

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВАРИЙНОГО ОБРЫВА ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*А.Е. БУЗЮРКИН¹, канд. физ.-мат. наук
И.Л. ГЛАДКИЙ², канд. техн. наук
Е.И. КРАУС¹, канд. физ.-мат. наук
(¹ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск,
²ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь)*

Поступила 01 сентября 2014
Рецензирование 19 сентября 2014
Принята к печати 25 сентября 2014

Бузюркин А.Е. – 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
e-mail: buzjura@itam.nsc.ru

Одним из критериев оценки надежности корпусов авиационных газотурбинных двигателей является их способность к удержанию оборвавшихся элементов ротора, и в первую очередь лопаток вентилятора.

В работе представлены результаты численного моделирования процессов деформирования и разрушения корпуса вентилятора газотурбинного авиадвигателя при высокоскоростном соударении с лопаткой вентилятора при ее аварийном обрыве. Верифицированы значения параметров модели Джонсона-Кука, описывающих поведение сплавов ВТ6, ОТ4 и ОТ4-0. Сравнение с экспериментальными данными показывает хорошее соответствие по остаточным скоростям вылета оборвавшейся лопатки и формам пробитых отверстий.

Показано, что в зависимости от материала корпуса, его толщины и скорости обрыва лопатки существует возможность либо пробития корпуса оборвавшейся лопаткой и ее вылет за его пределы, либо локализация оборвавшейся лопатки внутри корпуса.

Ключевые слова: деформация, разрушение, скорость деформации, пластичность, LS-DYNA, модель Джонсона-Кука.

Введение

Одной из основных задач, которая ставится при проектировании современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), является проблема обеспечения непробиваемости корпусов оторвавшимися фрагментами ротора.

Разрушение лопаток вентилятора может быть вызвано различными как внутренними, так и внешними причинами. Среди основных причин можно выделить такие, как многоцикловая усталость, дефекты в материале, нежелательные остаточные напряжения, повреждения от воздействия попадающих в тракт двигателя посторонних предметов, а также множество других факторов [1–3].

Разрушение лопатки и ее обрыв может приводить к различным опасным явлениям, таким

как вылет за пределы корпуса двигателя нелокализованных фрагментов лопатки, повреждению двигателя вследствие возникновения дисбаланса ротора и прочих разрушений, вызванных попаданием в тракт двигателя осколков лопатки. Наиболее опасные из таких явлений – пробивание корпуса двигателя фрагментами, обладающими высокой кинетической энергией. В результате этого может быть поврежден не только двигатель, но и все воздушное судно. Поэтому нормативные технические документы по авиационным двигателям содержат требование об обязательной локализации в корпусах двигателя фрагментов, образующихся при разрушении рабочих лопаток турбомашин [4–6].

Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этому требованию связаны с большими затратами времени и средств, поэтому

встает вопрос об использовании численных методов для моделирования. Значительное количество работ посвящено разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов на основе использования эмпирических соотношений или современных программных комплексов [7–9]. Тем не менее известные в настоящее время методы решения этой задачи не позволяют надежно прогнозировать результат взаимодействия оторвавшегося фрагмента с корпусом. Это обстоятельство обусловлено сложностью и многообразием термомеханических процессов, происходящих при указанном взаимодействии, а также сложностью конструктивных решений и разнообразием применяемых материалов.

В настоящее время разработка надежных и точных методов оценки непробиваемости является одним из приоритетных направлений в мировом авиационном двигателестроении. Основой для построения этих методов является объединение экспериментальных методов исследования и технологий 3D компьютерного моделирования. Пакеты прикладных программ могут быть использованы для моделирования поведения материалов при динамическом нагружении. Эти приложения требуют знаний сложных моделей поведения материала, параметры которых зависят от напряженного состояния, скорости деформации и температуры. Для оснащения моделей поведения и критериев разрушения нужны параметрами и константами требуется обширная база по динамическим свойствам материалов. Кроме того, для проверки адекватности применяемых моделей необходимы разработка и проведение некоторых «модельных» натуральных экспериментов.

Целью настоящей работы является численное моделирование процессов деформирования и разрушения корпуса вентилятора газотурбинного авиадвигателя при высокоскоростном соударении с лопаткой вентилятора для оценки параметров материала корпуса. В качестве «инструмента» численного моделирования используется пакет прикладных программ LS-DYNA.

1. Экспериментальное исследование аварийного обрыва лопаток вентилятора ГТД

В ОАО «Авиадвигатель» создана экспериментальная установка [10] по определению характеристик диссипации энергии материалов и конструкций корпуса вентилятора и проведены сравнительные испытания кольцевых образцов корпуса вентилятора при обрыве лопатки вентилятора.

Корпуса вентиляторов выполняются из титановых сплавов ВТ6, ОТ4 и ОТ4-0 и имеют следующие геометрические параметры: диаметр 636 мм, толщина стенок 2...8 мм.

В эксперименте в качестве ударяющего фрагмента вместо реальной лопатки вентилятора



Рис. 1. Имитатор лопатки

использовался конический имитатор лопатки из титанового сплава ВТ8М с аналогичными массовыми характеристиками (рис. 1). Имитатор лопатки имеет следующие параметры: масса

168 г, радиус центра тяжести 199,3 мм, диаметр периферийного сечения 15 мм, диаметр «комлевой» части 30 мм, длина 90 мм.

Экспериментальные данные по результатам испытаний кольцевых образцов корпуса вентилятора при обрыве лопатки вентилятора приведены в табл. 1. Проведено пять экспериментов для разных материалов корпуса вентилятора с различной толщиной стенок корпуса и начальными скоростями вращения имитатора лопатки вентилятора.

Таблица 1

Результаты испытаний кольцевых образцов корпуса вентилятора

Сплав	Заданная толщина стенки корпуса, мм	Начальная частота вращения, об/мин	Остаточная скорость, м/с	Начальная кинетическая энергия, кДж
ВТ6	5	14 720	69	8,08
ОТ4	2	11 800	202	5,19
ОТ4	6	11 800	0	5,19
ОТ4	8	11 800	0	5,19
ОТ4-0	6	14 980	0	8,37

В каждом эксперименте имитатор лопатки после обрыва осуществлял радиальный удар по корпусу вентилятора. При этом был возможен как дальнейший вылет имитатора за пределы корпуса, так и его локализация внутри корпуса вентилятора. В дальнейшем пробиванием корпуса будем называть вылет имитатора наружу.

2. Численное исследование модельных испытаний кольцевых образцов корпуса вентилятора

Численное моделирование процессов деформирования и разрушения корпуса вентилятора авиадвигателя при высокоскоростном соударении с имитатором лопатки вентилятора осуществлялось с помощью конечно-элементного комплекса LS-DYNA [11]. Задача решалась в трехмерном случае в лагранжевой постановке. Геометрическая модель, соответствующая эксперименту, приведена на рис. 2.

Для описания поведения исследуемых титановых сплавов применялась модель *MAT_JOHNSON_COOK, использующая соотношения Джонсона-Кука [12, 13] с уравнением состояния в форме Ми-Грюнайзена [14]. Опыт создания уравнения состояния [15, 16] показал, что несогласованность упругих констант приводит к нефизическому поведению материала при ударном нагружении. Поэтому было проведено согласование упругих постоянных исследуемых материалов между собой и уравнением состояния. Значения параметров материалов [17], параме-

тров модели Джонсона-Кука A, B, n, C, m , модели разрушения D_1, D_2, D_3, D_4, D_5 [18] и коэффициенты уравнения состояния, согласованные с [19] и использованные в расчетах, представлены в табл. 2.

Поведение материала имитатора лопатки при взаимодействии с корпусом описывалось с помощью модели *MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY.

Полученные в расчетах значения остаточной скорости имитатора лопатки и величины относительной погрешности по остаточной скорости приведены в табл. 3.

На рис. 3 представлены результаты эксперимента и численного моделирования взаимодействия имитатора лопатки с корпусом вентилятора, толщиной 5 мм из высокопрочного титанового сплава ВТ6. Корпус вентилятора был пробит боковой поверхностью имитатора лопатки с остаточной скоростью 70,7 м/с. Относительная погрешность по сравнению с экспериментально измеренной остаточной скоростью не превышает 3 %. Следов пластической деформации около места излома практически не наблюдается. Форма отверстия, пробитая имитатором лопатки, в корпусе хорошо согласуется с экспериментом. В этом случае происходит гашение 95 % начальной кинетической энергии имитатора лопатки.

Рассмотрим более детально динамику процесса пробития имитатором корпуса вентилятора. После обрыва имитатор осуществляет радиальный удар тонким концом по корпусу вентиля-

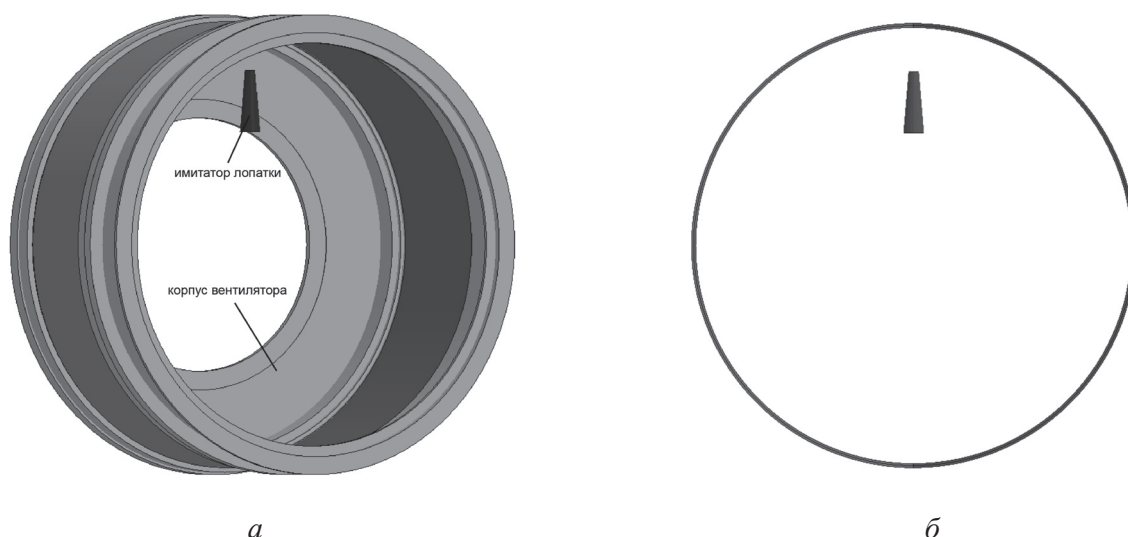


Рис. 2. Геометрическая модель (а) и положение имитатора лопатки в момент обрыва (б)

Таблица 2

Значения параметров сплавов

Параметр	Сплав			
	BT6	OT4	OT4-0	BT8M
Плотность, ρ_0 , г/см ³	4,43	4,55	4,55	4,516
Модуль объемного сжатия, K_s , МПа	116,0	116,0	116,0	–
Модуль сдвига, G , ГПа	38,0	38,0	38,0	–
Модуль Юнга, E , ГПа	114,5	114,5	114,5	120,0
Коэффициент Пуассона, ν	0,345	0,345	0,345	0,3
A , МПа	900,0	600,0	500,0	–
B , Мпа	509,75	528,0	353,9	–
n	0,506	0,386	0,508	–
C	0,03	0,03	0,03	–
m	0,0	0,0	0,0	–
D_1	–0,81	–0,995	–1,157	–
D_2	1,18	1,45	1,685	–
D_3	–0,15	–0,1	–0,083	–
D_4	–0,02	–0,02	0,024	–
D_5	0,0	0,0	0,0	–
Объемная скорость звука, C_0 , км/с	5,12	5,12	5,12	–
Коэффициент наклона ударной адиабаты, S	1,028	1,028	1,028	–
Коэффициент Грюнайзена, γ_0	1,23	1,23	1,23	–

Таблица 3

Расчетные значения

Сплав	Заданная толщина стенки корпуса, мм	Остаточная скорость, м/с	Относительная погрешность по остаточной скорости, %
BT6	5	70,7	2,46
OT4	2	206	1,9
OT4	6	0	0
OT4	8	0	0
OT4-0	6	0	–

тора (рис. 4, а), затем из-за торможения поворачивает на небольшой угол и пробивает корпус «комлевой» частью с последующим вылетом за его пределы (рис. 4, б).

Для титанового сплава средней прочности OT4 представлены три эксперимента с различной толщиной стенки корпуса вентилятора. Начальная скорость обрыва имитатора лопатки не менялась. Корпус с толщиной стенки 2 мм (рис. 5) имитатор пробил с остаточной скоростью 206 м/с. Относительная погрешность по

остаточной скорости имитатора в сравнении с экспериментом составила 2 %. При этом гасится всего 31,5 % начальной кинетической энергии удара. Наблюдается хорошее соответствие формы отверстий в расчете и эксперименте.

В корпусе с толщиной стенки 6 мм из титанового сплава OT4 (рис. 6) имитатор лопатки тонким концом пробил отверстие, развернулся боковой поверхностью к корпусу, а затем был локализован. В данном случае пробития корпуса не произошло. В эксперименте в месте удара

«комлевым» сечением образована сквозная трещина в корпусе. В расчетах наблюдается небольшая выпуклость в месте удара «комлевого» сечения, что, по всей видимости, связано с завышенным пластическим коэффициентом в модели Джонсона-Кука.

В корпусе с толщиной стенки 8 мм из титанового сплава ОТ4 (рис. 7) имитатором лопатки

было пробито отверстие значительно меньшего размера, чем на образце, толщиной 6 мм, и при ударе «комлевой» частью имитатора сквозной трещины в корпусе не образовалось. Имитатор локализован в корпусе вентилятора.

В корпусе толщиной 6 мм из титанового сплава повышенной пластичности ОТ4-0 имитатором лопатки после обрыва при ударе

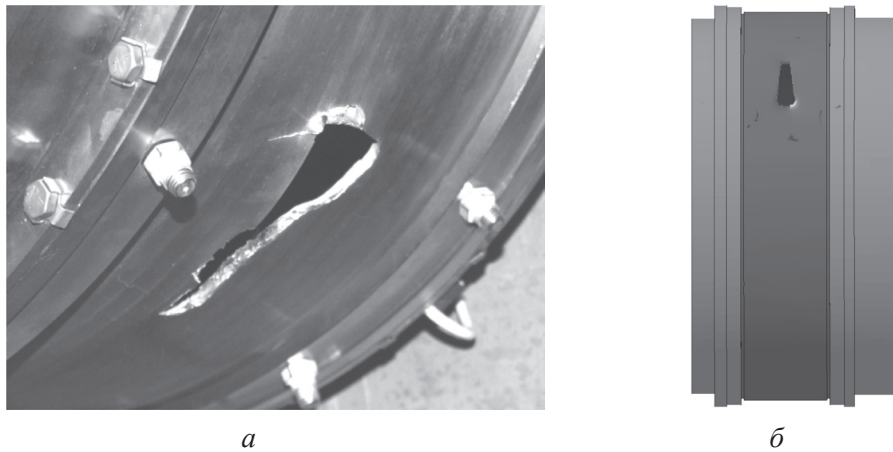


Рис. 3. Результаты эксперимента (а) и расчетов (б) для ВТ6. Толщина стенки корпуса 5 мм

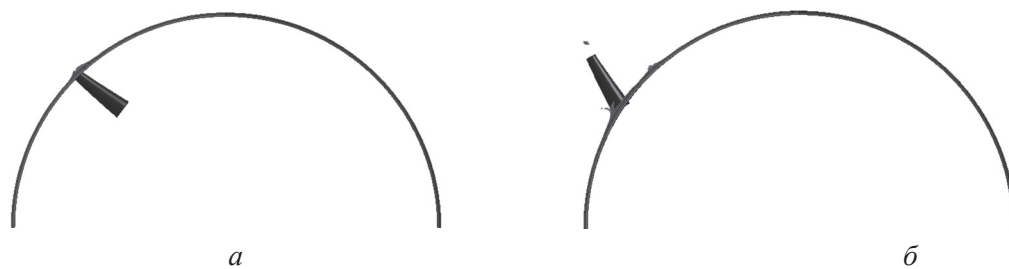


Рис. 4. Положение имитатора лопатки. Сплав ВТ6. Толщина стенки корпуса 5 мм:
а – удар в корпус; б – вылет имитатора

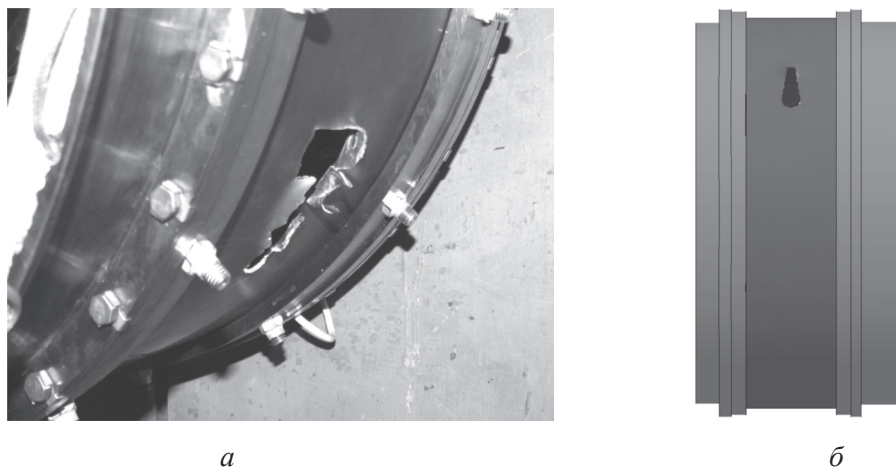


Рис. 5. Результаты эксперимента (а) и расчетов (б) для ОТ4. Толщина стенки корпуса 2 мм

тонким концом было пробито отверстие в корпусе (рис. 8, *a*). После торможения имитатор развернулся к образцу боковой поверхностью, произвел удар тяжелой «комлевой» частью (рис. 8, *б*) и был локализован корпусом, испытавшим значительную пластическую деформацию. Наблюдается качественное соответствие фор-

мы отверстий в расчете и эксперименте (рис. 9). Однако, по всей видимости, в расчете материал имеет завышенную пластичность, поскольку при ударе толстым концом имитатор пробивает в корпусе трещину, которой не наблюдается в результате численного моделирования.

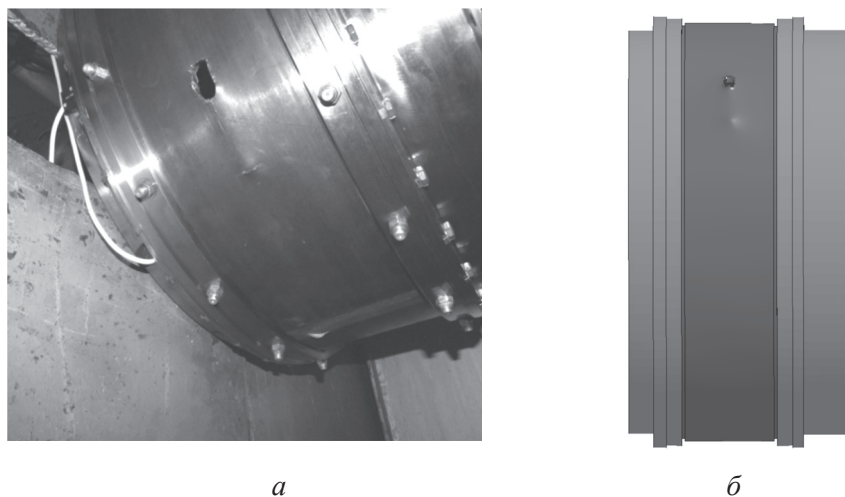


Рис. 6. Результаты эксперимента (*a*) и расчетов (*б*) для ОТ4. Толщина стенки корпуса 6 мм

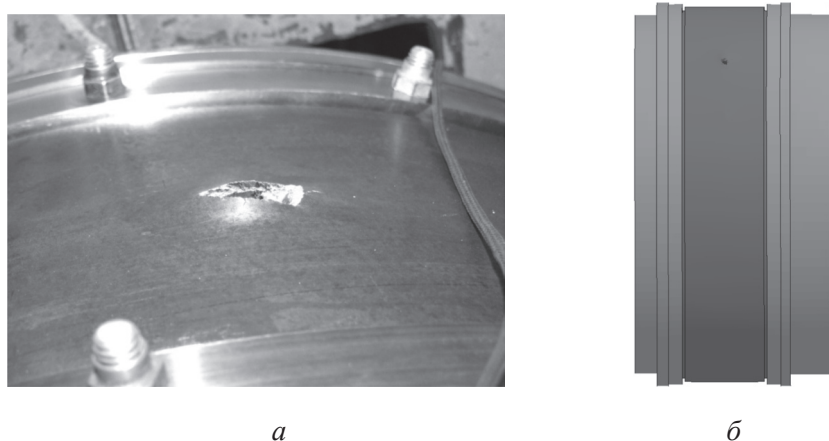


Рис. 7. Результаты эксперимента (*a*) и расчетов (*б*) для ОТ4. Толщина стенки корпуса 8 мм



Рис. 8. Положение имитатора лопатки. Сплав – ОТ4-0. Толщина стенки корпуса 6 мм:
a – удар в корпус; *б* – локализация имитатора после удара

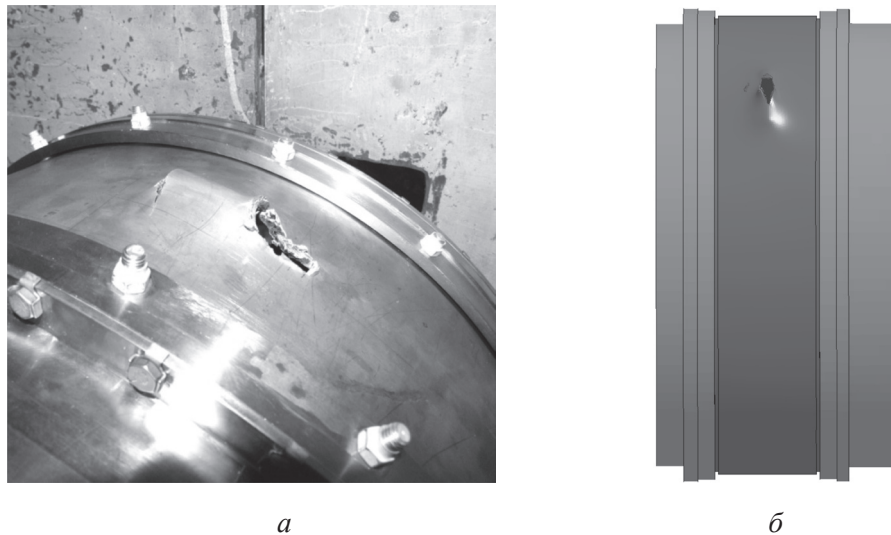


Рис. 9. Результаты эксперимента (а) и расчетов (б) для ОТ4-0. Толщина стенки корпуса 6 мм

Выводы

В работе проведено численное моделирование процессов деформирования и разрушения корпуса вентилятора газотурбинного авиадвигателя при высокоскоростном соударении с имитатором лопатки вентилятора в пакете LS-DYNA.

Верифицированы значения параметров модели Джонсона-Кука, описывающих поведение сплавов ВТ6, ОТ4 и ОТ4-0. Результаты численного моделирования с использованием полученных значений находятся в хорошем соответствии с экспериментальными данными.

Показано, что корпуса вентиляторов, изготовленные из сплава ВТ6 с толщиной стенки 5 мм и сплава ОТ4 с толщиной стенки 2 мм пробиваются оборвавшейся лопаткой вентилятора при заданной скорости обрыва лопатки, что может привести к катастрофическим последствиям. Корпуса вентиляторов, изготовленных из сплава ОТ4 (толщина стенки корпуса 6 и 8 мм) и сплава ОТ4-0 с толщиной стенки 6 мм успешно локализируют оборвавшуюся лопатку при заданной скорости обрыва.

Список литературы

1. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
2. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД / И.А. Биргер, Б.Ф. Балашов, Р.А. Дульнев. – М.: Машиностроение, 1981. – 222 с.
3. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993. – 240 с.

4. Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards: Aircraft Engine Standards for Engine Life-Limited Parts. 14 CFR. Part 33.70. Amdt. 33-22, 72 FR 50860, 2007.

5. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Engines. CS-E. – 150 p.

6. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации / под ред. Ю.А. Ножницкого. – 6-е изд. – М.: ГНЦ РФ ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2004. – 260 с.

7. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А. Исследование кинематики взаимодействия оборвавшейся лопатки вентилятора с деталями и узлами тракта ГТД методом конечных элементов в пакете LS-DYNA // Новые технологические процессы и надежность ГТД. – 2008. – Вып. 8. – С. 85–96.

8. Гладкий И.Л. Исследование последовательности обрыва лопаток ГТД методом конечных элементов // Вестник ПГТУ. Динамика и прочность машин. – 2003. – № 4. – С. 125–130.

9. Численное моделирование обрыва лопатки вентилятора / Ю.Н. Шмотин, А.А. Рябов, Д.В. Габов, С.С. Куканов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 9 (25). – С. 63–67.

10. Гладкий И.Л., Березин Р.И. Экспериментальное определение стойкости к ударному воздействию материалов, применяющихся в корпусах вентиляторов газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Т. 14, № 4-5. – С. 1359–1362.

11. LS-DYNA: Keyword User's Manual: vol. 1, 2: version R7.0. – Livermore, California: LSTC, 2013.

12. Johnson G.R., Cook W.H. A Constitutive Model and Data for Metals Subjected to Large Strains, High Strain Rates and High Temperatures // Proceedings

of Seventh International Symposium on Ballistics, Hague, Netherlands, 19–21 April 1983. – Hague, 1983. – P. 541–547.

13. *Johnson G.R., Cook W.H.* Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures // *Engineering Fracture Mechanics*. – 1985. – Vol. 21, iss. 1. – P. 31–48. – doi: 10.1016/0013-7944(85)90052-9

14. *Hallquist J.O.* LS-DYNA: Theoretical manual. – Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 1998. – 498 p.

15. *Kraus E.I., Shabalin I.I.* Impact loading of a space nuclear powerplant // *Frattura ed Integrità Strutturale*. – 2013. – Vol. 24. – P. 138–150. – doi: 10.3221/IGF-ESIS.24.15

16. *Краус Е.И., Фомин В.М., Шабалин И.И.* Определение модуля сдвига за фронтом сильной ударной волны // *Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Математическое моделиро-*

вание и программирование». – 2014. – Т. 7, № 1. – С. 49–61. – doi: 10.14529/mmp140105.

17. *Ильин А.А., Колачев Б.А., Польшкин И.С.* Титановые сплавы. Состав, структура, свойства: справочник. – М.: ВИЛС-МАТИ, 2009. – 520 с.

18. *Бузюркин А.Е., Гладкий И.Л., Краус Е.И.* Применение численного моделирования для определения и верификации параметров модели Джонсона-Кука при высокоскоростном деформировании титановых сплавов // *Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций: сборник материалов III Всероссийской конференции, посвященной 100-летию со дня рождения академика Ю.Н. Работнова, 26–30 мая 2014 г.* – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2014. – С. 17.

19. *Steinberg D.J.* Equation of State and Strength Properties of Selected Materials: Report N UCRL-MA-106439. Change 1 / University of California, Lawrence Livermore National Laboratories. – Livermore, 1996. – 69 p.

OBRAVOTKA METALLOV

(METAL WORKING AND MATERIAL SCIENCE)

N 4(65), October – December 2014, Pages 52–60

Numerical simulation of gas turbine engines fan blades emergency breakage

Buzurkin A.E.¹, Ph.D. (Physics and Mathematics), e-mail: buzjura@itam.nsc.ru

Gladkiy I.L.², Ph.D. (Engineering), e-mail: dersu123@gmail.com

Kraus E.I.¹, Ph.D. (Physics and Mathematics), e-mail: kraus@itam.nsc.ru

¹Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 4/1 Institutskaya str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

²OJSC “Aviadvigatel”, 93 Komsomolski prospect, Perm, GSP, 614990, Russian Federation

Abstract

One of the criteria for evaluating the reliability of the aviation gas turbine engine housing is their ability to retain broken elements of the rotors and, primarily, the fan blades.

The paper presents the results of numerical simulation of deformation and fracture of the aviation gas turbine engine housing after a high-speed collision with a fan blade at its emergency breakage. Parameters of Johnson-Cook model, describing the behavior of alloys VT6, OT4 and OT4-0, is verified. Comparison with experimental data showed a good agreement for the flying residual velocity of the broken blade and forms of punched holes.

It is shown that depending on the housing material, its thickness and blade breakage velocity, there is a possibility of penetration of the housing by a broken blade and its departure beyond or localization of the broken blade inside the housing.

Keywords:

deformation, fracture, strain rate, plasticity, LS-DYNA, Johnson-Cook model.

References

1. Akimov B.M. *Osnovy nadezhnosti gazoturbinnnykh dvigatelei* [Fundamentals of reliability of gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981. 207 p.

2. Birger I.A., Balashov B.F., Dul'nev R.A. *Konstruktсионnaya prochnost' materialov i detalei GTD* [The structural strength of materials and components of gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981. 222 p.
3. Petukhov A.N. *Soprotivlenie ustalosti detalei GTD* [Fatigue resistance of gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 240 p.
4. Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards: Aircraft Engine Standards for Engine Life-Limited Parts. 14 CFR. Part 33.70. Amdt. 33-22, 72 FR 50860, 2007.
5. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Engines. CS-E. 2010. 166 p.
6. Nozhnitskii Yu.A. *Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei grazhdanskoi aviatsii. 6-e izd.* [Norms strength of aircraft gas turbine engines of civil aviation. 6th ed.]. Moscow, CIAM Publ., 2004. 260 p.
7. Karimbaev T.D., Luppov A.A. Issledovanie kinematiki vzaimodeistviya oborvavsheysya lopatki ventilyatora s detalyami i uzlami trakta GTD metodom konechnykh elementov v pakete LS-DYNA [Study the kinematics of the interaction of the fan blades to cut short parts and assemblies tract GTD method of finite element package LS-DYNA]. *Novye tekhnologicheskie protsessy i nadezhnost' GTD – New processes and reliability of gas turbine engines*, 2008, iss. 8, pp. 85–96.
8. Gladkii I.L. Issledovanie posledovatel'nosti obryva lopatok GTD metodom konechnykh elementov [Studies have consistently break of gas turbine engines blades by finite element method]. *Vestnik PGTU. Dinamika i prochnost' mashin – Bulletin Perm State Technical University. Dynamics and strength of machines*, 2003, no. 4, pp. 125–130.
9. Shmotin Yu.N., Ryabov A.A., Gabov D.V., Kukanov S.S. Chislennoe modelirovanie obryva lopatki ventilyatora [Numerical simulation of breakage the fan blade]. *Aviatsionnaya i kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace Engineering and Technology*, 2005, no. 9 (25), pp. 63–67.
10. Gladkiy I.L., Berezin R.I. Eksperimental'noe opredelenie stoikosti k udarnomu vozdeistviyu materialov, primenyayushchikhsya v korpusakh ventilyatorov gazoturbinnnykh dvigatelei [Experimental determination of durability to shock impact of materials, which were applied in fans cases of gas-turbine engines]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk – Bulletin Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2012, vol. 14, no. 4-5, pp. 1359–1362.
11. LS-DYNA Keyword User's Manual, LSTC, Version R7.0. Livermore, CA. vol. I-II, 2013.
12. Johnson G.R., Cook W.H. A Constitutive Model and Data for Metals Subjected to Large Strains. High Strain Rates and High Temperatures. *The International Symposium on Ballistics*, 1983, pp. 541–547.
13. Johnson G.R., Cook W.H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures. *Engineering Fracture Mechanics*, 1985, vol. 21, iss. 1, pp. 31–48. doi: 10.1016/0013-7944(85)90052-9
14. Hallquist J.O. LS-DYNA: Theoretical manual. Livermore, California, Livermore Software Technology Corporation, 1998. 498 p.
15. Kraus E.I., Shabalin I.I. Impact loading of a space nuclear powerplant. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 2013, vol. 24, pp. 138–150. doi: 10.3221/IGF-ESIS.24.15
16. Kraus E.I., Fomin V.M., Shabalin I.I. Opredelenie modulya sdviga za frontom sil'noi udarnoi volny [Calculation of Shear Modulus Behind Shock Wave]. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya "Matematicheskoe modelirovanie i programmirovaniye" – Bulletin of the South Ural State University. Series "Mathematical Modelling, Programming & Computer Software"*, 2014, vol. 7, no. 1, pp. 49–61. doi: 10.14529/mmp140105
17. Ilyin A.A., Kolachev B.A., Polkin I.S. *Titanovye splavy. Sostav, struktura, svoistva: Spravochnik* [Titanium Alloys. Composition, Structure, Properties. Reference book]. Moscow, VILS-MATI, 2009. 520 p.
18. Buzyurkin A.E., Gladkii I.L., Kraus E.I. [Application of numerical simulation to determine the parameters of the model and verification Johnson-Cook at high-speed deformation of titanium alloys]. *Sbornik materialov III Vserossiiskoi konferentsii "Deformirovanie i razrushenie strukturno-neodnorodnykh sred i konstruksii" posvyashchennoi 100-letiyu so dnya rozhdeniya akademika Yu.N. Rabotnova* [Proceeding of the 3rd National Conference "Deformation and fracture of structurally inhomogeneous medium and constructions" on the 100th anniversary of the birth of Academician Yu.N. Rabotnova]. Novosibirsk, NSTU Publ., 2014, p. 17.
19. Steinberg D.J. Equation of State and Strength Properties of Selected Materials. Livermore, Lawrence Livermore National Laboratories, UCRL-MA-106439, 1996.

Received 01 September 2014

Revised 19 September 2014

Accepted 25 September 2014