпечується надійний керований обрив лопатки в необхідному перетині на заданій частоті обертання без використання вибуху. Запропонований метод термоуправління обривом лопатки був використаний при проведенні випробувань на непробиваемість корпуса вентилятора авіаційного двигуна на розгінному стенді.

Ключові слова: лопатка, корпус, випробування, метод, обрив, напруга, розгінний стенд.

CONTROL BREAKAGE METHODS OF WORKING WHEEL BLADES AT TESTS CONTAINMENT CASINGS OF AVIATION ENGINES

A.R. Lepeshkin, N.G. Bychkov, P.A. Vaganov

The known breakage methods of blade are considered at tests containment casings of the aviation engines. The lacks of these methods are revealed. The inexpensive and effective method of additional loading section is offered. The method of blade breakage consists in redistribution of stresses in the set section of blade at additional thermal loading and in maintenance of quasi-fragile destruction of blade on specified section on the set frequency of rotation of a rotor. The calculated modelling of control breakage of blade is carried out. At use of this method the reliable control blade breakage in demanded section on the set frequency of rotation without use of explosion is provided. The offered method of thermal control breakage of blade has been used at carrying out of test containment fan casing of the aviation engine on the spin rig.

Key words: blade, casing, test, method, breakage, stresses, spin rig.

Лепешкин Александр Роальдович – чл.-корр. АЭН РФ, д-р техн. наук, проф., начальник сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.

Бычков Николай Григорьевич – канд. техн. наук, начальник сектора ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.

Ваганов Петр Алексеевич – инженер ФГУП “ЦИАМ им. П.И. Баранова”, Москва, Россия, e-mail: lepehkin@rtc.ciam.ru.