

DOI: 10.15593/2224-9982/2020.61.01

УДК 621.45.02

В.А. Куртеев, Б.Г. Мозеров

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ УДАРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОТОРВАВШЕЙСЯ ЛОПАТКИ С КОРПУСОМ ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрена задача экспериментального моделирования ударного взаимодействия оторвавшейся лопатки с корпусом вентилятора турбореактивного двигателя. Указаны ошибки и проблемы моделирования при испытаниях цилиндрических моделей и плоских образцов. Показано различие результатов расчета и эксперимента для металлических пластин. Предложена схема экспериментальной лабораторной установки на основе пневморесивера для баллистических испытаний плоских образцов. Приведена методика расчета параметров плоских металлических образцов с точки зрения критериев моделирования.

Ключевые слова: экспериментальное моделирование, поражающий элемент, корпус вентилятора, лопатка, плоский образец, кинетическая энергия, энергия пробития, баллистическая стойкость.

V.A. Kurteyev, B.G. Mozerov

Research and Production Association "ISKRA", Perm, Russian Federation

THE PROBLEMS EXPERIMENT MODELING UNDER IMPACT OF TORN VANE WITH TURBOJET FAN CASE

There is studied the problems experiment modeling under impact of torn vane with turbojet fan case. There are outlined shortcomings of equipment for plane and cylindrical model cases testing. There is indicated the difference between calculation results and experimental data for metals plane models. There are indicated diagram laboratory experiment installation on basic pressurized balloons for testing metals plane models. There are calculated parameters of metals plane model with the point of views criterion modeling.

Keywords: experiment model, impact element, fan case, vane, plane model, kinetic energy, impact energy, protecting ability.

Экспериментальное подтверждение баллистической стойкости полногабаритного корпуса вентилятора турбореактивного двигателя при воздействии оторвавшейся лопатки связано с большими затратами времени и средств, поэтому параллельно с такими работами проводится экспериментальное моделирование, результаты которого также важны для проверки численных методов. Данная работа является продолжением результатов исследований, представленных в работе [1].

В работе [1] описаны экспериментальные установки для испытания полногабаритных корпусов и цилиндрических моделей, в которых отрыв и движение поражающих элементов (ПЭ) осуществляются инерционными центробежными силами. Приведены результаты испытаний

и их анализ. Проведена оценка соответствия титановых моделей натурным корпусам по следующим критериям: скорость соударения, соотношение значений массы корпуса и лопатки (модели и имитатора лопатки), соотношение габаритов оболочек и ПЭ.

По результатам проведенных исследований сделаны следующие выводы:

1. Сравнение результатов испытаний моделей диаметром 636 мм и натуральных полногабаритных корпусов диаметром 2 м показывает их несопоставимость, что вызвано отсутствием в моделях имитации реального ударного взаимодействия оторвавшейся лопатки с корпусом вентилятора.

2. Для разработки методики проектирования конструкции пластикового корпуса вен-

тилятора минимальной массы большого диаметра необходимо проведение исследований на модели диаметром, близким диаметру натурального корпуса, вследствие низкого уровня действующих нагрузок при испытаниях малогабаритных моделей.

3. Испытания пластикового полногабаритного корпуса выявили явление резания материала корпуса лопатками ротора при деформировании корпуса от удара оторвавшейся лопатки, что отсутствует при испытаниях малогабаритных моделей.

4. Применение полимерных композиционных материалов для корпуса вентилятора может быть рассмотрено только в сочетании с тканевым «сухим» пакетом, который должен гасить основную долю кинетической энергии оторвавшейся лопатки. Тканевый пакет работоспособен только при опирании на жесткий корпус, поэтому корпус из полимерных композиционных материалов должен быть достаточно жестким как для эффективной работы тканевого пакета, так и для минимального воздействия на него рабочих (неразрушенных) лопаток.

5. Расчеты показывают, что моделирование ударного взаимодействия оторвавшейся углепластиковой лопатки с корпусом вентилятора из полимерных композиционных материалов на малогабаритных моделях проблематично вследствие низкого уровня действующих нагрузок.

Испытания плоских образцов (далее – пластин) не исключаются в рассматриваемой теме. Так, в работах [2, 3] приведены результаты баллистических испытаний металлических пластин пулями стрелкового оружия. Баллистиче-

ские параметры отрывающейся части лопатки вентилятора (относительно низкая скорость и большая масса [4]) и стрелковых пуль (высокая скорость и небольшая масса [2–5]), как и масса стандартного ПЭ [6]), существенно отличаются, поэтому в этом вопросе для корпуса вентилятора исследователи стремятся быть как можно ближе к параметрам лопатки, чтобы точнее имитировать реальные физические процессы. В работе [7] приведены результаты баллистических испытаний плоских алюминиевых пластин-мишеней при ударе плоской титановой пластиной-ударником большой массы, имитатором лопатки вентилятора.

Как показано в работе [8], разгон пластин-ударников большой массы осуществляется на пневмостенде до скоростей 300 м/с, что соответствует уровню максимальной линейной скорости центра масс лопатки. Испытания на этом пневмостенде, как и испытания на экспериментальной установке для полногабаритных корпусов [1], являются затратными, поэтому получение достоверных экспериментальных результатов баллистических испытаний конструкционных материалов при малых затратах является немаловажной задачей.

На рис. 1 приведена схема предлагаемой недорогой баллистической лабораторной установки на базе пневморесивера 1. Пусть ПЭ установки является стальной шарик 3 диаметром $d = 25$ мм и массой $m = 50$ г, разгоняемый в канале 2. Масса шарика на порядок больше массы стандартного ПЭ. Установка должна быть оснащена скоростными видеокамерами 4, позволяющими демонстрировать процесс при замедленной скорости (в настоящее время это

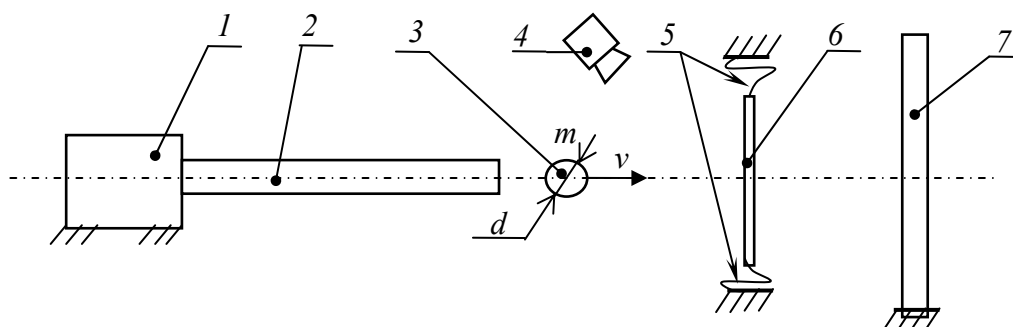


Рис. 1. Схема баллистической установки на базе пневморесивера:

1 – пневморесивер; 2 – разгонный канал; 3 – поражающий элемент; 4 – видеокамера;
5 – гибкая связь; 6 – образец (пластина); 7 – деревянная стенка

осуществляется для стрелковых пуль) и определять работу разрушения пластины по начальной и конечной скоростям шарика 3. Пластина 6 закрепляется на гибких связях 5, за пластиной устанавливается демпфирующая, например деревянная, стенка 7 для улавливания ПЭ при пробитии пластины.

ПЭ может быть стальной цилиндр, в этом случае можно управлять величиной начального периметра контакта ПЭ с пластиной. Так, при плоском торце цилиндра наклоном пластины можно создать минимальный начальный периметр контакта, а при заостренном торце – требуемую ширину контактной поверхности.

Для определения размеров пластин ниже приведен анализ параметров и условий испытаний по критериям моделирования, предложенным в работе [1].

Скорость соударения

Скорость центра массы лопатки вентилятора двигателя диаметром $D_H = 2$ м в момент ее отрыва составляет от 260 до 320 м/с. На испытаниях пластин [7] скорость пластин-ударников составила от 161 до 219 м/с. Этот параметр наиболее важный в ударных процессах, так как от него зависят динамические характеристики материала. Учитывая меньшую массу ПЭ (шарика) по сравнению с пластиной-ударником (1370 г), вполне возможно реализовать его скорость в разгонном канале 2 (см. рис. 1) до 320 м/с.

Толщина пластины

Выбор этого параметра на начальном этапе осуществляется расчетом, на последующих этапах – по результатам испытаний пластин. В таблице приведены расчетные величины непробиваемых сферическим ПЭ толщин пластин для ряда металлических сплавов согласно методике [4] при средней величине кинетической энергии ПЭ

$$W = 0,5mv^2 = 1560 \text{ Дж,}$$

где m – масса ПЭ, $m = 50$ г; v – линейная скорость центра массы ПЭ, $v = 250$ м/с.

Из представленного ряда значений толщины, для гарантированного пробития пластин, следует исследовать титановые пластины толщиной не более 4 мм, алюминиевые – не более 5 мм.

Расчет по методике [4] алюминиевых пластин-мишеней, представленных в работе [7] (марка сплава не приведена), толщиной 22 мм, размером 800×400 мм при ударе пластиной-ударником толщиной 6 мм, размером 290×175 мм (контакт короткой стороной) показал, что при кинетической энергии ПЭ $W = 26$ кДж (скорость ПЭ 195 м/с) пластина-мишень не пробивается при значениях толщины более 10 мм для пластичных сплавов АМг6, 01570 и более 21 мм – для непластичного АК4-1. На опыте при этой энергии пластина-мишень была пробита по модели «среза пробки». Формула Нобля [4, 5] для этой модели пробития показывает, что материал пластины должен иметь предел текучести не ниже 280 МПа, что соответствует сплаву АК4-1. Характер разрушения пластины-мишени [7] (9–10 мм – срез, остальное 12–13 мм – разрыв) также соответствует сплаву АК4-1.

Физико-механические характеристики материалов пластин и расчетные величины непробиваемых толщин при кинетической энергии $W = 1560$ Дж стального шарика диаметром 25 мм

| Материал | ВТ6 | ОТ4-0 | АМг6 | 01570 | АК4-1 |
|-----------------------------------|------|-------|------|-------|-------|
| Модуль упругости E , ГПа | 110 | 110 | 70 | 70 | 70 |
| Предел прочности σ_B , МПа | 950 | 750 | 320 | 380 | 380 |
| Предел текучести σ_s , МПа | 850 | 550 | 160 | 245 | 280 |
| Предел удлинения ϵ_B | 0,06 | 0,15 | 0,15 | 0,15 | 0,06 |
| Толщина пластины δ , мм | 7,7 | 3,9 | 5,0 | 5,0 | 8,4 |

Примечание: свойства для сплава 01570 приняты согласно работе [9].

Согласно работе [10], корпус вентилятора из непластичного сплава АК4-1 со стенкой переменной толщины от 10,4 до 25,1 мм на испытании был пробит лопаткой при энергии около 70 кДж. Для пластичного сплава типа АМг6 потребовалась бы большая кинетическая энергия. Анализ этих результатов говорит о различии моделей разрушения пластины-мишени и корпуса вследствие высокой жесткости первой, пробитие которой про-

изошло по модели «среза пробки», а не по модели «кратерной пробки», характерной для пластин из пластичных материалов, и не по модели «пролома», характерной для пластин из непластичных материалов [4, 5].

Соотношение значений массы корпуса и лопатки (пластины и ПЭ)

По этому критерию масса пластины должна быть не менее

$$M = k_m m = 2,1 \text{ кг},$$

где k_m – коэффициент соотношения масс корпуса и лопатки [1], $k_m = 42$; m – масса ПЭ, $m = 50$ г.

Такую массу имеют алюминиевые пластины толщиной 5 мм, размером 500×320 мм, титановые толщиной 4 мм, 420×270 мм. Использование образцов таких габаритов вызывает большой расход металла, что экономически невыгодно. Однако испытания пластин меньших размеров, даже при установке массового имитатора по периферии, может исказить характер их деформирования и представительность результатов испытаний.

Так, для титановой пластины-ударника [7] массой 1370 г масса пластины-мишени должна быть не менее 58 кг (вместо 19 кг), что соответствует ее габаритам 1000×1000 мм.

Для такой пластины наибольшая часть кинетической энергии пластины-ударника была бы затрачена на работу изгиба, а не среза стенки. Согласно методике [11], большая часть кинетической энергии фрагмента оторвавшейся лопатки расходуется на работу изгиба.

Соотношение габаритов оболочек

Габариты цилиндрического корпуса вентилятора и плоской пластины сложно сравнивать по этому критерию. Здесь главными условиями являются следующие:

1) превышение размеров конструкции над удвоенной длиной краевой зоны, характеризующей зону ее деформирования, на работу разрушения материала которой расходуется кинетическая энергия ПЭ;

2) имитация жесткости границ конструкции.

Если для цилиндрической оболочки со шпангоутами на торцах оба условия выполняются при ее длине, равной или несколько превышающей удвоенную длину краевой зо-

ны [1], то для пластины этой длины недостаточно.

Длина краевой зоны для пластины определяется соотношением [10]

$$l_{кр} = 0,65\delta\sqrt{E/\sigma_s},$$

где δ – толщина стенки; E – модуль упругости материала стенки; σ_s – предел текучести материала стенки, и для алюминиевых и титановых пластин со значениями толщины 5 и 4 мм соответственно, согласно справочным данным по физико-механическим характеристикам сплавов, представленных в таблице, составляет 55 и 37 мм. С учетом диаметра ПЭ радиус зоны деформирования алюминиевых пластин $R = 67,5$ мм, титановых – 49,5 мм.

Для определения требуемых размеров пластин рассмотрим схему характерных зон четвертой части пластины, приведенную на рис. 2. Здесь A – площадь Миделя ПЭ, B – зона краевого эффекта (действия изгибающих моментов), C – пассивная зона, определяемая углом $\alpha = 60^\circ$, характеризующим зону распространения (в нашем случае – отсутствия) изгибающих моментов в пластине от локальной силы, приложенной в точке R [12].

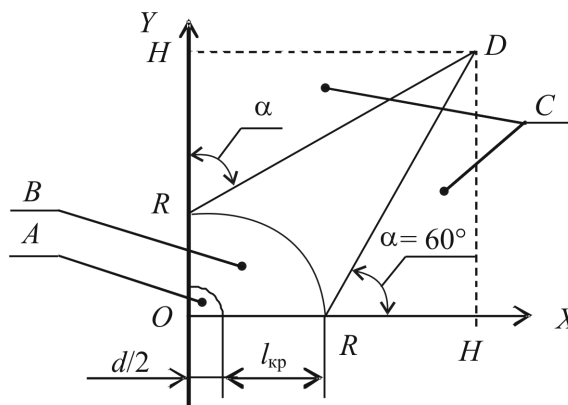


Рис. 2. Схема характерных зон четвертой части пластины

По указанной схеме половинный размер пластины H определяется соотношением

$$H = \frac{R}{1 - \text{ctg } \alpha} = 2,37R.$$

Отсюда размеры (ширина) для алюминиевых и титановых пластин со значениями толщины 5 и 4 мм соответственно должны

быть не менее 320 и 235 мм, что согласуется с размерами, определенными критерием соотношения значений массы и приведенными выше. Для предложенных размеров пластин не имеют значение условия закрепления их сторон, так как краевые эффекты затухают на значительном расстоянии от периметра.

Пластины могут быть и меньших размеров, в этом случае для представительности баллистических испытаний материалов на плоских образцах необходимо создание граничных условий, имитирующих реальное поведение материала в конструкции корпуса вентилятора, учитывающих массу, размеры и жесткость краевых границ.

При вышеприведенном подходе ширина пластины-мишени [7] должна быть не менее

$$B = l + 2l_{кр} = 627 \text{ мм,}$$

где l – ширина пластины-ударника (контактная длина), $l = 175$ мм; $l_{кр}$ – длина краевой зоны ($\delta = 22$ мм, $E = 70$ ГПа, $\sigma_s = 280$ МПа), $l_{кр} = 226$ мм.

Недостаточная ширина пластины-мишени (400 мм) явилась причиной появления поперечных локальных трещин в сечении пробоя вследствие ее общего изгиба (балочный изгиб). Таким образом, на результате испытаний пластины-мишени сказался и краевой эффект.

Поперечный излом пластины уменьшенных размеров будет в случае закрепления на ее коротких сторонах массовых имитаторов, особенно для непластичных материалов, когда модель «пролома» не может быть реализована.

Соотношение значений периметра контакта поражающих элементов

Для цилиндрического корпуса вентилятора и плоской пластины этот критерий можно представить в виде сравнения отношения периметра контакта поверхности лопатки к длине корпуса:

$$k_p = \frac{L}{L_H} = 0,50 \dots 0,83,$$

где L – длина периметра контакта поверхности лопатки [10], $L = 0,5$ м; L_H – длина корпуса

вентилятора двигателей диаметром 2 м [1], $L_H = 0,6 \dots 1,0$ м,

и отношения периметра контакта ПЭ к ширине пластины:

$$k_{роб} = \frac{\pi d}{\delta} = 0,25 \dots 0,29,$$

где δ – рекомендуемые поперечные размеры алюминиевых и титановых пластин соответственно, $\delta = 320$ и 270 мм.

По этому критерию имеем двукратное отличие, что некритично – при меньшем периметре ПЭ пластины из пластичного металла будут гарантированно пробиты, результаты испытаний будут характеризовать нижнюю границу баллистической стойкости применительно для корпуса вентилятора. Для непластичного металла периметр ПЭ не имеет значения [4].

Выводы

1. Испытания плоских металлических образцов на баллистическую стойкость имитатором лопатки полногабаритного корпуса вентилятора с параметрами, близкими параметрам отрываемой части лопатки, требуют значительных материальных затрат. Имеющийся опыт таких испытаний свидетельствует о различии поведения материала в плоских образцах и в полногабаритных корпусах вентилятора.

2. Предложены схема недорогой баллистической лабораторной установки для испытаний плоских металлических образцов и методика расчета их размеров. Масса поражающего элемента установки на порядок превышает массу стандартного поражающего элемента и стрелковых пуль.

3. Для представительности баллистических испытаний материалов на плоских образцах необходимо создание условий, имитирующих реальное поведение материала в конструкции корпуса вентилятора, учитывающих массу, размеры и жесткость краевых границ, либо испытание образцов больших габаритов, соответствующих массовым и габаритным критериям моделирования.

Библиографический список

1. Куртеев В.А. Экспериментальное моделирование ударного взаимодействия оторвавшейся лопатки с корпусом вентилятора турбореактивного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2018. – № 52. – С. 97–116.

2. Оценка защитной способности корпуса вентилятора турбореактивного двигателя / В.А. Куртеев, Б.Г. Мозеров, М.И. Соколовский, А.А. Иноземцев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 40. – С. 22–43.
3. Куртеев В.А. Баллистическая стойкость многослойных пластин бронезащиты // Вопросы оборонной техники. – 2016. – Сер. 15, вып. 3 (182)–4 (183). – С. 87–93.
4. Куртеев В.А. Оценка бронезащиты с учетом пластичности материала // Вопросы оборонной техники. – 2016. – Сер. 15, вып. 3 (182)–4 (183). – С. 44–50.
5. Материалы и защитные структуры для локального и индивидуального бронирования / В.А. Григорян [и др.]. – М.: РадиоСофт, 2008. – 406 с.
6. Ермоленко А.Ф. Модель послойного пробития тканевых и композитных броневых преград // Вопросы оборонной техники. – 2012. – Сер. 15, вып. 1 (164)–2 (165). – С. 18–23.
7. Расчетно-экспериментальный критерий динамической прочности корпуса газотурбинного двигателя при обрыве лопатки ротора / А.А. Рябов, В.И. Романов, С.С. Куканов, Ю.Н. Шмотин, Д.В. Габов // Вестник МАИ. – 2015. – Т. 22, № 3. – С. 76–84.
8. Крундаева А.Н. Разработка метода расчета удержания оборвавшейся лопатки ГТД комбинированным корпусом с намоткой из непропитанных арамидных нитей: дис. ... канд. техн. наук. – Рыбинск, 2014. – 16 с.
9. Сплав 1570С – сплав для герметичных конструкций перспективных многоразовых изделий РКК «Энергия» / А.В. Бронз, В.И. Ефремов, А.Д. Плотников, А.Г. Чернявский // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 4 (7). – С. 62–67.
10. Расчетно-экспериментальные исследования прочности корпуса вентилятора турбореактивного двигателя при ударном воздействии оторвавшейся лопатки / В.А. Куртеев, С.И. Бурдогов, А.А. Иноземцев, В.И. Ломаев, Б.Г. Мозеров, М.И. Соколовский, В.Б. Шатров // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2017. – № 1. – С. 85–103.
11. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации / под ред. Ю.А. Ножницкого; ГНЦ РФ ЦИАМ им. П.И. Баранова. – 6-е изд. – М., 2004. – 260 с.
12. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1994. – 448 с.

References

1. Kurteyev V.A. Eksperimentalnoye modelirovaniye udarnogo vzaimodeystviya otorvavsheysya lopatki s korpusom ventilyatora turboreaktivnogo dvigatelya [Experiment modeling under impact of torn vane with turbojet fan case]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2018, no. 52, pp. 97-116.
2. Kurteyev V.A., Mozerov B.G., Sokolovskiy M.I., Inozemtsev A.A. Otsenka zaschitnoy sposobnosti korpusa ventilyatora turboreaktivnogo dvigatelya [Analysis of protecting ability in turbojet fan case]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2015, no. 40, pp. 22-43.
3. Kurteyev V.A. Ballisticheskaya stoykost mnogoslonykh plastin bronezashchity [Ballistic ability of polyflaky plates armoured protection]. Military Enginery, Series 15, 2016, no. 3 (182)–4 (183), pp. 87-93.
4. Kurteyev V.A. Otsenka bronezashchity s uchedom plastichnosti materiala [Analysis of protecting ability for plastic materials]. Military Enginery, Series 15, 2016, no. 3 (182)–4 (183), pp. 44-50.
5. Grigoryan V.A., etc. Materialy i zaschitnye struktury dlya lokalnogo i individualnogo bronirovaniya [Materials and protecting structures for local and individual armoring]. Moscow, RadioSoft, 2008, 406 p.
6. Yermolenko A.F. Model posloynogo probitiya tkanevykh i kompozitnykh bronevykh pregrad [Model of layer-by-layer damage of textile and composite armoring shields]. Military Enginery, Series 15, 2012, no. 1 (164)–2 (165), pp. 18-23.
7. Ryabov A.A., Romanov V.I., Kukanov S.S., Shmotin Yu.N., Gabov D.V. Raschetno-eksperimentalnyy kriteriy dinamicheskoy prochnosti korpusa gazoturbinного dvigatelya pri obryve lopatki rotora [Experiment calculations criterion dynamics strength of turbojet fan case under impact of torn vane]. Aerospace MAI Journal, Series 22, no. 3, 2015, pp. 76-84.
8. Krundayeva A.N. Razrabotka metoda rascheta uderzhaniya oborvavsheysya lopatki GTD kombinirovannym korpusom s namotkoy iz nepropitannykh aramidnykh nitey [Design development of combined case and calculation of its dynamic strength in case of rotor vane tearing-off]. Dissertation, Rybinsk, 2014, 16 p.
9. Bronz A.V., Efremov V.I., Plotnikov A.D., Chernyavsky A.G. Splav 1570S – splav dlya germetichnykh konstruksiy perspektivnykh mnogorazovykh izdeliy RKK «Energiya» [Alloy 1570C – Material for pres-

surized structures of advanced reusable vehicles of RSC “Energia”. The Space Engineering and Technologies, 2014, no. 4 (7), pp. 62-67.

10. Kurteyev V.A., Burdyugov S.I., Inozemtsev A.A., Lomaev V.I., Mozerov B.G., Sokolovskiy M.I., Shatrov V.B. Raschetno-eksperimentalnyye issledovaniya prochnosti korpusa ventilyatora turboreaktivnogo dvigatelya pri udarnom vozdeystvii otorvavsheysya lopatki [Strength experiment calculations of turbojet fan case under impact of torn vane]. PNRPU Mechanics Bulletin, 2017, no. 1, pp. 85-103.

11. Nozhnitskiy Yu.A. Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei grazhdanskoi aviatsii [Strength norms of aircraft gas turbine engines in civil aviation]. Edition 6. Moscow, CIAM, 2004, 260 p.

12. Lizin V.T., Pyatkin V.A. Proyektirovaniye tonkostennykh konstruksiy [Design of thin wall structures]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1994, 448 p.

Об авторах

Куртеев Владимир Аркадьевич (Пермь, Россия) – ведущий конструктор ПАО «Научно-производственное объединение “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28, e-mail: kva730@iskra.perm.ru).

Мозеров Борис Георгиевич (Пермь, Россия) – главный конструктор проекта ПАО «Научно-производственное объединение “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28, e-mail: pioneer241@mail.ru).

About the authors

Vladimir A. Kurteyev (Perm, Russian Federation) – Leading Designer, PSC “Research and Production Association “Iskra” (28, Academician Vedenev st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: kva730@iskra.perm.ru).

Boris G. Mozerov (Perm, Russian Federation) – Project Designer, PSC “Research and Production Association “Iskra” (28, Academician Vedenev st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: pioneer241@mail.ru).

Получено 11.03.2020