

УДК 539.3

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
ДИНАМИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ КОРПУСА
ПРИ ОБРЫВЕ ЛОПАТКИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ
КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ**

© 2015 г.

**Рябов А.А.¹, Романов В.И.¹, Куканов С.С.¹,
Птицын С.О.¹, Шмотин Ю.Н.², Диденко Р.А.²**

¹*Саровский инженерный центр, Нижегородская обл., Дивеевский район,
Сатис, Российская Федерация*

²*НПО Сатурн, Рыбинск, Российская Федерация*

alex.ryabov@saec.ru

Поступила в редакцию 15.04.2015

Важной проблемой при разработке новых авиационных двигателей является обеспечение их надежности в возможных аварийных ситуациях. Одной из вероятных аварий является обрыв лопатки вентилятора (разрушение компрессора), что приводит к соударению оборвавшейся лопатки с корпусом двигателя. Конструкция корпуса должна сохранять прочность при интенсивном динамическом воздействии от удара лопатки.

Очевидно, что полномасштабные эксперименты по обрыву лопатки реального двигателя являются весьма сложными и дорогостоящими, поэтому на этапе проектирования экономически целесообразно использовать компьютерное моделирование для поиска оптимальных конструкторских решений. В этом случае методика моделирования должна быть предварительно верифицирована, например на данных модельных экспериментов.

Представлены результаты идентификации компьютерной модели и верификации методики расчета динамического деформирования конструкций по результатам испытаний цельнометаллического корпуса первой ступени компрессора низкого давления. Моделирование выполнено на основе лицензионных программных средств LS-DYNA.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, лопасти вентилятора, имитационный эксперимент, метод конечных элементов, численное моделирование, динамический анализ напряжений, критерий динамической прочности.

Введение

Задача численного исследования динамического деформирования элементов газотурбинного двигателя при обрыве лопатки актуальна и привлекает внимание специалистов разных стран [1–6]. Одной из наиболее важных проблем, стоящих перед инженерами при решении такой задачи, является выбор критерия, по которому моделируется разрушение элементов конструкции. Пример комплексного подхода к разработке такого критерия изложен в [7] и реализован в модели материала

MAT_224 программного комплекса LS-DYNA [8]. Однако применение этой методики требует проведения серии экспериментальных исследований на образцах материала по выявлению необходимых параметров модели разрушения, что является весьма трудоемкой и дорогостоящей процедурой. В инженерной практике при выборе критериев широко используется подход, опирающийся на стандартные справочные данные по физико-механическим свойствам материалов, с подтверждением достоверности численных результатов путем их сравнения с результатами модельных экспериментов.

1. Постановка задачи

Рассматривается задача соударения модели оборвавшейся лопатки с титановым корпусом первой ступени компрессора низкого давления. Имитатором фрагмента оборвавшейся лопатки является прямоугольная пластина со скошенными передними кромками. Материал фрагмента лопатки – титановый сплав. Задача рассматривается в формулировке Лагранжа. Уравнение движения

$$\int_{\Omega} \rho \ddot{U}_i \delta U_i dV + \int_{\Omega} \sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} dV - \int_{\Omega} \rho f_i \delta U_i dV + \int_{\Gamma_c} P_i \delta U_i d\gamma = 0 \quad (i, j = \overline{1, 3}), \quad (1)$$

основанное на вариационном принципе виртуальной работы, дополняется кинематическими соотношениями, записанными в метрике текущего состояния:

$$\begin{aligned} \dot{\varepsilon}_{ij} &= (\dot{U}_{i,j} + \dot{U}_{j,i})/2 \quad (i, j = \overline{1, 3}), \\ \dot{U}_{i,j} &= \partial \dot{U}_i / \partial X_j, \quad X_j = X_j \Big|_{t=0} + \int_0^t \dot{U}_j dt. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь ε_{ij} и σ_{ij} – компоненты тензоров деформаций и напряжений; U_i – перемещения в общей системе координат X ; ρ – плотность; f_i , P_i – соответственно распределенная и поверхностная нагрузки; Ω и Γ_c – области конструкции и контактного взаимодействия. Система (1), (2) дополняется уравнениями состояния в форме теории течения с трансляционно-изотропным упрочнением.

Динамическое деформирование при ударе имитатора лопатки по корпусу численно исследуется на основе явной схемы решения нестационарной контактной задачи с переменными границами, которые определяются в процессе решения задачи на основе условия скольжения с трением вдоль поверхности контакта и отсутствия проникания по нормали.

Для численного решения задачи на основе программных средств LS-DYNA [8] разработана конечно-элементная модель конструкции размерностью 2,4 млн конечных элементов (КЭ), включающая в себя корпус, имитатор фрагмента лопатки, монтажное кольцо, плиту испытательной установки и элементы крепления. Общий вид расчетной модели испытательной сборки и фрагмент КЭ-сетки расчетной области задачи приведены на рис. 1.

В расчетах учитываются зависимости деформационных свойств материалов от скорости деформирования. В качестве критериального параметра, по которому отслеживается разрушение корпуса и имитатора фрагмента лопатки, принимается первая главная деформация ε_1 . Предельное значение деформации подбирается исходя из близости расчетной и экспериментальной запреградных скоростей ударника в опыте с повышенной скоростью соударения и составляет $\varepsilon_{1пр} = 1,6\delta$, где δ – величина относительного удлинения титанового сплава при статическом разрыве.

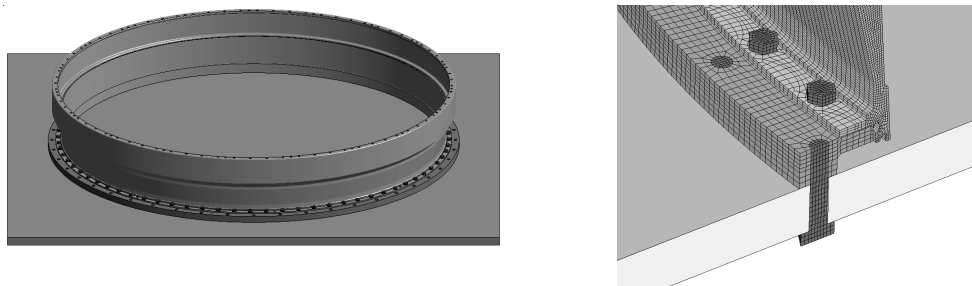


Рис. 1. Конечно-элементная модель конструкции

В компьютерной модели учитывается нестационарное контактное взаимодействие всех элементов конструкции. Коэффициент трения во всех контактных парах $f_{\text{тр}} = 0,2$.

2. Результаты расчетно-экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования динамической прочности защитного корпуса при ударе имитатора оборвавшейся лопатки проведены для двух скоростей соударения V_1 и $V_2 = 1,7V_1$.

Опыты проведены при одинаковых углах наклона плиты, на которой установлен корпус. Разгон имитатора фрагмента лопатки осуществлялся на ударном стенде. Для измерения деформаций корпуса в зоне удара имитатора фрагмента лопатки применялись тензорезистивные датчики.

2.1. Динамическое деформирование при скорости соударения V_1 . При проведении эксперимента в результате ударного воздействия имитатора фрагмента лопатки со скоростью V_1 зафиксировано локальное пробитие имитатора защитного корпуса углом фрагмента (имитатор лопатки застрял в корпусе). На рис. 2 показана расчетная кинограмма процесса деформирования корпуса в заданных условиях нагружения.

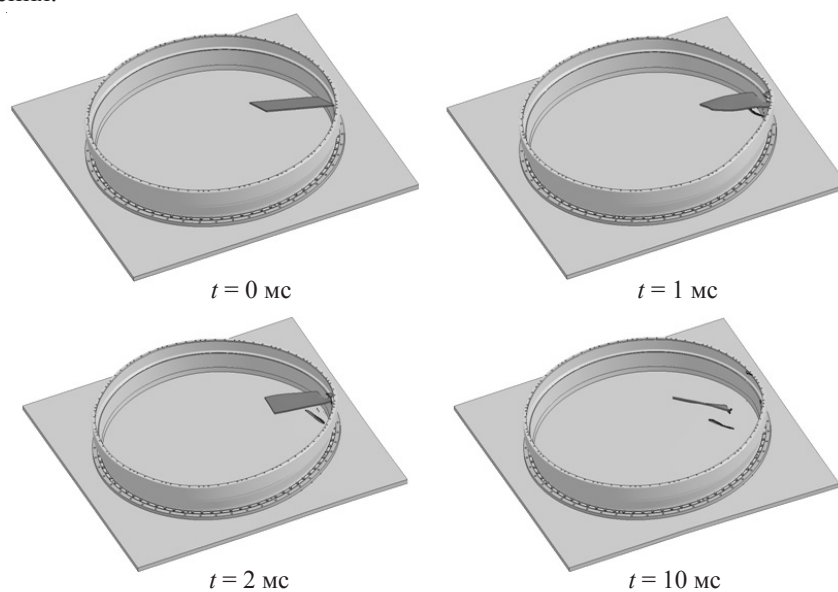


Рис. 2. Кинограмма деформирования корпуса

Анализ результатов расчета показывает:

- в нижней части корпуса в зоне закрепленного фланца образуется локальная трещина;
- имитатор фрагмента лопатки при соударении частично фрагментируется;
- корпус не пробивается насквозь имитатором фрагмента лопатки, что согласуется с основным результатом эксперимента.

Расчетная и экспериментальная деформированные остаточные конфигурации имитатора фрагмента лопатки приведены на рис. 3.

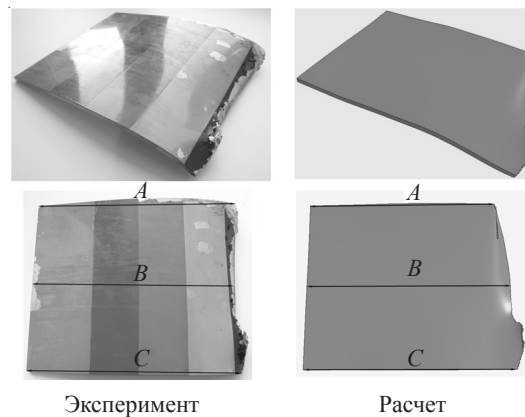


Рис. 3. Остаточная форма имитатора фрагмента лопатки (скорость соударения V_1)

На этом же рисунке показаны размеры A , B , C , по которым проводится количественное сравнение размеров остаточных форм ударника (таблица 1). Здесь и далее в работе все размеры ударника отнесены к его начальной длине. Сравнительный анализ результатов показывает хорошее качественное и количественное согласование расчетной и экспериментальной остаточных форм имитатора фрагмента лопатки. Наибольшее отличие расчета и эксперимента Δ наблюдается по остаточному размеру A и составляет $\sim 7\%$. Отличие по размеру B составляет $4,5\%$, а по размеру C не превышает 1% .

Таблица 1

Размеры поврежденного имитатора фрагмента лопатки

Остаточный размер	Эксперимент	Расчет	Δ , %
A	0,867	0,806	7,0
B	0,838	0,876	4,5
C	0,856	0,860	0,5

На рис. 4 представлены виды расчетной и экспериментальной деформированных остаточных конфигураций корпуса с внешней стороны в зоне удара имитатора фрагмента лопатки.

Сравнительный анализ остаточных форм показывает, что расчетная и экспериментальная картины разрушения корпуса весьма близки, что подтверждает достоверность принятого критерия динамического разрушения. В эксперименте в корпусе образовались две сквозные трещины (выделены пунктирными овалами): в зоне стыковки цилиндрической части корпуса с нижним фланцем трещина длиной $l_{1\text{эксп}} \sim 0,162$ (здесь и далее все размеры корпуса отнесены к его начальному диаметру); в нижней части цилиндрической части корпуса трещина длиной $l_{2\text{эксп}} \sim 0,063$.

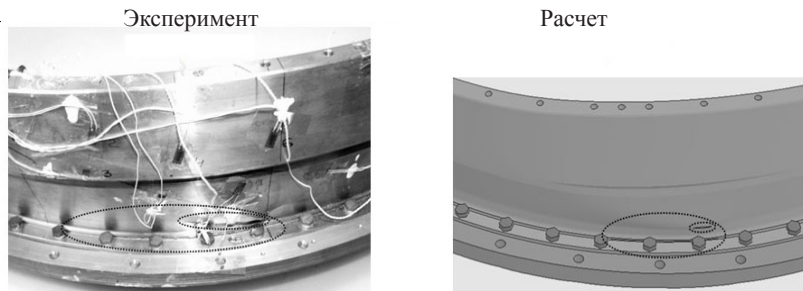


Рис. 4. Деформированные формы корпуса

Согласно расчетным данным, в этих же зонах также образуются разрывы материала. Однако в отличие от эксперимента расчетные трещины не являются сквозными, а распространяются вглубь лишь на 1/5 толщины корпуса. Расчетные длины зародившихся трещин несколько меньше экспериментальных значений. Так, в зоне стыковки с нижним фланцем расчетная длина трещины $l_{1\text{расч}} \sim 0,102$, а в нижней части цилиндрической части корпуса $l_{2\text{расч}} \sim 0,015$.

По результатам обмеров корпуса после испытания установлено, что его внешний диаметр в направлении удара $D_{1\text{эксп}} = 1,02$, а перпендикулярно удару $D_{2\text{эксп}} = 0,984$. Такие же значения получены и в расчете на момент максимального формоизменения корпуса $t = 2,6$ мс. Расчетные остаточные значения диаметров составляют в направлении удара $D_{1\text{расч}} = 1,005$, в перпендикулярном направлении $D_{2\text{расч}} = 0,997$. Отличие от экспериментальных значений соответственно 1,5% и 1,3%.

На рис. 5 приведены расчетные и экспериментальные временные зависимости деформаций корпуса в местах установки тензодатчиков Т1–Т8. Датчики Т5 и Т7 в опыте не зафиксировали достоверной информации из-за обрыва кабельной линии.

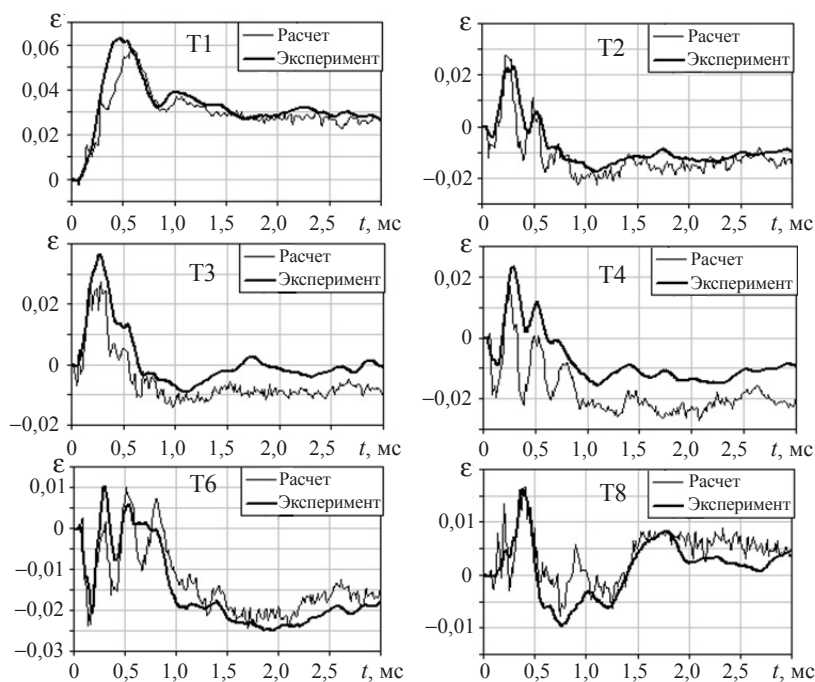


Рис. 5. Временные зависимости деформации корпуса

Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных временных зависимостей деформаций в точках установки тензодатчиков показывает, что они хорошо согласуются друг с другом по характеру изменения деформаций во времени. Количественное сравнение расчета и эксперимента по максимальным значениям деформаций, отнесенным к величине предельной деформации при разрушении, представлено в таблице 2.

Таблица 2

Деформации корпуса			
Датчики	Эксперимент	Расчет	Δ , %
T1	0,063	0,058	7,0
T2	0,025	0,028	10,0
T3	0,036	0,028	24,0
T4	0,023	0,017	27,0
T6	0,010	0,010	0
T8	0,016	0,017	3,8

По датчикам T3, T4 отличие расчета от эксперимента по максимальным значениям деформаций составляет 24–27%, а для датчиков T1, T2, T6, T8 отличие 0–10%. Учитывая сложный характер высокоинтенсивного нагружения и деформирования конструкции на уровне предельных деформаций материала в зоне удара, можно утверждать, что расчетные временные зависимости хорошо согласуются с экспериментальными.

2.2. Динамическое деформирование при скорости соударения $V_2 = 1,7V_1$. В эксперименте со скоростью соударения $V_2 = 1,7V_1$ имитатор лопатки пробивает защитный корпус и продолжает движение с запреградной скоростью. Однако по результатам видеосъемки не удалось зафиксировать процесс соударения ударника с корпусом.

На рис. 6 показана кинограмма расчетного деформирования корпуса при взаимодействии с имитатором фрагмента лопатки.

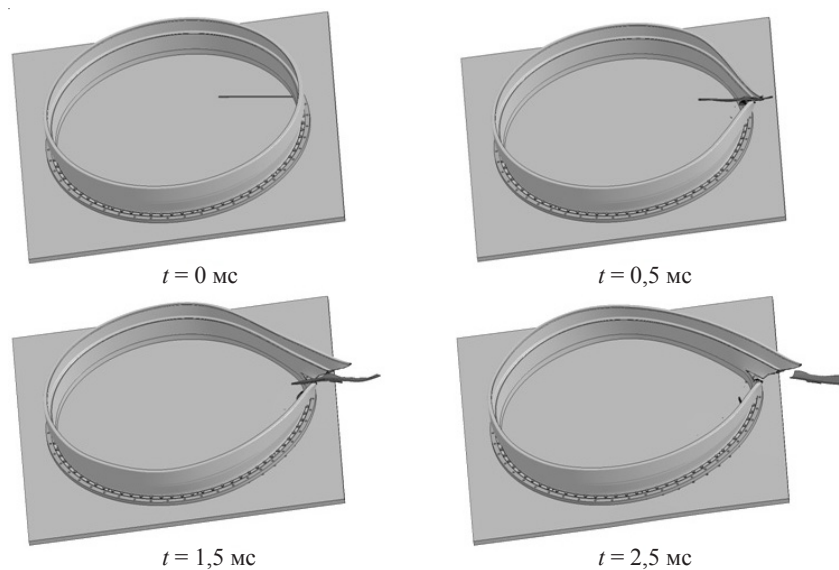


Рис. 6. Кинограмма деформирования корпуса

Анализ результатов расчета показывает, что удар имитатора лопатки со скоростью $V_2 = 1,7V_1$ приводит к сквозному разрушению корпуса и вылету фрагмента за пределы корпуса с относительно высокой остаточной скоростью. Также в результате соударения происходит разрушение всех монтажных болтов, фиксирующих переходное кольцо корпуса на опорной плите испытательной установки, что достаточно хорошо согласуется с результатами эксперимента, в котором из 48 болтов уцелело только 4.

Из анализа результатов расчетов следует, что в заданных условиях нагружения стенка корпуса разрушается менее чем за $\Delta t_1 = 0,5$ мс. Процесс проникания фрагмента через разрушенную стенку длится порядка $\Delta t_2 \sim 1$ мс и полностью заканчивается к моменту времени $t_2 \sim 2$ мс. Сопротивление корпуса (за счет прочности и трения фрагмента о края разрыва) позволяет снизить скорость фрагмента более чем вдвое. Расчетное значение запреградной скорости имитатора фрагмента лопатки составляет $V_{\text{расч}} = 0,78V_1$, а экспериментальное значение – $V_{\text{эксп}} = 0,73V_1$. Отличие расчетного от экспериментального значения запреградной скорости имитатора фрагмента лопатки составляет $\sim 7\%$.

Расчетная и экспериментальная остаточные деформированные формы имитатора фрагмента лопатки показаны на рис. 7. Как видно из рисунков, характер разрушения и расчетная остаточная форма ударника хорошо согласуются с результатами эксперимента. В качестве отличия расчетной остаточной формы фрагмента от экспериментальной можно выделить малый изгиб пластины в расчете, тогда как в эксперименте имитатор фрагмента лопатки остается практически плоским.

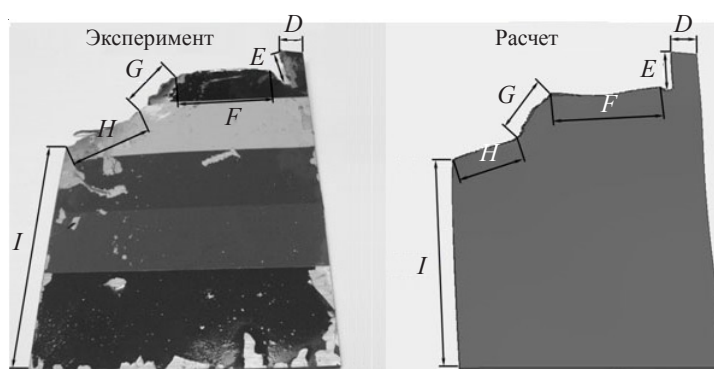


Рис. 7. Деформированные формы имитатора фрагмента лопатки

Результаты количественного сравнения расчетных и экспериментальных данных по остаточным размерам ударника $D-I$ (см. рис. 7) представлены в таблице 3.

Таблица 3

Размеры повреждений имитатора фрагмента лопатки

Остаточный размер	Эксперимент	Расчет	Δ , %
D	0,072	0,075	4,5
E	0,122	0,126	2,6
F	0,288	0,313	8,9
G	0,180	0,175	2,8
H	0,234	0,205	12,3
I	0,662	0,632	4,6

Сравнительный анализ результатов расчета и эксперимента по остаточным размерам имитатора фрагмента лопатки показывает их очень хорошее согласование. Максимальное отличие $\sim 12\%$ наблюдается по длине участка H . Для размера F отличие составляет $\sim 9\%$, для остальных четырех контрольных размеров отличие не превышает 5% .

На рис. 8 представлены остаточные расчетная и экспериментальная деформированные формы защитного корпуса в зоне пробития. Сравнительный анализ результатов показывает, что расчетный и экспериментальный характер деформирования и разрушения корпуса весьма близки друг к другу. Некоторые отличия наблюдаются в характере разрушения корпуса со стороны закрепленного фланца. В эксперименте в этой зоне корпуса образуются две достаточно протяженные сквозные меридиональные трещины. Длина левой трещины составляет $l_{1\text{эксп}} = 0,297$, длина правой – $l_{2\text{эксп}} = 0,34$. Согласно результатам расчетов, в корпусе образуется сквозная продольная трещина длиной около $l_{1\text{расч}} = 0,091$ только с левой стороны. С правой стороны образования продольной трещины не происходит. Таким образом, используемый деформационный критерий динамической прочности – первая главная деформация ϵ_1 – позволяет с приемлемой практической достоверностью прогнозировать разрушение корпуса. Однако описание развития ветвящейся трещины в процессе динамического разрушения требует дальнейших теоретических и экспериментальных исследований.

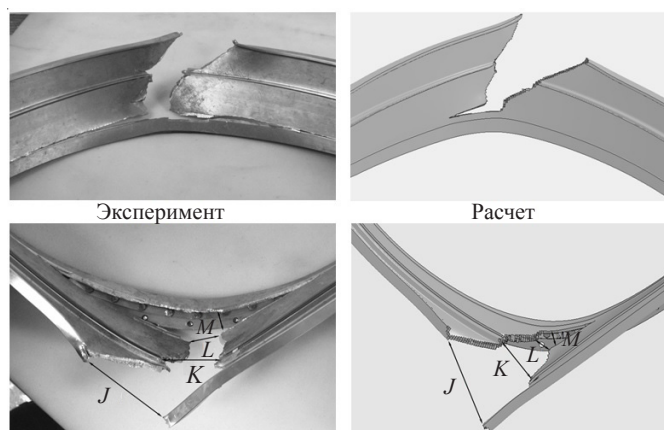


Рис. 8. Деформированные формы корпуса

Результаты количественного сравнения расчетных и экспериментальных данных по остаточным размерам корпуса представлены в таблице 4. Отличие расчета от эксперимента по остаточным размерам в зоне пробития корпуса лежат в диапазоне $14\text{--}23\%$.

Таблица 4

Размеры повреждений корпуса

Остаточный размер	Эксперимент	Расчет	Δ , %
J	0,112	0,127	14
K	0,061	0,075	23
L	0,041	0,032	20
M	0,030	0,026	15

В эксперименте из-за пробития корпуса произошел обрыв линий связи тензорезисторов с регистрирующей аппаратурой, поэтому сравнения расчетных и экспериментальных деформаций корпуса в местах установки тензодатчиков не проводилось.

Заключение

Результаты проведенных численных и экспериментальных исследований показывают, что компьютерное моделирование на основе программных средств LS-DYNA и разработанной конечно-элементной модели в сочетании с критерием динамической прочности – первой главной деформацией $\epsilon_{1np} = 1,6\delta$ – позволяет адекватно описывать процессы деформирования и качественно прогнозировать разрушение корпуса. Достоверность используемого подхода подтверждается близостью расчетных и экспериментальных данных по деформациям, запреградной скорости и остаточным формам разрушений лопаток и корпусов.

Список литературы

1. Cosme N., Chevrolet D., Bonini J., Peseux B., Cartraud P. *Prediction of engine loads and damages due to blade-off event* // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf. Paper No. AIAA-2002-1666. 22–25 April, 2002. Denver, CO. 9 p.
2. Lawrence C., Carney K., Gallardo V. *Simulation of aircraft engine blade-out structural dynamics* // Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase. 24–26 September, 2001. Toulouse, France. 19 p.
3. Шмотин Ю.Н., Рябов А.А., Габов Д.В., Куканов С.С. *Численное моделирование обрыва лопатки вентилятора* // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, ХАИ. 2005. № 9(25). С. 63–67.
4. Shmotin Y.N., Gabov D.V., Ryabov A.A., Kukanov S.S., Rechkin V.N. *Numerical analysis of aircraft engine fan blade-out* // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Paper No. AIAA 2066-4620. 9–12 July, 2006. Sacramento, CA. 8 p.
5. Sinha S.K., Dorbala S. *Dynamic loads in the fan containment structure of a turbofan engine* // ASCE Journal of Aerospace Engineering. July, 2009. Vol. 22(3). P. 260–269.
6. Heidari M., Carlson D.L., Sinha S., Sadeghi R., Heydari C., Bayoumi H., Son J. *An efficient multi-disciplinary simulation of engine fan-blade out event using MD Nastran* // 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf. Paper No. AIAA-2008-2333. 7–10 April, 2008. Schaumburg, IL. 12 p.
7. Bois P. Du, Buyuk M., He J., Kan S. *Development, implementation and validation of 3D failure model for aluminium 2024 for high speed impact applications* // 11th International LS-DYNA Users Conference. 2010. 28 p.
8. Hallquist J.O. *LS-DYNA. Keyword User's Manual. Version 971*, Livermore Software Technology Corporation, Livermore, 2007.

References

1. Cosme N., Chevrolet D., Bonini J., Peseux B., Cartraud P. *Prediction of engine loads and damages due to blade-off event* // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf. Paper No. AIAA-2002-1666. 22–25 April, 2002. Denver, CO. 9 p.
2. Lawrence C., Carney K., Gallardo V. *Simulation of aircraft engine blade-out structural dynamics* // Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase. 24–26 September, 2001. Toulouse, France. 19 p.
3. Shmotin Yu.N., Ryabov A.A., Gabov D.V., Kukanov S.S. *Chislennoe modelirovanie obryva lopatki ventilyatora* // Aviatcionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. Khar'kov, KhAI. 2005. № 9(25). S. 63–67.

4. Shmotin Y.N., Gabov D.V., Ryabov A.A., Kukanov S.S., Rechkin V.N. *Numerical analysis of aircraft engine fan blade-out* // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Paper No. AIAA 2066-4620. 9–12 July, 2006. Sacramento, CA. 8 p.
5. Sinha S.K., Dorbala S. *Dynamic loads in the fan containment structure of a turbofan engine* // ASCE Journal of Aerospace Engineering. July, 2009, Vol. 22(3). P. 260–269.
6. Heidari M., Carlson D.L., Sinha S., Sadeghi R., Heydari C., Bayoumi H., Son J. *An efficient multi-disciplinary simulation of engine fan-blade out event using MD Nastran* // 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf. Paper No. AIAA-2008-2333. 7–10 April, 2008. Schaumburg, IL. 12 p.
7. Bois P. Du, Buyuk M., He J., Kan S. *Development, implementation and validation of 3D failure model for aluminium 2024 for high speed impact applications* // 11th International LS-DYNA Users Conference. 2010. 28 p.
8. Hallquist J.O. *LS-DYNA. Keyword User's Manual. Version 971*, Livermore Software Technology Corporation, Livermore, 2007.

**NUMERICAL-EXPERIMENTAL INVESTIGATION
OF TURBINE ENGINE CASING DYNAMIC DEFORMATION IN BLADE OUT**

**Ryabov A.A.¹, Romanov V.I.¹, Kukanov S.S.¹, Ptitsyn S.O.¹,
Shmotin Yu.N.², Didenko R.A.²**

¹*Sarov Engineering Center, Nizhni Novgorod region, Diveevo district,
Satis, Russian Federation*

²*NPO Saturn, Rybinsk, Russian Federation*

Safety issues of gas-turbine engines (GTE) of modern and advanced passenger aircrafts in emergency situations are of great importance to improve reliability of aircrafts. One of the possible and most severe accidents is fan blade out of a running engine. In this case the broken blade at a high velocity hits the engine case and may penetrate it, which is unacceptable.

Obviously, full-scale experimental investigation of fan blade out is quite difficult and expensive. Because of this, in the design stage, it is rational to use a numerical simulation to check the efficiency of the design. In this case, verification of the modeling technique should be performed using, for example, the model experiments results.

This paper presents the verification results of numerical simulation technique, used to simulate dynamic deformation of turbine engine casing in fan blade out event. The verification is performed using experimental data, obtained for metal casing of low-pressure compressor and LS-DYNA finite element code.

Keywords: gas-turbine engine, fan blade out, simulation experiment, finite element method, numerical simulation, dynamic stress analysis, criterion of dynamic resistance.