

УДК 539.4

**Д-р техн. наук А. Р. Лепешкин, канд. техн. наук Н. Г. Бычков, канд. техн. наук  
Б. А. Балугев, П. А. Ваганов**

**ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», г. Москва**

## **ОЦЕНКА НЕПРОБИВАЕМОСТИ КОРПУСА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ УПРАВЛЯЕМОМ ОБРЫВЕ ЛОПАТКИ**

*Разработан метод управления обрывом лопатки рабочего колеса. Он позволяет обеспечить разрушение лопатки в заданном сечении при требуемой частоте вращения ротора без использования взрыва. Проведены испытания корпуса авиационного двигателя на непробиваемость с использованием разработанного метода обрыва лопатки.*

**Ключевые слова:** метод обрыва, лопатка, корпус, непробиваемость.

Нормативные технические документы по авиационным двигателям содержат требования об обязательной локализации в корпусах двигателя фрагментов, образующихся при разрушении рабочих лопаток турбомашин. Данные требования содержатся в действующих отечественных (нормы прочности, нормы летной годности АПЗЗ, АП-ВД) и зарубежных (TSO-077b, FAR33, CS-APU, CS-E и др.) нормативных технических документах.

Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этим требованиям связаны с большими затратами времени и средств. Поэтому значительное количество работ посвящено разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов [1–6] на основе использования эмпирических соотношений или современных программных комплексов, в частности, MSC Dytran или DYNA. Предложено также много конструктивных решений, направленных на обеспечение непробиваемости корпусов фрагментами лопаток, как за счет использования легких лопаток, так и на основе применения специальных конструкций «жестких» или «податливых» корпусов. Однако из-за сложности прогнозирования траектории обрвавшейся 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 в каждой программе сертификации двигателя предусматривается проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора. Однако в течении десятилетий вопросы надежного управляемого обрыва лопатки для получения достоверной оценки корпусов на непробиваемость не решены.

Экспериментальная проверка корпусов авиационных двигателей 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.

Нормативными техническими документами требуется, чтобы такое испытание было проведено при обрыве лопатки в требуемом сечении на предельно 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 (чаще всего с использованием взрыва) имеют серьезные недостатки.

Известно несколько способов обеспечения обрыва лопатки на заданной частоте вращения.

Самый известный из них состоит в том, что заданное для разрушения сечение ослабляется многократно до тех пор, пока на контрольных оборотах не произойдет обрыв лопатки [5]. Этот метод трудоемок, ненадежен и практически не применяется.

В работе [7] для имитации обрыва лопатку отрезали на рабочих оборотах электродами. При этом методе лопатка может оборваться с неполной массой. Кроме того, может произойти обрыв нескольких лопаток. Поэтому данный метод имеет сложности в его применении.

Известен также способ отделения профильной части рабочей лопатки с помощью взрыва [8, 9]. Указанный способ имеет ряд существенных недостатков, к главным из которых относятся следующие: лопатке при взрыве сообщается дополнительная энергия неопределенного направления и величины, в результате чего-либо она пробивает, либо не пробивает корпус в условиях, несоответствующих реальным. При этом невозможно дать объективную оценку прочности корпуса, как в случае его разрушения, так и в

случае его непробиваемости. Вес отделяемой части лопатки может измениться. Кроме того, сложно учесть влияние разброса силы взрыва и момента взрыва каждого заряда на процесс обрыва лопатки на вращающемся объекте. В случае использования ослабленного заряда, не завершающего полного отделения всей лопатки, нагруженной центробежными силами, обрыв сразу обеих стенок замка произойти не может. После обрыва одной из стенок лопатка сразу наклонится в противоположную сторону под действием центробежных сил и импульса силы от давления пороховых газов. Поэтому удар оборвавшейся лопатки о корпус может не соответствовать требованиям нормативных документов. Вероятность пожара при осуществлении этого способа на двигателе высока. Способ требует длительной подготовки и весьма трудоемок. Также имеются трудности в организации испытаний. Подготовка испытаний требует особых организационных мер и мер безопасности, учитывающих использование взрывчатых веществ, а также наличия специально подготовленного персонала. Более того, требования по отрыву в районе замка делают вероятным повреждение диска, на котором крепится лопатка, при взрыве. Решение о прочности корпуса и необходимых мерах его усиления трудно обосновать при использовании данного способа.

В данной работе впервые разработана и успешно реализована методология управления обрывом рабочих лопаток вращающегося ротора на заданной частоте вращения без использования взрыва. Авторами предложен новый метод и его

модификации для управления дополнительным нагружением лопаток после выхода ротора на заданную частоту вращения [10–14]. Разработанный метод можно применять при проверке корпусов любых роторных машин, газотурбинных и энергетических установок и двигателей. Суть предложенного метода обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении (от встроенного электронагревателя в замке лопатки) и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование натурной лопатки в поле центробежных сил и управляемого обрыва доработанной лопатки с использованием метода конечно-элементов. Показана конечно-элементная сетка (*a*) натурной лопатки вентилятора и ее напряженное состояние со стороны спинки (*б*) и корыта (*в*). Заданное сечение А-А обрыва показано на рис. 1, *в*. Конечно-элементная сетка натурной лопатки содержала 58140 элементов и 66976 узлов.

Выполнены экспериментальные исследования управляемого обрыва лопаток на испытательных машинах и разгонном стенде.

В отличие от метода обрыва лопатки с помощью взрыва разработанный авторами метод имеет следующие достоинства:

1. Обеспечивает возможность локального увеличения нагрузки в подрезанном сечении лопатки вплоть до ее разрушения на требуемой частоте вращения.
2. Исключает действие в момент удара лопат-

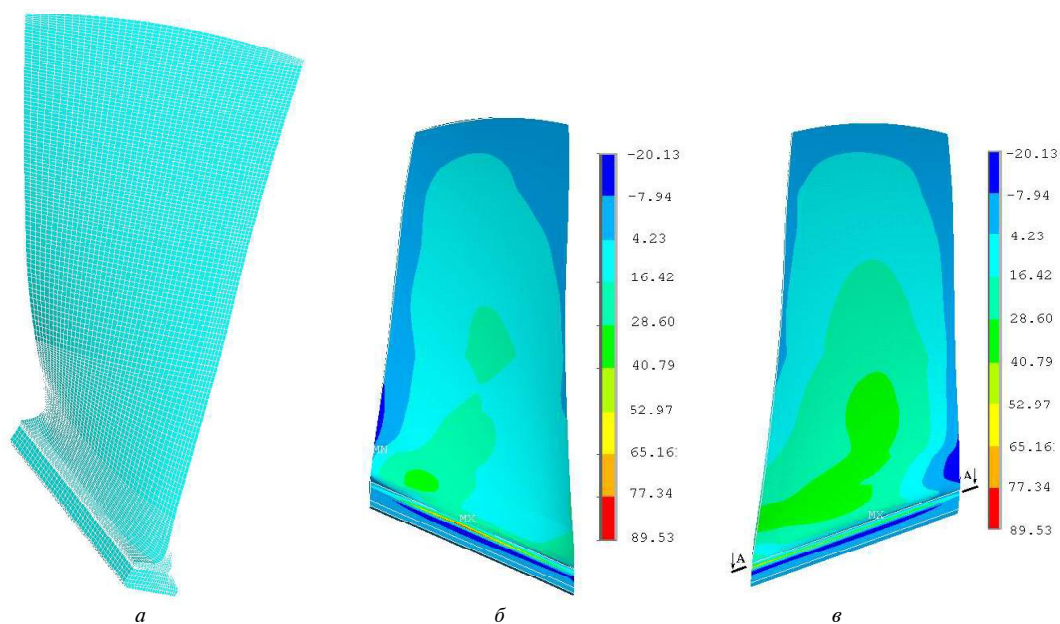


Рис. 1. Конечно-элементная сетка (*a*) лопатки вентилятора и ее напряженное состояние со стороны спинки (*б*) и корыта (*в*)

ки по корпусу дополнительных сил.

3. Обеспечивает разрушение лопатки до выбора зазора между лопаткой и корпусом вентилятора на разрушающих частотах вращения.

4. Обеспечивает сохранение требуемой массы отделяемой лопатки.

Управление обрывом лопатки на заданной частоте вращения ротора проводилось путем снижения прочностных свойств материала, за счет разогрева среднего участка ослабленного сечения любого вида замкового соединения. Масса отделяющейся части лопатки при этом не уменьшается.

В ослабленном сечении лопатки образованы три несущих участка: у входной кромки, в средней части и у выходной кромки.

Для обрыва роторной лопатки на требуемой частоте вращения в заданном сечении это сечение ослаблялось до получения запаса несущей способности по силе  $n \approx 1,5 \div 1,6$  при  $T = 20^\circ\text{C}$ .

Электрический нагреватель размещался в призамковой части лопатки. Проектирование производилось из условия исчерпания несущей способности от действия центробежной силы во время нагрева хотя бы одного из трех участков ослабленного сечения.

При достижении температуры  $400^\circ\text{C}$  на наружной поверхности нагреваемого среднего участка ослабленного сечения нагруженной лопатки расчетные упругие напряжения на входной и выходной кромках значительно превышали предел прочности.

Проверка предлагаемого способа управления обрывом рабочей лопатки проводилась на испытательной машине. Каждая лопатка устанавливалась в захватах и нагружалась растягивающей

нагрузкой. Максимальная растягивающая нагрузка, вызвавшая разрушение лопатки без нагрева среднего участка, составила  $18\,700\text{ кг}$  (рис. 2).

Остальные лопатки нагружались растягивающей нагрузкой  $13\,000\text{ кг}$ , имитирующей центробежную силу при заданной частоте вращения ротора ( $n = 10\,850$  об/мин). Далее включалось питание электронагревателя. Во время разогрева среднего участка, температура которого контролировалась с помощью термопары, растягивающая нагрузка поддерживалась постоянной.

Обрыв этих трех лопаток происходил при достижении температуры на наружной поверхности среднего участка равной  $300^\circ\text{C}$ ,  $350^\circ\text{C}$  и  $380^\circ\text{C}$  соответственно. Диаграмма нагружения лопаток до разрушения показана на рис. 2. Для расчетного проектирования доработки этой лопатки, при построении сетки использовались 20-узловые призматические конечные элементы (SOLID-95) и 10-узловые элементы (SOLID-92) тетраэдр. Общее количество элементов 160519, узлов 245870 содержалось в конечно-элементной сетке доработанной лопатки.

Результаты расчета несущей способности лопатки и напряженного состояния приведены в таблицах 1, 2 и на рис. 3, 4.

Разработанный метод управления оказался весьма эффективен. Он был внедрен при проверке непробиваемости корпуса вентилятора на разгонном стенде.

Приведены результаты сертификационных испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора двигателя маневренной авиации при управляемом обрыве рабочей лопатки 1-й ступени вентилятора разработанным методом.

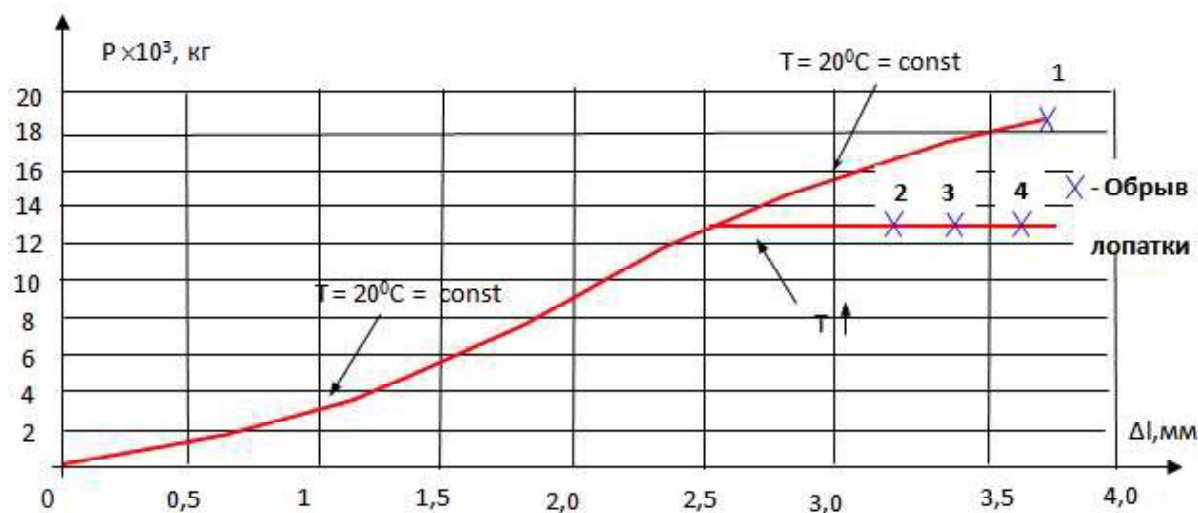


Рис. 2. Диаграммы нагружения лопаток до разрушения:

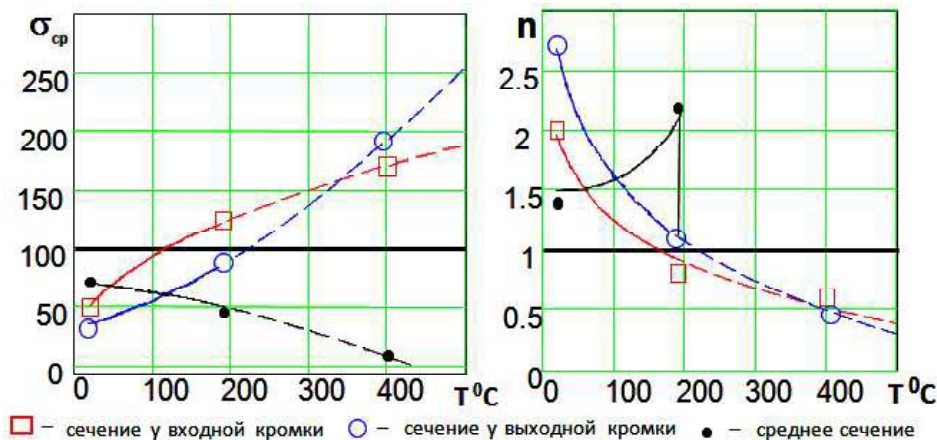
1 – при  $T = 20^\circ\text{C}$ ; 2 – при  $T_{\text{max}} = 300^\circ\text{C}$ ; 3 – при  $T_{\text{max}} = 350^\circ\text{C}$ ; 4 – при  $T_{\text{max}} = 380^\circ\text{C}$

**Таблица 1** – Результаты расчета несущей способности лопатки при  $T = 20\text{ }^\circ\text{C}$

Положение сечения / Параметры	Сечение у входной кромки	Среднее сечение	Сечение у выходной кромки	Суммарное сечение
$P_i$ (кГ)	1943	10184	984	13111
$S$ (мм <sup>2</sup> )	39	140,5	27	206,5
$\sigma_{cp}$ (кГ/мм <sup>2</sup> )	49,8	72,5	36,4	63,5
запас по несущей способности	2	1,4	2,7	1,6

**Таблица 2** – Результаты расчета несущей способности лопатки при  $T = 190\text{ }^\circ\text{C}$

Положение сечения / Параметры	Сечение у входной кромки	Среднее сечение	Сечение у выходной кромки	Суммарное сечение
$P_i$ (кГ)	4844	6391	2365	13600
$S$ (мм <sup>2</sup> )	39	140,5	27	206,5
$\sigma_{cp}$ (кГ/мм <sup>2</sup> )	124	45,5	87,6	66
запас по несущей способности	0,81	2,2	1,1	1,52



**Рис. 3.** Изменение  $\sigma_{cp}$  и запасов прочности  $n$  в зависимости от  $T$ ,  $^\circ\text{C}$

Испытания проводились в ЦИАМ на разгонном стенде Т14-01. На рабочем колесе I ступени вентилятора были установлены штатные лопатки и одна лопатка с ослабленным сечением и устройством обрыва (рис. 5). Обрываемая лопатка после установки нагревателя в выполненный в ней паз окрашивалась с двух сторон по разным специальным схемам. По другой специальной схеме окрашивалась и последующая лопатка.

Отбалансированный ротор и корпус вентилятора, препарированный тензодатчиками и термопарами, были установлены в разгонной камере (рис. 6).

Вокруг корпуса был смонтирован тонкий алюминиевый цилиндрический экран для определения уровня кинетической энергии фрагментов оборвавшейся лопатки в случае разрушения корпуса. Испытательная камера вакуумировалась до давления 0,05 ата. Питание нагревателя осуществлялось через контактный токосъемник с ртутными кольцами (РТО-32). Во время испытаний проводилась запись вибраций и температур кор-

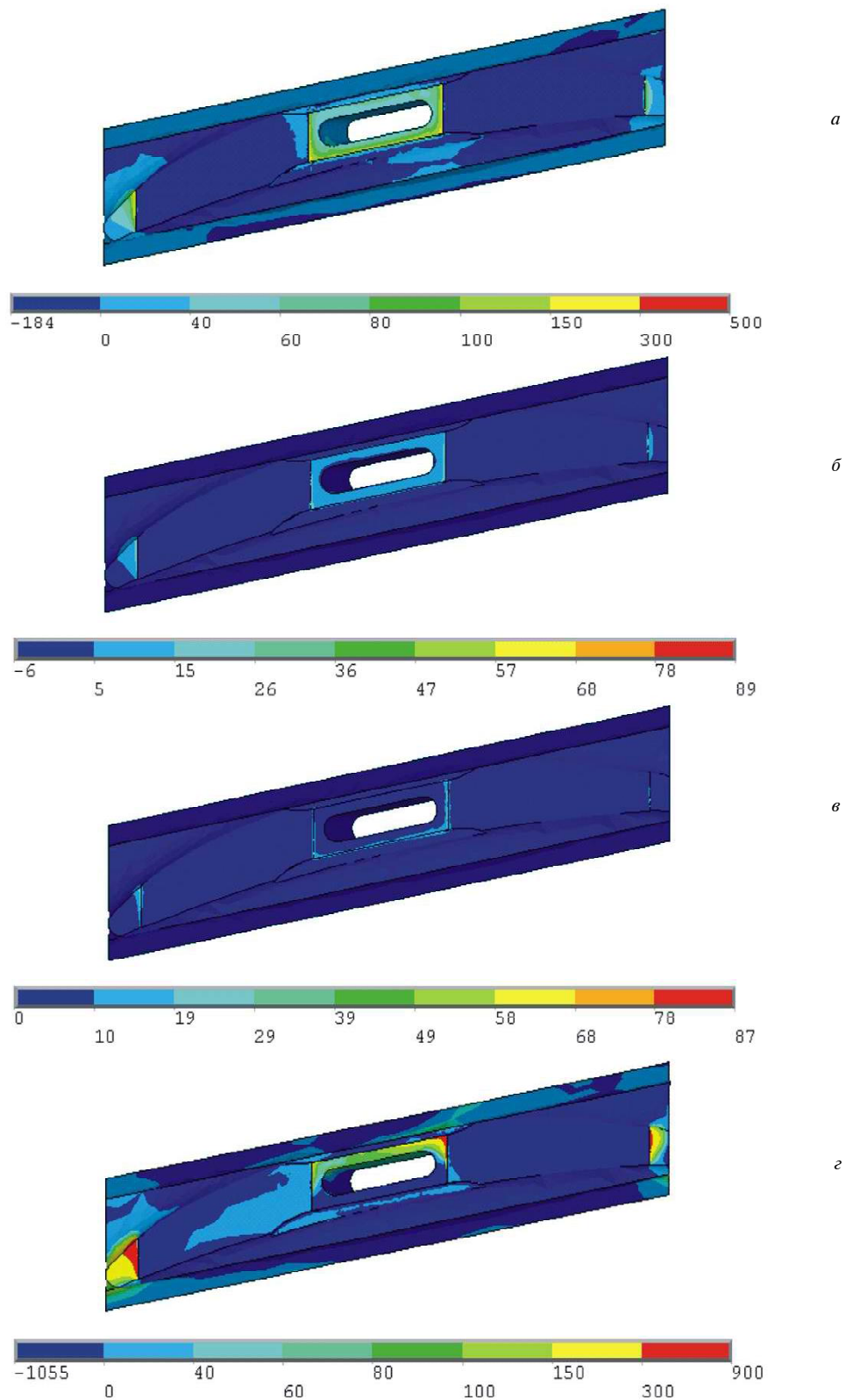
пуса, узла опоры и подшипниковых узлов вентилятора.

Обрыв лопатки произошел на заданной частоте вращения диска 11055 об/мин. Лопатка разрушилась в требуемом сечении при достижении температуры на поверхности лопатки над нагревателем  $190\text{ }^\circ\text{C}$ . Ротор вентилятора после испытаний представлен на рис. 7.

На рис. 8 показана разрушенная оборвавшаяся лопатка, состоящая из призматической части и верхней части, разбитой на небольшие фрагменты. Разрушенные фрагменты были идентифицированы по окраске.

Испытания корпуса вентилятора на непробиваемость прошли с применением разработанного метода. В результате осмотра объекта испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора с трещинами: основная и сопутствующая (рис. 9).

Максимальное выпучивание корпуса в радиальном направлении 35 мм. В контрольном экране разгонного стенда следов вылета лопатки не обнаружено.



**Рис. 4.** Фрагмент лопатки с подрезанным сечением. Распределение упругих (*a*) и упруго-пластических (*б*) напряжений  $\sigma_y$  и интенсивностей напряжений (*в*) при  $T = 20$  °С. Распределение упругих напряжений  $\sigma_y$  при температурном поле от нагревателя (*г*). (Значения  $\sigma_y$  приведены в кг/мм<sup>2</sup>)



Рис. 5. Корпус двигателя с подготовленной лопаткой



Рис. 6. Корпус двигателя с подготовленной лопаткой на разгонном стенде



Рис. 7. Ротор вентилятора после испытаний



Рис. 8. Разрушенная лопатка после обрыва

Оборвавшаяся лопатка удержана корпусом. В контрольном алюминиевом экране, установленном вокруг корпуса, следов пролета фрагментов оборвавшейся лопатки не обнаружено.

Проведенные испытания на непробиваемость корпуса вентилятора на разгонном стенде показали эффективность управления обрывом лопатки в заданном сечении на требуемой частоте вращения.



Рис. 9. Корпус вентилятора после испытаний

### Выводы

1. Разработан оригинальный метод управления обрывом лопатки турбомшины, позволяющий без использования взрыва и без выборки зазора обеспечить разрушение лопатки в заданном сечении при требуемой частоте вращения ротора и провести испытания корпуса на непробиваемость. Метод защищен патентами РФ на изобретения.

2. На основе экспериментальных исследований выбран наиболее технологичный и дешевый метод управления обрывом лопатки путем перераспределения напряжений и снижения прочностных свойств материала за счет местного разогрева ослабленного сечения лопатки. Разработана методика доработки лопатки.

3. Экспериментальная проверка разработанного метода управления обрывом лопатки на испытательной машине показала снижение ее несущей способности в результате дополнительного нагружения более чем на 50 %. Не выявлено каких-либо конструкторско-технологических трудностей, связанных с подготовкой лопатки к управляемому обрыву. Выполнено расчетное проектирование по доработке лопатки вентилятора из сплава ВТ6 для ее управляемого обрыва на заданной частоте вращения ротора ( $11050 \pm 200$  об/мин).

4. Разработанный метод был внедрен при испытаниях на непробиваемость корпуса вентилятора двигателя при активном управлении обрывом роторной лопатки на разгонном стенде Т14-01. Лопатка оборвалась в заданном сечении от действия центробежной нагрузки на требуемой частоте вращения.

5. Можно рекомендовать к использованию при испытаниях корпусов на непробиваемость, разработанный и отлаженный метод управления обрывом рабочих лопаток без применения взрыва.

Предложенный метод можно применять при проверке корпусов роторных машин, газотурбинных и энергетических установок и двигателей.

**Перечень ссылок**

1. Ануров Ю. М. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок / Ю. М. Ануров, Д. Г. Федорченко. – Санкт-Петербург : Изд-во СПбГПУ, 2004. – С. 292–297.
2. Москвитин О. А. Пространственное моделирование процесса пробивания корпусных элементов двигателя оборвавшимися деталями / О. А. Москвитин, Б. Ф. Шорр. Тез. докл. XXVIII Межд. НТС по проблемам прочности двигателей. – М., 2002. – С. 60–61.
3. Придорожный Р. П. Расчетное определение последствий обрыва фрагмента лопатки на повреждении рабочего колеса и корпуса газотурбинного двигателя / Р. П. Придорожный, А. В. Шереметьев, А. П. Зиньковский // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 2. – С. 42–45.
4. Жуков В. Г. Расчет корпусов на непробиваемость / В. Г. Жуков, С. М. Хоменко, А. В. Шереметьев // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 1. – С. 56–59.
5. Mohamed N.A., Timm Moffat. A design methodology for Fan Blade-off Based on Structural Failure / N.A. Mohamed, Timm Moffat // Papes ISABE. Canada, 2009. – P. 1–6.
6. Предотвращение опасных отказов при обрыве рабочих лопаток ГТД. Сборник «Новые технологические процессы и надежность ГТД» / [под ред. Ю. А. Ножницкого и Р. И. Ткаченко]. – Вып. 8. – М. : ЦИАМ, 2008.
7. Баженов В. Г. Универсальный разгонный стенд для повторно-статических испытаний крупногабаритных элементов ротора / 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. 1998. – 15-21/VII. – Vol. 154. – 4634. – 12 p.
9. Пат. № 2279047 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 M 7.08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Каримов В. З., Кремлев А. Н., Саков Ю. Л. и др. ; заявитель и патентообладатель ОАО НПО «Искра». – № 2004131477; заявл. 28.10.04; опубл. 27.06.06, Бюл. № 18.
10. Лепешкин А. Р. Метод термоуправляемого обрыва лопаток рабочих колес ГТД при испытаниях конструкций и корпусов на непробиваемость / А. Р. Лепешкин, Н. Г. Бычков, Б. А. Балувев // Авиакосмическая техника и технология. – Вып. 4/20. – 2005. – С. 77–82.
11. Лепешкин А. Р. Расчетно-экспериментальные исследования управления обрывом моделей лопаток для обеспечения проверки корпусов на непробиваемость / А. Р. Лепешкин, Н. Г. Бычков // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 124–129.
12. Пат. № 2207534 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 M 7.08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Лепешкин А. Р., Бычков Н. Г. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». – № 2001135486; заявл. 28.12.01; опубл. 27.06.03, Бюл. № 18.
13. Пат. № 2176389 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 M 7.08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Лепешкин А. Р., Бычков Н. Г. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». – № 99121433 ; заявл. 11.10.99 ; опубл. 27.11.01, Бюл. № 33.
14. Пат. № 2311626 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 M 7.08. Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации / Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». – № 2005140224 ; заявл. 23.12.05 ; опубл. 27.11.07, Бюл. № 33.

Поступила в редакцию 06.09.2010

**Лепешкин О.Р., Бычков Н.Г., Балувев Б.О., Ваганов П.О. Оцінка непробивності корпусу авіаційного двигуна при керованому обриві лопатки**

*Розроблено метод управління обривом лопатки робочого колеса. Він дозволяє забезпечити руйнування лопатки в заданому перерізі за необхідної частоти обертання ротора без використання вибуху. Проведено випробування корпусу авіаційного двигуна на непробивність з використанням розробленого методу обриву лопатки.*

**Ключові слова:** метод обриву, лопатка, корпус, непробивність.

**Lepeshkin A., Bychkov N., Baluev B., Vaganov P. The estimation of containment of aviation engine casing at controlled breakage of blade**

*The method of control by blade breakage of the driving wheel is developed. It allows to provide blade destruction in the set section at demanded rotor frequency of rotation without use of explosion. The containment tests of the aviation engine casing with use of the developed blade breakage method are carried.*

**Key words:** breakage method, blade, casing, containment.