

ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 539.3

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ КРИТЕРИЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ КОРПУСА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОБРЫВЕ ЛОПАТКИ РОТОРА

Рябов А.А.^{1*}, Романов В.И.^{1**}, Куканов С.С.^{1***},
Шмотин Ю.Н.^{2****}, Габов Д.В.^{2*****}

¹ *Саровский Инженерный Центр, Технопарк «Саров»,
ул. Парковая, 3, Сатис, Нижегородская обл., 607328, Россия*

² *Научно-производственное объединение «Сатурн»,
пр. Ленина, 163, Рыбинск, 152903, Россия*

* *e-mail: alex.ryabov@saec.ru*

** *e-mail: romanov@saec.ru*

*** *e-mail: kukanov@saec.ru*

**** *e-mail: yuri.shmotin@npo-saturn.ru*

***** *e-mail: gabov_dv@mail.ru*

Рассматривается задача соударения летящей и покоящейся пластин в заданном диапазоне скоростей. Исследуются особенности динамического деформирования при соударениях пластин под разными углами. На основании сравнительного анализа численных результатов и данных испытаний вырабатывается комплексный критерий динамической прочности пластины-мишени для обоснования ударопрочности корпусов газотурбинных двигателей в условиях аварийного обрыва лопатки ротора.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, вылет лопатки, модельный эксперимент, компьютерное моделирование, метод конечных элементов, динамическое деформирование, критерий динамической прочности.

Введение

Решение проблем безопасности газотурбинных двигателей (ГТД) современных и перспективных пассажирских самолетов в нештатных ситуациях является весьма актуальной задачей повышения надежности авиационной техники. Одной из возможных наиболее тяжелых аварий является обрыв лопатки ротора работающего двигателя. В этом слу-

чае оборвавшаяся лопатка с высокой скоростью ударяется в корпус двигателя и может его пробить. Численные исследования соударения лопатки и корпуса [1–8, 11, 12] показывают, что процесс динамического деформирования проходит в условиях сложного напряженного состояния и характеризуется высокими скоростями и уровнями деформаций. Поэтому для надежного обоснования уда-

ропрочности корпуса необходимы достоверные критерии динамической прочности. При ударе лопатки деформации корпуса являются локальными. Поэтому для выработки критериев динамической прочности можно исследовать соударение прямоугольных пластин, в котором процессы локального деформирования по виду напряженного состояния, уровням и скоростям деформаций весьма близки к процессам в реальном двигателе. Целью настоящей работы являются численные исследования особенностей деформационного процесса соударения и выработка расчетно-экспериментальных критериев ударопрочности.

Постановка задачи

Рассматривается соударение летящей титановой прямоугольной пластины 2 постоянной толщины $h = 6$ мм с размерами $a \times b = 175 \times 290$ мм с покоящейся алюминиевой прямоугольной пластиной-мишенью 1 постоянной толщины $H = 22$ мм, имеющей размеры в плане: $A \times B = 400 \times 800$ мм (рис. 1). Размеры мишени подбираются так, чтобы исключить влияние краевых условий на локальные деформации. Масса летящей пластины составляет $M = 1370$ г. Исследования проводятся в диапазоне скоростей $V_0 \sim 160...239$ м/с при различных углах соударения: $\varphi = 45...90^\circ$ и $\beta = 0...12^\circ$.

Экспериментальные безразмерные диаграммы деформирования материалов пластин представлены на рис. 2. Заметим, что титановый сплав более чем в два раза прочнее алюминиевого, однако его относительное удлинение примерно в два раза ниже.

Задача формулируется в лагранжевой постановке, уравнение движения строится на основе вариационного принципа виртуальной работы:

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

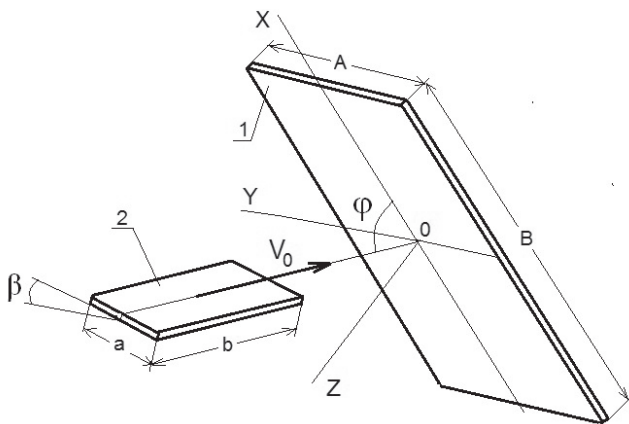


Рис. 1. Соударение пластины с мишенью

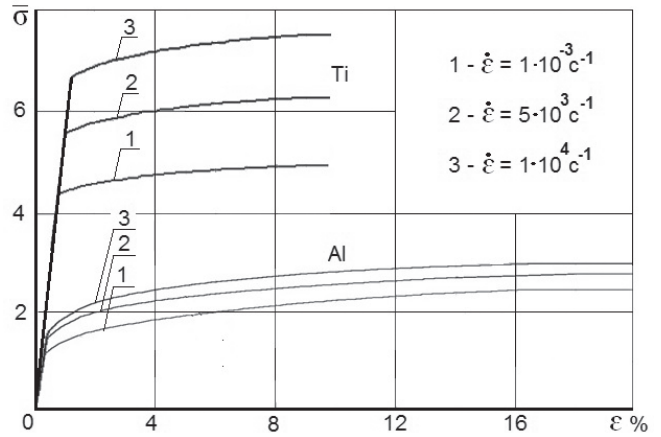


Рис. 2. Диаграммы деформирования материалов пластин

где ϵ_{ij} и σ_{ij} — компоненты тензоров деформаций и напряжений; U_i — перемещения в общей системе координат X ; ρ — плотность; f_i — распределенная массовая нагрузка; P_i — распределенная поверхностная нагрузка; Ω — область, занимаемая конструкцией; Γ_p — область действия внешнего давления, точка над символом означает частную производную по времени t .

Кинематические соотношения определяются в метрике текущего состояния:

$$\dot{\epsilon}_{ij} = (\dot{U}_{i,j} + \dot{U}_{j,i}) / 2, \quad i, j = \overline{1,3};$$

$$\dot{U}_{i,j} = \partial \dot{U}_i / \partial X_j, \quad X_j = X \Big|_{j,t=0} + \int_0^t \dot{U}_j dt.$$

Уравнения состояния записываются в форме теории течения с кинематическим и изотропным упрочнением. (Для шаровых $\dot{\epsilon}^v, \sigma^v$ и девиаторных $\dot{\epsilon}'_{ij}, \sigma'_{ij}$ составляющих скоростей деформаций и напряжений определяются отдельно.) Используется баротропная зависимость шаровых компонент скоростей деформаций и напряжений: $\sigma^v = \sigma^v(\rho)$. Девиаторные составляющие скорости деформации $\dot{\epsilon}'_{ij}$ раскладываются на пластические $\dot{\epsilon}'_{ij}{}^p$ и упругие $\dot{\epsilon}'_{ij}{}^e$ компоненты и вычисляются на основе известных соотношений:

$$\frac{D\sigma'_{ij}}{Dt} = 2G\dot{\epsilon}'_{ij}{}^e; \quad S_{ij} = \sigma'_{ij} - \rho_{ij}; \quad \dot{\rho}_{ij} = 2g\dot{\epsilon}'_{ij}{}^p;$$

$$\rho_{ij} = \int_0^t \dot{\rho}_{ij} dt; \quad \dot{\epsilon}'_{ij}{}^p = \lambda S_{ij}; \quad S_{ij} S_{ij} \leq \frac{2}{3} \sigma_T^2;$$

$$\sigma_T = \sigma_T(\chi, I_{2\dot{\epsilon}}); \quad \chi = \sqrt{\frac{2}{3}} \int_0^t \sqrt{\dot{\epsilon}'_{ij} \dot{\epsilon}'_{ij}} dt.$$

Здесь $\frac{D}{Dt}$ — производная по Яуманну; G — модуль сдвига; S_{ij} и ρ_{ij} — компоненты тензоров активных напряжений и микронапряжений.

Соударение пластин численно исследуется на основе решения нестационарной контактной задачи с переменными границами. Контактные усилия и поверхность контакта определяются в процессе решения задачи на основе условия «непроникания» по нормали и скольжения с трением вдоль поверхности контакта.

Численное моделирование осуществляется на основе метода конечных элементов и явной схемы интегрирования уравнений движения во времени, реализованных в пакете LS-DYNA [9]. Используются конечные элементы сплошной среды с сокращенным интегрированием, характерные размеры которых для мишени составляют 4,0×4,0×3,7 мм, а для летящей пластины — 4,0×3,0×2,0 мм, что весьма близко к масштабам пространственной дискретизации в [4]. При решении задачи учитывается зависимость деформационных свойств материала от скорости деформации.

Результаты численных и экспериментальных исследований

Удар по нормали при $\varphi = 90^\circ$

Рассматриваются два опыта с соударением пластин по нормали (рис. 3). В первом опыте при скорости $V_0 = 160,8$ м/с мишень деформируется, но не пробивается. В этом опыте общий изгиб мишени незначительный. Во втором опыте, при скорости соударения $V_0 = 195,0$ м/с, летящая пластина — имитатор фрагмента оборвавшейся лопатки пробивает мишень насквозь и застревает в ней.

Эксперименты показывают, что видимый общий изгиб мишени во втором опыте появляется примерно через $t \sim 600$ мкс после начала соударения, что указывает на отсутствие влияния условий закрепления мишени на локальные деформации в зоне контакта пластин, по крайней мере на этапе активного взаимодействия. Необходимо также отметить, что в результате пробития мишени во втором опыте в верхней части отверстия формируются две локальные трещины.

Компьютерное моделирование процесса динамического деформирования показывает, что в мишени со стороны удара развиваются две очень локальные зоны повышенных деформаций на углах контакта с летящей пластиной. С противоположной стороны в мишени формируется область повышенных деформаций по всей ширине a ударяющей пластины. Изменения компонент тензора полных деформаций в наиболее нагруженной точке C со стороны удара приведены на рис. 4, а в наиболее нагруженной точке D тыльной стороны — на рис. 5. Из расчетов следует, что процесс активного деформирования длится примерно $t_a \sim 150$ мкс. Затем компоненты тензора деформации сохраняют почти постоянные значения. На этом этапе деформирования расчетный уровень максимальных скоростей деформаций со стороны удара достигает $\dot{\epsilon} \sim 4 \cdot 10^3$ с⁻¹, а с противоположной стороны — в два раза ниже: $\dot{\epsilon} \sim 2 \cdot 10^3$ с⁻¹.

Как видно из рис. 4 и 5, максимальные значения интенсивности полных деформаций со стороны удара и с противоположной стороны близки и достигают $\epsilon_i \sim 11...12\%$. Однако характер деформирования существенно различен. Со стороны удара доминируют сдвиговые деформации $\epsilon_{yz} \sim 7\%$ и $\epsilon_{zx} \sim 4,5\%$, что подтверждается экспериментом,

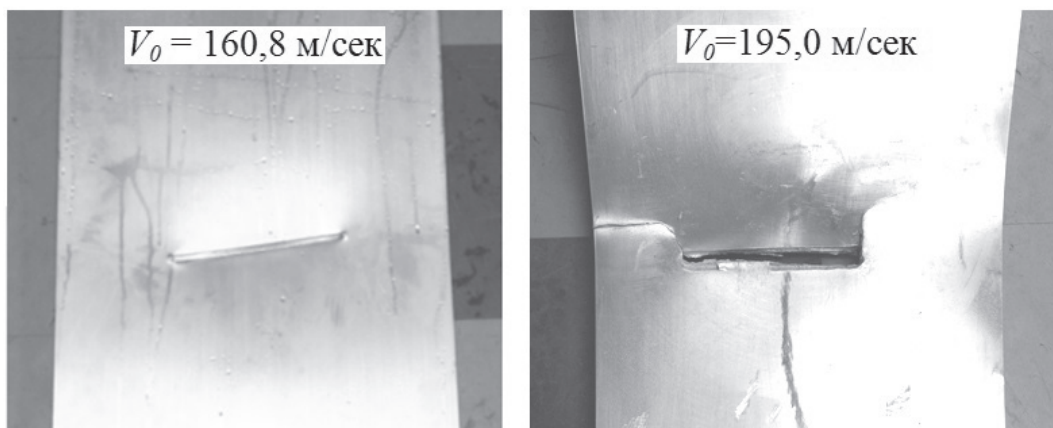


Рис. 3. Остаточные деформации и разрушение пластины при $\varphi = 90^\circ$

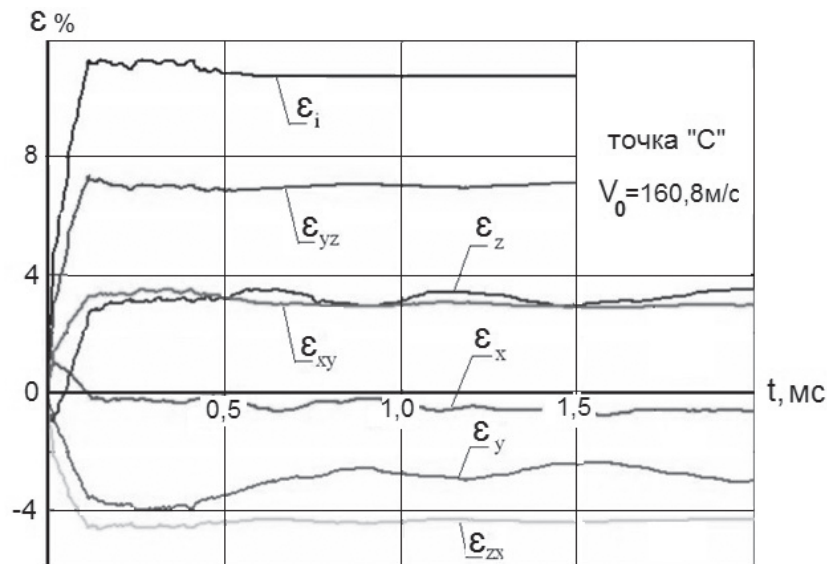


Рис. 4. Деформации в наиболее нагруженной точке C со стороны удара

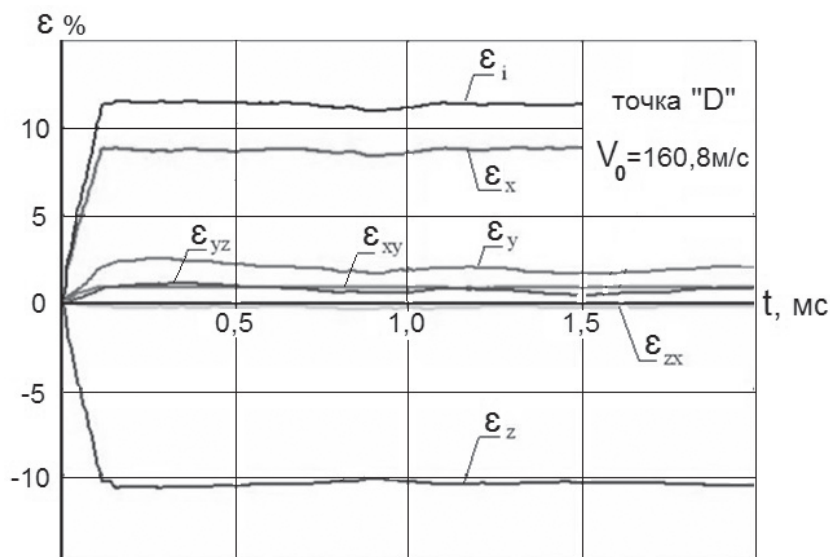


Рис. 5. Деформации в наиболее нагруженной точке D с тыльной стороны

в котором в рассматриваемой зоне со стороны удара формируется характерный сдвиг и срез материала мишени на глубину до 5 мм (рис. 6). С противоположной стороны (рис. 5) сдвиговые деформации существенно ниже. В этой области развиваются высокие растягивающие продольные деформации $\epsilon_x \sim 8\%$ и нормальные сжимающие деформации $\epsilon_z \sim -(10...11)\%$. Таким образом, в наиболее нагруженных зонах деформирование со стороны удара характеризуется интенсивным сдвигом, а с противоположной стороны — локальным растяжением мишени.

На рис. 6 приведены зависимости изменения параметра вида напряженного состояния Π [10] при $V_0 = 160,8 \text{ м/с}$ и схемы разрушения мишени для двух скоростей соударения. Из рис. 6 видно, что вид

напряженного состояния сохраняется до $t \sim 500...600 \text{ мкс}$. В течение этого времени происходит контактное взаимодействие пластины и мишени, вызывающее со стороны удара напряженное состояние, близкое к трехосному сжатию с локальным срезом материала мишени. С противоположной стороны развиваются высокие растягивающие напряжения σ_x, σ_y , остальные компоненты близки к нулю. Напряженное состояние в точке D — двухосное растяжение, приводящее к разрыхлению поверхностных слоев мишени со стороны, противоположной удару.

При увеличении скорости до $V_0 = 195 \text{ м/с}$ пластина пробивает мишень и застревает в ней. Этот предельный случай представляет особый интерес для выявления критериев разрушения. Анализ характера повреждения мишени в эксперименте по-

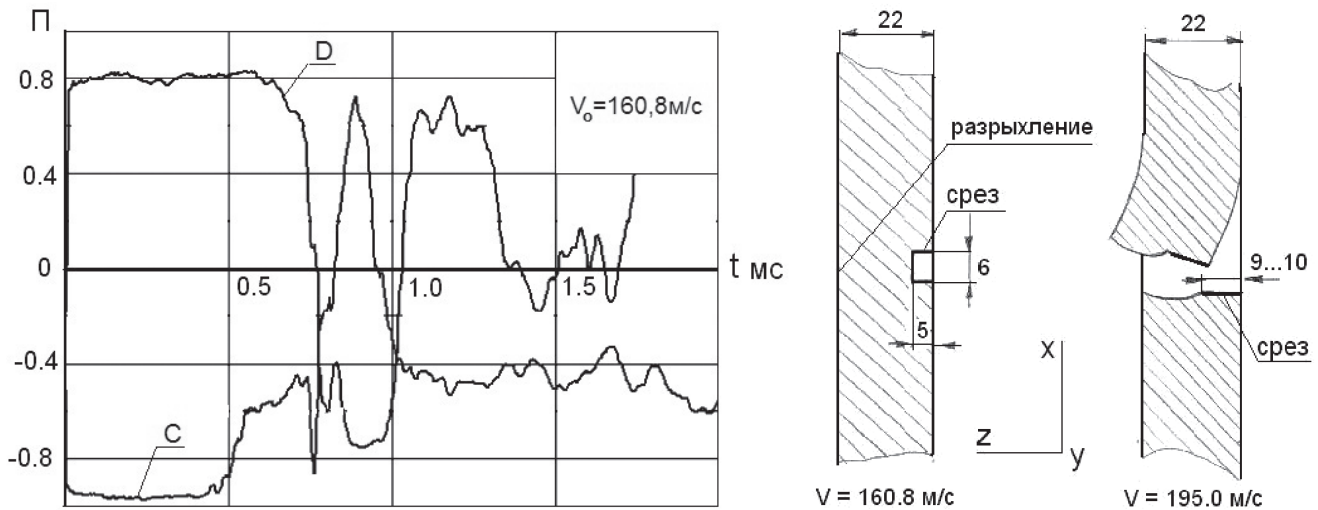


Рис. 6. Параметр вида напряженного состояния и характер разрушения мишеней

казывает, что разрушение со стороны удара обусловлено срезом по периметру зоны контакта, который смыкается с разрушением от высоких растягивающих напряжений с противоположной стороны.

Максимальная интенсивность полных деформаций реализуется в углах контактной зоны со стороны удара и достигает величины $\epsilon_i = 25,8 \%$, что более чем в два раза превышает соответствующее значение при скорости соударения $V_0 = 160,8$ м/с, хотя энергия удара возрастает примерно в 1,5 раза. Со стороны удара высокого уровня достигают сдвиговые деформации: $\epsilon_{yz} \sim 15 \%$. Активное деформирование развивается примерно в течение $t_a \sim 150...180$ мкс, что также несколько дольше. Возрастают скорости деформации со стороны удара до $\dot{\epsilon} = 5,0 \cdot 10^3$ с⁻¹, а с противоположной стороны мишени — до $\dot{\epsilon} = 1,8 \cdot 10^3$ с⁻¹. Максимальная интенсивность полных деформаций с тыльной стороны увеличивается до значения $\epsilon_i = 15 \%$, что примерно в 1,7 раза ниже максимальной интенсивности полных деформаций со стороны удара. Совокупность высоких деформаций сдвига (среза) со стороны удара и больших растягивающих деформаций с противоположной стороны приводит к образованию сквозного разрушения в зоне удара. Разрушение среза со стороны удара происходит в условиях трехосного сжатия, $\Pi \sim -0,95$, а с тыльной стороны — в условиях двухосного растяжения, $\Pi \sim +0,80$.

В эксперименте при ударе $V_0 = 160,8$ м/с титановая пластина врезается в алюминиевую мишень на глубину ~ 5 мм по всему периметру. При этом на противоположной стороне происходит характерное поверхностное разрыхление материала. При ударе

$V_0 = 195,0$ м/с пластина врезается в алюминиевый корпус на глубину до 9...10 мм. Далее происходит разрыв материала с тыльной стороны и сквозное пробитие. Процесс разрушения развивается в точке C в условиях трехосного сжатия ($\Pi = -0,95$) при высоких уровнях интенсивности полных деформаций $\epsilon_i = 25,8 \%$ и деформаций сдвига $\epsilon_{yz} = 16\%$.

Отметим, что при увеличении скорости соударения по нормали до $V_0 = 209...239$ м/с во всех опытах зафиксировано пробитие мишени. При сквозном пробитии мишени сгибаются по отверстию. При этом угол сгиба примерно одинаков и лежит в диапазоне $\gamma = 20^\circ...27^\circ$

Удар под углом $\phi = 60^\circ$

Рассмотрим соударение пластин под углом $\phi = 60^\circ$ в диапазоне скоростей $V_0 = 192...223$ м/с. С уменьшением угла наклона мишени (и увеличением ее толщины по линии удара) уровни локальных деформаций мишени снижаются и, соответственно, понижается вероятность пробития корпуса. Из семи проведенных опытов только в трех зафиксировано сквозное пробитие мишени. В остальных экспериментах в мишени со стороны удара образовались несквозные углубления до 8 мм. В результате ударов о мишень все титановые пластины получают остаточные изгибные деформации. На рис. 7 показаны два характерных вида пластин — имитаторов фрагмента лопатки после ударов о мишень. При сквозном пробитии мишени при скорости $V_0 = 201,3$ м/с подлетающая пластина изгибается меньше, чем в опыте $V_0 = 206,0$ м/с, когда мишень не пробивается. Поэтому из экспериментов можно сделать вывод, что кинетическая энергия летящей пластины не является критерием пробития.

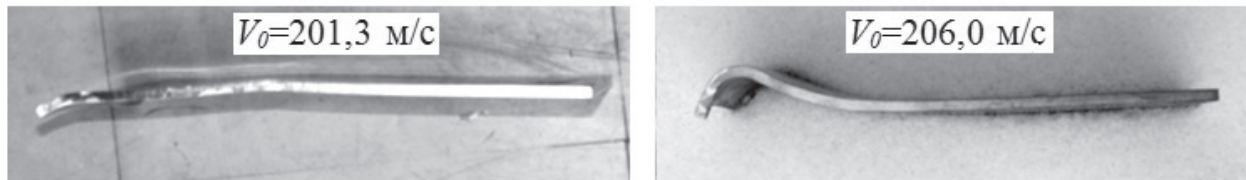


Рис. 7. Деформированные титановые пластины

Особенности соударения под углом $\varphi = 60^\circ$ проанализируем для двух случаев близких скоростей соударения $V_0 = 199,6$ м/с и $V_0 = 201,3$ м/с, которые различаются тем, что в первом случае мишень не пробивается, а во втором пробивается насквозь (рис. 8).

компоненты тензора деформации ϵ_x и ϵ_z . Растягивающая деформация развивается до уровня $\epsilon_x = 5,5\%$, а сжимающая деформация — $\epsilon_z = -7,0\%$. Интенсивность деформаций достигает $\epsilon_i = 7\%$. Со сто-

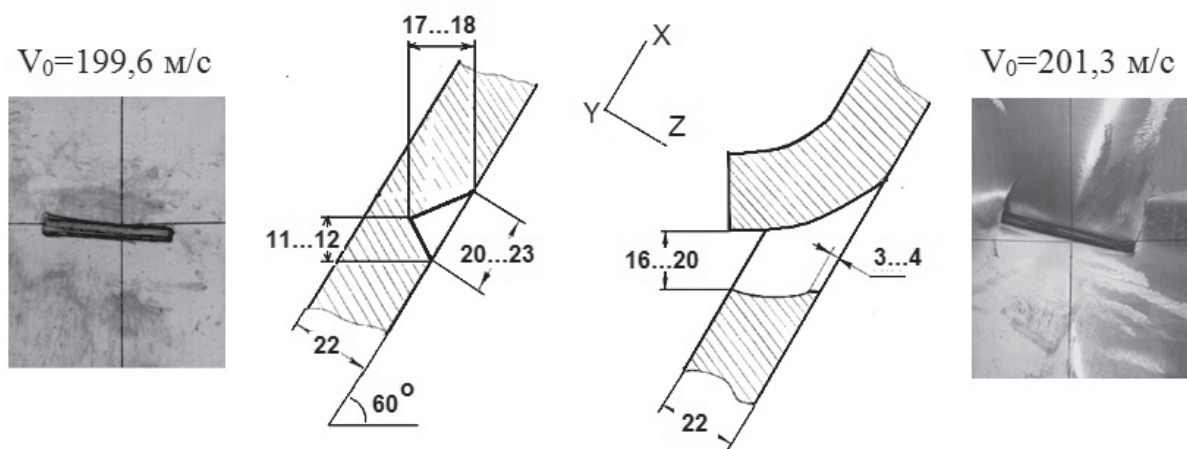


Рис. 8. Деформации мишеней после соударений с пластиной под углом $\varphi = 60^\circ$

При ударах по наклонной мишени на характер деформаций влияет трение между пластиной и мишенью. Зависимость деформационного процесса от трения между пластиной и мишенью при скорости $V_0 = 199,6$ м/с исследуется для двух значений коэффициента трения: $f = 0,2$ и $f = 1,0$. Расчеты показывают, что при увеличении трения с $f = 0,2$ до $f = 1,0$ время активной деформации увеличивается с $t_a \sim 50...60$ мкс до $t_a \sim 100..150$ мкс. Со стороны удара сдвиговая деформация мишени возрастает с $\epsilon_{zx} = 11,5\%$ до $\epsilon_{zx} = 16\%$, а интенсивность деформаций с $\epsilon_i = 14\%$ до $\epsilon_i = 19\%$. Скорости деформации в мишени достигают $\dot{\epsilon} = (6,3...7,5) \cdot 10^3$ с⁻¹. При значении коэффициента трения $f = 1,0$ расчетная форма пластины ближе к результатам опыта. Поэтому анализ расчетных данных проводится для большего значения коэффициента трения.

Деформации тыльной стороны мишени существенно отличаются от ее деформации со стороны удара как по уровню, так и по преобладающим компонентам. Здесь доминируют нормальные ком-

пONENTЫ тензора деформации ϵ_x и ϵ_z . Растягивающая деформация развивается до уровня $\epsilon_x = 5,5\%$, а сжимающая деформация — $\epsilon_z = -7,0\%$. Интенсивность деформаций достигает $\epsilon_i = 7\%$. Со сто-

роны удара реализуется срез в условиях трехосного сжатия, $\Pi \sim -0,95$, а с тыльной стороны — двухосное растяжение, $\Pi \sim +0,80$. При $f = 1,0$ длительность импульса напряжений $\Delta t \sim 500$ мкс.

Из рис. 8 видно, что в опыте при $V_0 = 199,6$ м/с реализуется удар «по линии», так как кромка летящей пластины ударяет по мишени почти горизонтально. В опыте с $V_0 = 201,3$ м/с угол наклона летящей пластины $\beta \sim 10^\circ$, и в начальный момент удара реализуется контакт в «точке». При таком контактном взаимодействии происходит дополнительная локальная концентрация деформаций в начальной точке контакта со стороны удара. В этой наиболее нагруженной точке: $\epsilon_i = 24,3\%$, $\epsilon_{yz} = 18\%$. Максимальные расчетные параметры с тыльной стороны (точка D) мало отличаются от параметров, полученных для удара при $V_0 = 199,6$ м/с.

Удар под углом $\varphi = 45^\circ$

При ударе под углом $\varphi = 45^\circ$ в диапазоне скоростей $V_0 = 210,8 \dots 218,8$ м/с пробитие мишени не

происходит. Характерной особенностью рассматриваемых угловых ударов титановой пластины по алюминиевой мишени является эффект «стамески» — локального деформирования и срезания части материала мишени в зоне соударения. В мишени со стороны удара образуется вмятина глубиной до 8 мм, шириной до 37 мм и длиной, равной ширине пластины. Анализ экспериментальных данных показывает, что при ударе под углом $\varphi = 45^\circ$ пластина взаимодействует с мишенью по кромке (контакт по «линии»). Расчеты показывают, что в этих случаях максимальная интенсивность деформации со стороны удара развивается в условиях трехосного сжатия $\Pi = -1,0$ и не превышает $\epsilon_i = 8\%$.

В заключение рассмотрим максимальные деформационные и энергетические параметры, зафиксированные в наиболее нагруженной точке C со стороны удара. Эти параметры для четырех характерных вариантов соударения пластин приведены в таблице. Зависимости изменения удельной энергии W и мощности деформаций N для этих вариантов нагружения представлены на рис. 9. Номера кривых соответствуют вариантам в таблице. Из рис. 9 видно, что во всех вариантах нагружения удельная энергия и мощность деформации со стороны удара (точка C) значительно выше, чем с противоположной стороны (точка D).

При близких скоростях соударения в вариантах нагружения 2 и 3 (соответственно $V_0 = 195$ м/с и

№	$\varphi, ^\circ$	$V_0, \text{ м/с}$	$\epsilon_i, \%$	$W, \text{ Дж/мм}^3$	$N, \text{ кВт/мм}^3$	Примечание
1	90	160,8	11,5	0,050	1,20	Вмятина
2	90	195,0	25,8	0,126	2,25	Пробитие
3	60	199,6	19,2	0,120	5,20	Вмятина
4	60	201,3	24,3	0,158	5,40	Пробитие

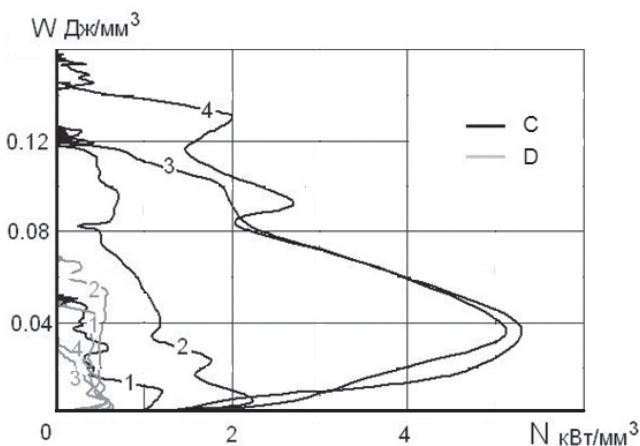


Рис. 9. Удельная энергия и мощность деформации

$V_0 = 199$ м/с) в точке C удельная энергия деформации и, особенно, мощность деформации при угловом ударе значительно выше, чем при ударе по нормали. Это обусловлено концентрацией деформаций в локальной области при начальном контакте «в точке» в варианте 3.

При более высокой удельной мощности и энергии деформаций в варианте 3 разрушение не происходит, а в варианте 2 происходит. Разрушение начинается со стороны удара в условиях трехосного сжатия, $\Pi \sim -1,0$ и интенсивного локального сдвига (среза). Показателем сдвига является интенсивность деформаций, достигающая $\epsilon_i = 25,8\%$, что в $\sim 1,3$ раза выше, чем в варианте 3. Интенсивность деформаций достигает близкого уровня в варианте 4: $\epsilon_i = 24,3\%$, в котором также происходит пробитие мишени. Таким образом, интенсивности полных деформаций $\epsilon_i = 24...25\%$ можно принять в качестве критерия динамической прочности материала мишени в рассматриваемом диапазоне углов и скоростей соударения.

Выводы

1. Во всех случаях нагружения $V_0 = 160...239$ м/с для углов соударения $\varphi = 45^\circ...90^\circ$ длительность процессов активной деформации $t_a = 50...150$ мкс. Максимальные скорости деформации развиваются со стороны удара и достигают $\dot{\epsilon} = (5...7) \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$. В процессе соударения во всех случаях со стороны удара в мишени реализуется напряженное состояние, близкое к трехосному сжатию $\Pi \sim -1,0$, а с противоположной стороны — состояние двухосного растяжения $\Pi \sim +0,80$.

2. Кинетическая энергия летящей пластины не является критерием пробития мишени. При равной или близкой кинетической энергии ударяющей пластины разрушение мишени в большей степени определяется условиями начального контактного взаимодействия («периметр», «линия», «точка»), влияющего на локализацию деформаций в мишени.

3. Во всех рассматриваемых случаях разрушение мишени начинается со стороны удара и характеризуется локальным сдвигом (срезом) материала в зоне контакта пластины и мишени. Показателем этого сдвига является интенсивность деформаций, которая может рассматриваться как критерий динамической прочности. Для рассматриваемого материала установлен расчетно-экспериментальный критерий динамической прочности: $\epsilon_i = 24...25\%$.

Библиографический список

1. *Lawrence C., Carney K. and Gallardo V.* Simulation of Aircraft Engine Blade-out Structural Dynamics, Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase, Toulouse, France, September 24–26, 2001, 19 p.
2. *Cosme N., Chevrolet D., Bonini J., Peseux B., Cartraud P.* Prediction of Engine loads and damages due to Blade-off event, Paper No. AIAA-2002-1666, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, CO, 22–25 April 2002, 9 p.
3. *Carney K.S., Lawrence C., Carney D.V.* Aircraft Engine Blade-Out Dynamics, 7th International LS-DYNA Users Conference, 2002, 10 p.
4. *Carney K.S., Perrira M., Revilock D., Mathney P.* Jet Engine Fan Blade Containment using Two Alternative Geometries, 4th European LS-DYNA Users Conference, Germany, Ulm, 2003, 9 p.
5. *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.
6. *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.
7. *Sinha S. K., Dorbala S.* Dynamic Loads in the Fan Containment Structure of a Turbofan Engine, *ASCE Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 22 (3), July 2009, pp. 260–269.
8. *Heidari M., Carlson D.L., Sinha S., Sadeghi R., Heydari C., Bayoumi H. and Son J.* An Efficient Multi-Disciplinary Simulation of Engine Fan-Blade out Event using MD Nastran, Paper No. AIAA-2008-2333, 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Schaumburg, IL, 7–10 April 2008, 12 p.
9. *Hallquist J.O.* LS-DYNA. Keyword User's Manual. Version 971, Livermore Software Technology Corporation, Livermore, 2007.
10. *Казakov Д.А., Капустин С.А., Коротких Ю.Г.* Моделирование процессов деформирования и разрушения материалов и конструкций. — Нижний Новгород: ННГУ, 1999. — 225 с.
11. *Рябов А.А., Романов В.И., Куканов С.С., Шмотин Ю.Н., Чупин П.В.* Динамическое деформирование консольной пластины при ударе // *Вестник Московского авиационного института*. 2011. Т. 18. №3. С. 266–273.
12. *Paul Du Bois, Murat Buyuk, Jeanne He, Steve Kan.* Development, Implementation and Validation of 3-D Failure Model for Aluminium 2024 for High Speed Impact Applications, 11th International LS-DYNA Users Conference, 2010, 28 p.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL CRITERION OF GAS TURBINE ENGINE HULL DYNAMIC STRENGTH IN CASE OF OPEN ROTOR BLADE OUT

Ryabov A.A.^{1*}, Romanov V.I.^{1**}, Kukanov S.S.^{1***}, Shmotin Yu.N.^{2****}, Gabov D.V.^{2*****}

¹ Sarov Engineering Center, Science and technology park «Sarov»,
3, Parkovaya str., Satis, Nizhny Novgorod region, 607328, Russia

² Scientific production association «Saturn»,
163, Lenin av., Rybinsk, 152912, Russia

* e-mail: alex.ryabov@saec.ru

** e-mail: romanov@saec.ru

*** e-mail: kukanov@saec.ru

**** e-mail: yuri.shmotin@npo-saturn.ru

***** e-mail: gabov_dv@mail.ru

Abstract

The solution of safety issues of gas turbine engines (GTE) for modern and advanced passenger aircrafts in emergency situations is a very important task of improving the reliability of aeronautical engineering. One of the possible and most severe accidents is a fan blade out of a running engine. In this case, the broken blade hits the engine hull at high velocity and may rupture it, which is impermissible. Numerical study of the blade and engine hull collision [1–8, 11, 12] shows that the process of dynamic deformation takes place under

complex stress conditions and characterized by high velocities and strain levels. Thus, we need reliable dynamic strength criteria to validate the engine's impact resistance. When the blade hits the engine hull, its body deformation is local. Hence, to develop the dynamic strength criteria, we can examine a collision of rectangular plates, where local deformation is very similar to that of a real engine in terms of a stress state, deformation levels and rates. The aim of this work is to investigate numerically the impact deformation and develop computational and experimental criteria of impact resistance.

In this work, we examine the mutual collision of a flying rectangular titanium plate of a constant thickness with a quiescent aluminum target plate of a constant thickness. The target size was selected so as to eliminate boundary conditions impact on local deformations. The studies are carried out in velocity ranges $V_0 \sim 160...239$ m/s at different impact angles: $\varphi = 90^\circ$ (normal impact), $\varphi = 60^\circ$ and $\varphi = 45^\circ$.

Experimental studies show that in the case of normal impact, at the impact velocity of $V_0 = 160,8$ m/s, the target is deformed, but not ruptured. At the impact velocity of $V_0 = 195,0$ m/s, the flying plate ruptures the target and gets stuck in it. For the impact angle of $\varphi = 60^\circ$, for two cases of similar impact velocities: $V_0 = 199,6$ m/s and $V_0 = 201,3$ m/s, the target did not penetrate in the first case and completely penetrated in the second case. At the impact angle of $\varphi = 45^\circ$ in the range of velocities $V_0 = 210,8...218,8$ m/s the target did not penetrate.

The problem of numerical simulation of is formulated in Lagrangian representation, the equation of motion is based on the principle of virtual operation. The equations of state are recorded in the form of the flow theory with kinematic and isotropic hardening. The mutual collision of the plates is investigated numerically by solving a non-stationary contact problem with variable boundaries. Numerical simulation is based on the finite element method and explicit time integration scheme, implemented in LS-DYNA [9].

The results of numerical simulations and their comparison to the experimental data show that the duration of the active deformation processes equals $t_a = 50...150$ μ s for all cases of loading $V_0 = 160...239$ m/s in the range of angles $\varphi = 45^\circ...90^\circ$. Maximum deformation rates develop at the impact side and reach $\dot{\epsilon} = (5...7) \cdot 10^3$ s⁻¹. During the mutual collision, in all cases the stress state close to triaxial compression ($\Pi \sim -1,0$ [10]) at the target impact side occurs, with biaxial extension ($\Pi \sim +0,80$ [10]) on the opposite side.

The flying plate kinetic energy is not the criterion of target rupturing. With equal or similar kinetic energy of the hitting plate, the target destruction is largely determined by the conditions of the initial contact interaction («perimeter», «line», «point») that affecting the localization of the target deformations.

In all considered cases the target destruction starts from the impact side and is characterized by the local shear (cut) in the contact zone of the plate and the target. The deformation intensity stands for the measure of this shear and can be considered as the dynamic strength criterion. For the considered material, we determine the design and experimental criterion of dynamic strength as $\epsilon_i = 24...25\%$.

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

References

1. Lawrence C., Carney K. and Gallardo V. *Simulation of Aircraft Engine Blade-out Structural Dynamics, Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase*, Toulouse, France, 24-26 September 2001, 19 p.
2. Cosme N., Chevrolet D., Bonini J., Peseux B. and Cartraud P. *Prediction of Engine loads and damages due to Blade-off event*, Paper No. AIAA-2002-1666, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, CO, 22-25 April 2002, 9 p.
3. Carney K.S., Lawrence C., Carney D.V. *Aircraft Engine Blade-Out Dynamics, 7th International LS-DYNA Users Conference*, 2002, 10 p.
4. Carney K.S., Perrira M., Revilock D., Mathney P. *Jet Engine Fan Blade Containment using Two Alternative Geometries, 4th European LS-DYNA Users Conference*, Germany, Ulm, 2003, 9 p.
5. Shmotin Yu.N., Ryabov A.A., Gabov D.V., Kukanov S.S. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2005, no. 9 (25), pp. 63-67.
6. Shmotin Yu.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 2006-4620), 9 -12 July 2006, Sacramento, CA, 8 p.
7. Sinha S.K., Dorbala S. Dynamic Loads in the Fan Containment Structure of a Turbofan Engine, *ASCE Journal of Aerospace Engineering*, 2009, vol. 22 (3), pp. 260-269.
8. Heidari M., Carlson D.L., Sinha S., Sadeghi R., Heydari C., Bayoumi H. and Son J. *An Efficient Multi-Disciplinary Simulation of Engine Fan-Blade out Event using MD Nastran*, Paper No. AIAA-2008-2333, 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Schaumburg, IL, 7-10 April 2008, 12 p.
9. Hallquist J.O. *LS-DYNA. Keyword User's Manual*. Version 971, Livermore Software Technology Corporation, Livermore, 2007.
10. Kazakov D.A., Kapustin S.A., Korotkikh Yu.G. *Modelirovanie protsessov deformirovaniya i razrusheniya materialov i konstruktii* (Modeling of deformation processes and materials and structural damages), Nizhnii Novgorod, NNGU, 1999, 225 p.
11. Ryabov A.A., Romanov V.I., Kukanov S.S., Shmotin Yu.N., Chupin P.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol.18, no. 3, pp. 266-273.
12. Paul Du Bois, Murat Buyuk, Jeanne He, Steve Kan. *Development, Implementation and Validation of 3-D Failure Model for Aluminium 2024 for High Speed Impact Applications, 11th International LS-DYNA Users Conference*, 2010, 28 p.