



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ЭНЕРГИИ НИЗКОСКОРОСТНОГО УДАРА НА ОСТАТОЧНУЮ ПРОЧНОСТЬ СИЛОВЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ ПКМ

Дударьков Ю.И., Лимонин М.В.

*ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия*

АННОТАЦИЯ

Приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований по влиянию энергии удара на остаточную прочность силовых панелей крыла. Объектом исследований являлись двухстрингерные панели силового кессона крыла из ПКМ с повреждениями обшивки, полученными при различных энергиях удара. В процессе испытаний оценивалась остаточная прочность панелей при осевом сжатии и напряженно-деформированное состояние зоны ударного повреждения с помощью тензометрии. Полученные результаты позволили определить зависимость остаточной прочности панели от энергии нанесенного удара. Показано, что существует пороговое значение энергии удара, после которого имеет место резкое снижение остаточной прочности панели в относительно узком диапазоне изменения энергии удара. Дальнейшее увеличение энергии не оказывает значительного влияния на остаточную прочность панели. Результаты экспериментальных исследований дали возможность сопоставить критические напряжения локальной потери устойчивости зоны повреждения со степенью повреждения матрицы композиционного пакета при разных уровнях энергии удара. Полученные данные дают потенциальную возможность моделировать ударные повреждения композита в крупных силовых агрегатах конструкции планера летательного аппарата, не прибегая к сложным и трудоемким математическим моделям. В целом, результаты выполненных экспериментальных работ подтвердили предположение, что механизм разрушения композита при наличии ударного повреждения связан с его локальной потерей устойчивости вследствие снижения характеристик жесткости поперечного сдвига пакета.

Ключевые слова: слоистый композит; ударное повреждение; локальная устойчивость; поперечный сдвиг; расчетная модель; остаточная прочность

EXPERIMENTAL STUDIES OF LOW-VELOCITY IMPACT ENERGY EFFECT ON RESIDUAL STRENGTH OF COMPOSITE STRUCTURAL PANELS

Dudarkov Yu.I., Limonin M.V.

*FAI «Central Aerohydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky»,
Zhukovsky, Russia*

ABSTRACT

The results of computational and experimental studies on the influence of impact energy on the residual strength of wing structural panels are presented. The object of research was two-

stringer wing-box composite panels with skin damage at different impact energies. During the tests, the residual strength of the panels under axial compression were evaluated and the stresses and strains state in the impact damage region were estimated with the use of strain gauge dates. The obtained results allowed to determine the dependence of the panel residual strength on the impact energy. It is shown that there is a threshold value of impact energy, after which there is a sharp decrease in the panel residual strength in a relatively small range of impact energy. The further increase of energy has no significant effect on the panel residual strength. The results of experimental studies made it possible to compare the critical stresses of local buckling in damaged region with the level of composite matrix failure at various impact energies. The latter allows to reasonably simulate the impact failures of laminate in large structural parts of an aircraft without using complex and time-consuming mathematical models. In general, the results of experimental studies confirmed the assumption that the mechanism of composite failure in the presence of impact damage is associated with its local buckling due to a decrease in the stiffness characteristics of the transverse shear of the laminate.

Keywords: laminated composite; impact damage; local buckling; transverse shear; numerical model; residual strength

ВВЕДЕНИЕ

Проблема влияния ударных повреждений на остаточную прочность слоистого композита весьма актуальна и широко обсуждается в научной и технической литературе [1-8]. Причина тому – резкое снижение прочности композита (в 1.5-2 раза) при низкоскоростном ударном воздействии, что в значительной мере оказывает влияние на эффективность применения ПКМ в силовых агрегатах конструкции планера летательного аппарата [8-10]. В настоящее время критерии разрушения композита при наличии эксплуатационно-технологических повреждений устанавливаются в основном экспериментально, путем испытания соответствующих элементарных и конструктивно-подобных образцов, что требует значительных материальных затрат. Вполне понятно, что в этой ситуации возрастает интерес к виртуальному моделированию ударного повреждения и установлению соответствующих критериев разрушения расчетным путем. Разрабатываются различные подходы к моделированию композита в зоне ударного повреждения и методам оценки его остаточной прочности. В большинстве этих подходов лежит предположение, что нанесенный удар вызывает расслоение композита, и при приложении нагрузки происходит процесс прогрессирующего увеличения зон расслоения, приводящий к его разрушению. Для моделирования этого процесса используются численные методы расчета и весьма подробные трехмерные модели композита. Построение таких моделей требует применения специальных интерфейсных элементов и дополнительных экспериментальных данных для описания состояния композита в зоне удара и критериев развития расслоения. В том числе, это касается определения размеров зон расслоения и их распределения по толщине пакета. Лишь при этих условиях получается достаточно хорошее согласование расчетных и экспериментальных результатов. Таким образом, подобные подходы к проблеме нельзя отнести к чисто теоретическим, поскольку их применение требует привлечения дополнительных экспериментальных данных. Следует отметить, что реализация подобных подходов – весьма трудоемкая процедура, в силу большой размерности модели и использования нелинейных методов расчета. Применение таких моделей к анализу остаточной

прочности крупных силовых агрегатов конструкции является достаточно сложной задачей.

В работе [11] предлагается несколько иной подход к механике разрушения композита при наличии ударного повреждения. В его основе лежит предположение о том, что механизм разрушения композита связан с его локальной потерей устойчивости в зоне повреждения. В отличие от изотропных материалов, в слоистых композитах деформации поперечного сдвига могут оказывать значительное влияние на его устойчивость в силу большой анизотропии характеристик в продольном и поперечном направлениях. При низкоскоростном ударном воздействии на композиционный пакет происходит дефрагментация его матрицы в зоне повреждения и, как следствие, снижение характеристик сдвиговой жесткости в поперечном направлении (модулей поперечного сдвига композиционного пакета). В результате этого возникают условия для локальной потери устойчивости композита в зоне повреждения, которая в силовых элементах конструкции может приводить к их разрушению. Был выполнен комплекс расчетно-параметрических исследований с привлечением имеющихся экспериментальных данных, результаты которых подтвердили правомерность предложенного подхода к рассмотрению механики разрушения композиционных конструкций при наличии в них ударных повреждений. Получены типовые зависимости критических напряжений локальной потери устойчивости композита от степени повреждения матрицы пакета и размеров повреждения. Показано, что существует пороговое значение степени повреждения матрицы пакета, после которого наблюдается резкое снижение критических напряжений локальной потери устойчивости поврежденной зоны конструкции. Вполне очевидно, что степень повреждения матрицы композиционного пакета зависит от энергии нанесенного удара, т.е. существует корреляционная связь между ними. Установить такую связь можно на основе расчетно-экспериментального подхода, сопоставляя при разных энергиях удара величину остаточной прочности композита с теоретической зависимостью критических напряжений локальной потери устойчивости от степени повреждения матрицы пакета. С этой целью в рамках данной работы был выполнен цикл экспериментальных работ по определению остаточной прочности композиционной панели при различных энергиях удара. Полученные экспериментальные результаты легли в основу определения указанной корреляционной зависимости, а также позволили подтвердить ранее полученные теоретические выводы.

1. ОБЪЕКТ И МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

Объектом испытаний являлась двухстрингерная панель размером 247 × 490 мм в плане (где 247 мм – ширина нагружаемого торца панели, 490 мм – длина панели) из слоистого углепластика. Геометрические размеры сечения панели показаны ниже на рис.1.

Упругие характеристики обшивки и стрингеров идентичные, что обеспечивалось одинаковой укладкой монослоев в них. Стенка стрингера имела двойную толщину по сравнению с обшивкой. Для проведения эксперимента использовались семь однотипных образцов с разными энергиями удара. Удар наносился в обшивку между стрингерами в геометрическом центре панели. Использовалось специально предназначенное для этих целей

промышленное устройство (копер), позволяющее задавать требуемую энергию удара в достаточно широком диапазоне ее изменения. Ударник имел полусферическую форму с диаметром 25.4 мм. По результатам неразрушающего ультразвукового контроля (эхо-импульсного) определялись границы повреждения. В таблице 1 приведены результаты измерений.

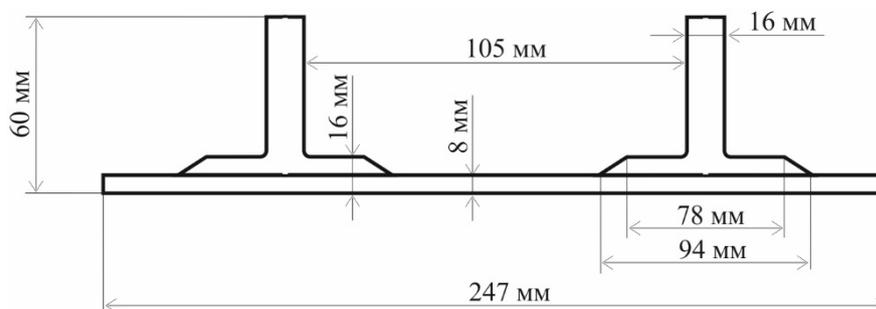


Рис.1. Размеры сечения экспериментальной панели.

Таблица 1.

№ образца	E , Дж	Глубина вмятины, мм	Размер повреждения, длина×ширина, мм
1	0	0	–
2	30	0.03	не выявлено
3	40	0.14	12×13
4	50	0.13	11×11
5	60	0.14	23×25
6	100	0.27	33×32
7	200	0.43	60×34

Для контроля напряженно-деформированного состояния образца использовались одиночные тензорезисторы. В основном они располагались вблизи или непосредственно в зоне повреждения. Расположение датчиков определялось по результатам УЗК контроля, устанавливающего границы повреждения. На рис.2 показана типовая схема тензометрии образца.

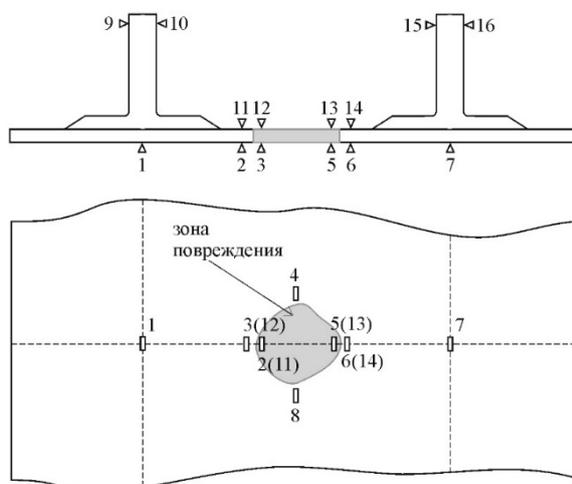


Рис.2. Схема расположения тензорезисторов на образце.

Образцы нагружались одноосным сжатием вдоль расположения стрингеров. Продольные кромки панели были свободными. Центрирование каждой панели с ударным повреждением (совмещение оси нагружающего устройства с положением центра жесткости панели) выполнялось путем пробных нагружений по показаниям тензорезисторов (1, 7, 9, 10, 15, 16). В процессе нагружения фиксировалась нагрузка разрушения образца и снимались показания тензорезисторов. Средние разрушающие напряжения образца получались делением разрушающей нагрузки на его площадь поперечного сечения.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

В Таблице 2 представлены данные по остаточной прочности образцов при различных уровнях энергии удара E .

Таблица 2.

№ образца	E , Дж	P , кгс	F , мм ²	σ , кгс/мм ²	Характер разрушения
1	0	270900	5362	50.6	Смятие торца
2	30	246400	5492	44.9	Смятие торца
3	40	254400	5484	46.4	Смятие торца + разрушение по месту удара
4	50	253800	5406	47.0	Разрушение по месту удара
5	60	186000	5374	34.6	Разрушение по месту удара
6	100	174900	5354	32.7	Разрушение по месту удара
7	200	160100	5383	29.8	Разрушение по месту удара

где: P – разрушающая нагрузка, F – площадь поперечного сечения панели, σ – средние разрушающие напряжения.

Ниже на рис.3 показаны типичные картины разрушения панелей при разных уровнях энергии удара.

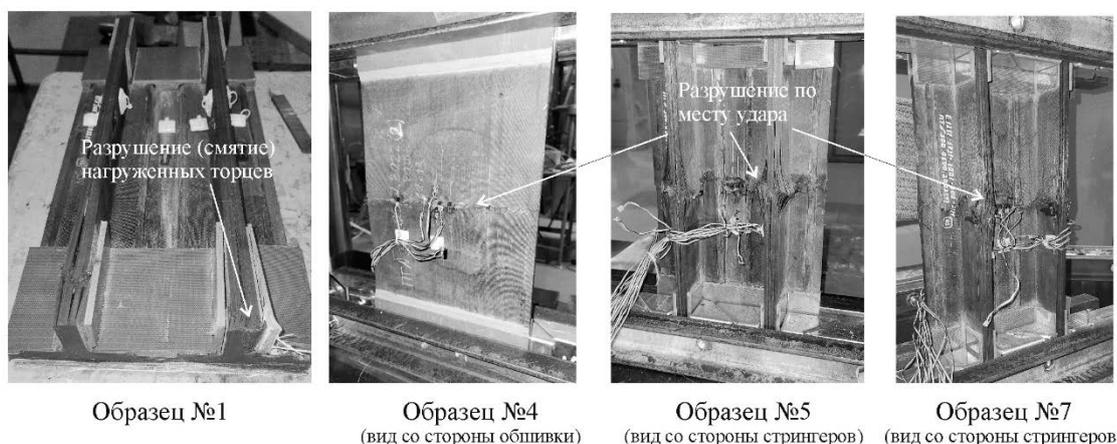


Рис.3. Вид разрушения панелей при разных уровнях энергии удара.

При испытании панели без ударного повреждения (№1) происходило смятие нагруженного торца и частичное расслоение стрингеров по средней плоскости. Аналогичная ситуация имела место и при энергии удара 30 Дж. Визуально и инструментальными методами измерений признаков разрушения по месту удара образца панели №2 не обнаружено. В данном случае причиной разрушения панелей №1 и №2 явилось наличие краевых эффектов на свободных торцах, которые вызывали преждевременное разрушение по сравнению с расчетным уровнем прочности композиционного пакета. Подобная ситуация практически всегда возникала при испытаниях панелей и других типоразмеров, когда уровень действующих напряжений сжатия превосходил 45-50 кгс/мм². Более подробную информацию по краевым эффектам на свободных кромках композита можно получить в публикациях [12,13]. При энергии удара $E = 40$ Дж наблюдалось, как смятие торца образца панели №3, так и ее разрушение по месту удара. Эту величину энергии можно рассматривать как пороговую с точки зрения влияния удара на остаточную прочность панели, после которой разрушения происходили только по месту удара. Наибольшее снижение разрушающей нагрузки наблюдается в диапазоне изменения энергии удара $E = 50-60$ Дж (образцы панели №5 и 6). Далее, даже при значительном увеличении энергии удара, остаточная прочность панели изменяется слабо. Вид разрушения при энергии удара $E \geq 40$ Дж практически одинаковый. Полученные экспериментальные результаты дают возможность построить зависимость остаточной прочности панели от энергии нанесенного ударного повреждения, на рис.4 она представлена в виде разрушающих напряжений.

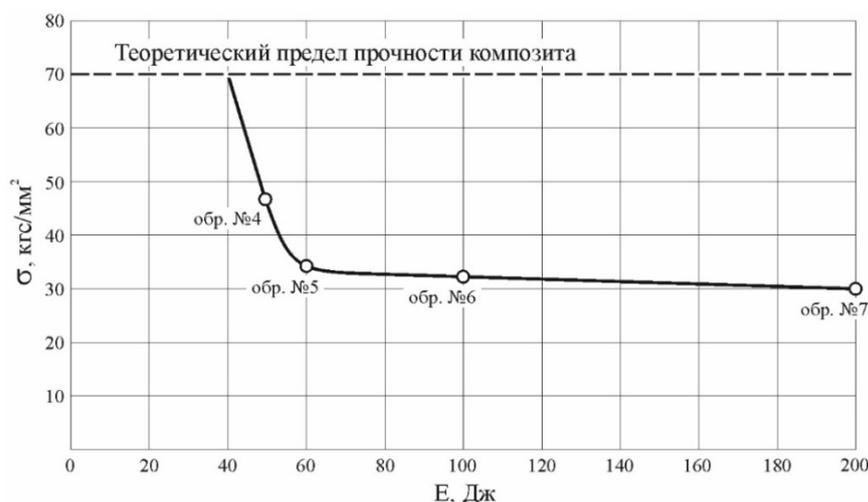


Рис.4. Остаточная прочность панели при различной энергии удара.

Экспериментально получить фактическую прочность панели без повреждения, а также при малых энергиях удара (20 Дж, 30 Дж) не удалось из-за незачетности ее разрушения – расслоения торцов. В связи с этим график был экстраполирован на теоретический предел прочности композиционного пакета панели. Полученная зависимость наглядно показывает, что в диапазоне энергии удара $E = 40-60$ Дж наблюдается резкое снижение остаточной прочности панели.

Обратимся теперь к анализу тензометрии, полученной в процессе испытаний. Ниже на рис.5 приведены наиболее характерные графики показаний датчиков деформаций при энергиях удара $E = 50$ Дж и $E = 100$ Дж. Нумерация тензорезисторов (датчиков – Д) показана на рис.2.

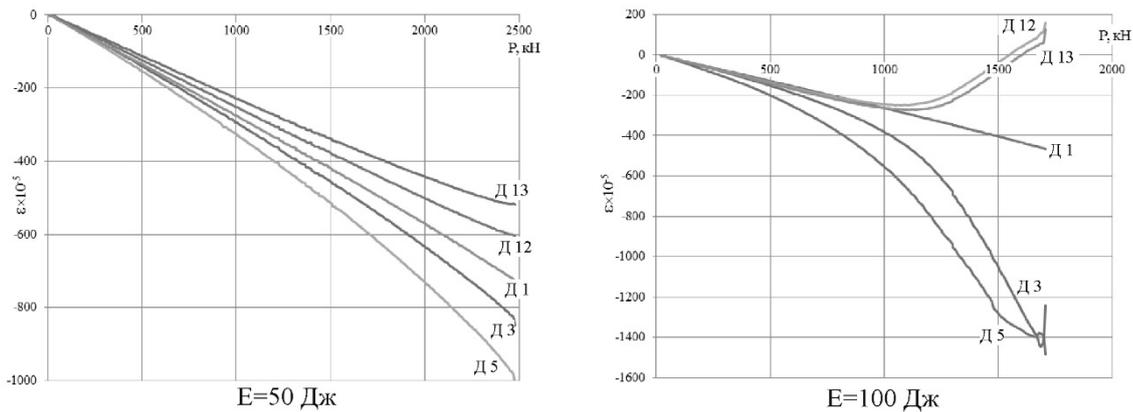


Рис.5. Показания тензометрии на панелях с ударами $E = 50$ Дж и $E = 100$ Дж.

При энергии удара $E = 50$ Дж деформации возрастают практически линейно во всем диапазоне нагружения панели вплоть до ее разрушения. Это свидетельствует о том, что зона повреждения воспринимает нагрузку вплоть до момента разрушения панели, т.е. при низкоскоростном ударе волокна композита не разрушаются. Разность показаний парных датчиков (Д 3, Д 12), расположенных на внешней и внутренней сторонах обшивки, указывает на то, что в зоне повреждения развивается моментное деформированное состояние, вызванное наличием остаточной ударной вмятины. При энергии удара $E = 100$ Дж наблюдается значительная нелинейность в показаниях датчиков деформаций Д 3 и Д 12, когда нагрузка начинает превышать величину $P > 1000$ кН. Это вызвано большой величиной энергии нанесенного удара и, как следствие, большим объемом зоны повреждения и степенью дефрагментации матрицы композита. Происходит интенсивное выпучивание зоны ударного повреждения, которое заканчивается ее локальной потерей устойчивости и разрушением панели.

3. РАСЧЕТНОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

В целях расчетного сопровождения эксперимента была сформирована конечно-элементная модель панели. Моделирование проводилось на основе изгибно-мембранных ортотропных конечных элементов с отдельным заданием обобщенных характеристик изгибной и сдвиговой жесткости в поперечном направлении G_{xz} и G_{yz} . Зона ударного повреждения обшивки между стрингерами представлялась в виде круговой области с характеристиками поперечной жесткости, отличными от основной конструкции панели. Модули упругости поперечного сдвига композиционного пакета в этой области задавались выражением $G_{var} = (1 - k_G)G_0$, где G_0 – модуль упругости поперечного сдвига неповрежденного пакета композита. Модули G_{xz} и G_{yz} вычислялись по методике, изложенной в работе [14]. В расчетах использовался наибольший из них. Коэффициент k_G характеризовал степень снижения модуля поперечного сдвига в зоне ударного повреждения. Этот коэффициент имеет интегральный характер, поскольку объединяет все виды разрушений, которые произошли с матрицей композиционного пакета, т.е. степень ее дефрагментации, наличие расслоений

и т.д. Граничные условия на торцах панели соответствовали ее опиранию в испытательной машине при одноосном сжатии.

Априори, без привлечения экспериментальных данных и опираясь только на расчетные методы, задать коэффициент k_G , соответствующий той или иной энергии удара, весьма проблематично. Поэтому основной задачей расчетного сопровождения эксперимента было определение значения этого коэффициента, используя полученные экспериментальные данные по остаточной прочности панели при различных энергиях нанесенного удара. Фактически это означало решение обратной задачи. Считалось, и это подтверждено расчетными и экспериментальными данными, что локальная потеря устойчивости композита в зоне ударного повреждения приводит к исчерпанию несущей способности панели. Для решения обратной задачи был выполнен цикл параметрических расчетов по определению критических напряжений потери устойчивости панели при различных значениях модуля поперечного сдвига в зоне ударного повреждения. Результаты этих расчетов показаны на рис.6 в виде зависимости критических напряжений от коэффициента k_G .

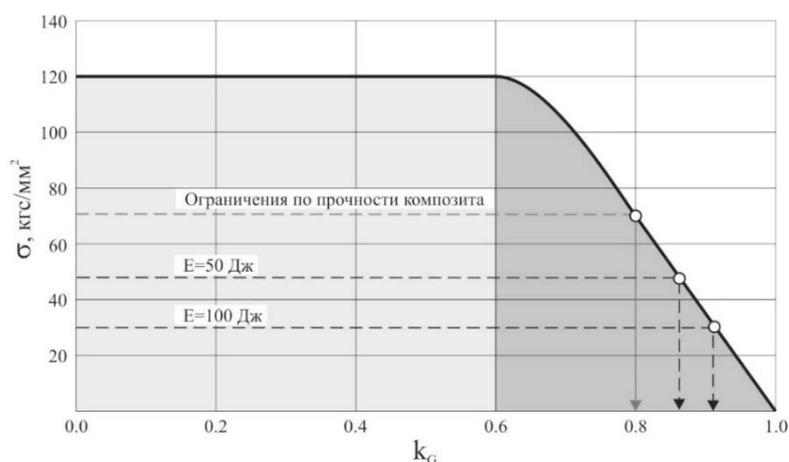


Рис.6. Зависимость критических напряжений от коэффициента k_G для экспериментальной панели.

Расчеты проводились при разных диаметрах зоны повреждения. Диаметр круговой области определялся из условия равенства площадей прямоугольника с замеренными размерами повреждения и эквивалентного круга. Однако размеры повреждения незначительно влияли на полученные результаты. Показанный на рис.6 график соответствует диаметру зоны повреждения 25 мм. На графике можно выделить две характерные зоны по степени влияния деградации матрицы пакета на критические напряжения потери устойчивости панели $k_G = 0-0.6$ и $k_G = 0.6-1.0$. В первой зоне ударные повреждения не сказываются на величине критических напряжений, и потеря устойчивости панели происходит по общей форме, показанной ниже на рис.7а. В реальных условиях эксперимента достичь критических напряжений общей потери устойчивости панели невозможно, поскольку они превосходят предел прочности композиционного пакета (70 кгс/мм^2). Более того, как уже отмечалось, в эксперименте этому препятствовало смятие торцов панели. Во второй зоне происходит локальная потеря устойчивости области ударного повреждения и резкое снижение несущей

способности панели. На рис.7б показана одна из форм потери устойчивости зоны повреждения для $k_G = 0.8$.

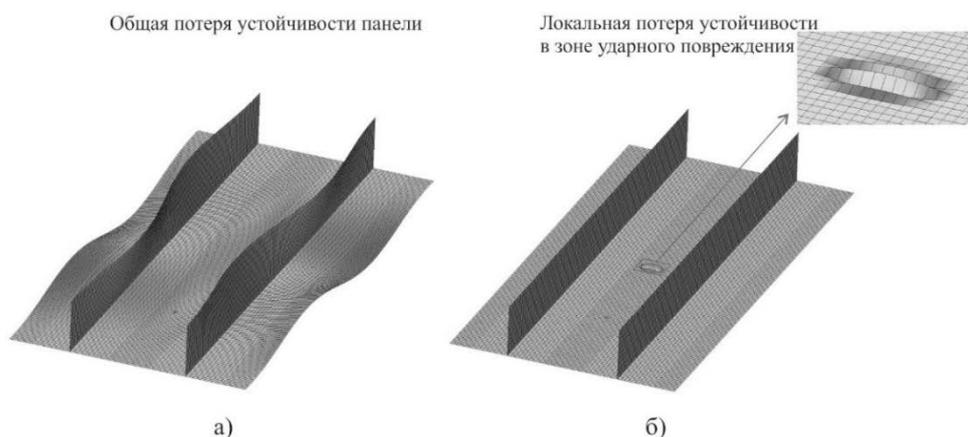


Рис.7. Формы потери устойчивости при различных значениях коэффициента k_G .

Как правило, локальная потеря устойчивости происходит с образованием нескольких полуволн, число которых увеличивается по мере возрастания степени повреждения матрицы (коэффициента k_G). При этом наблюдается сжатие спектра собственных значений задачи ($\lambda_1 \leftarrow \lambda_2 \leftarrow \lambda_3 \dots$), т.е. зона повреждения стремится к состоянию безразличного равновесия, когда практически при одной и той же нагрузке могут реализовываться различные формы потери устойчивости.

Полученные расчетные и экспериментальные результаты дают возможность сопоставить энергию нанесенного удара и степень деградации матрицы композиционного пакета, выраженную в виде коэффициента k_G . Схема такого сопоставления показана на рис.6, а на рис.8 – полученный результат в виде зависимости коэффициента k_G от энергии удара.

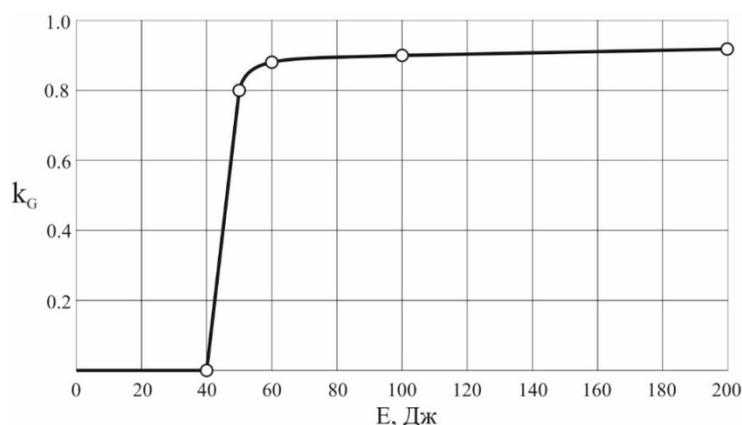


Рис.8. Зависимость коэффициента k_G от энергии удара.

Как уже отмечалось выше, получить экспериментальные данные по фактической прочности панелей при уровнях ударных повреждений $E < 40$ Дж не удалось. В силу ограниченного объема полученных экспериментальных данных, график на рис.8 дополнен прямой $k_G = 0$ на интервале изменения энергии удара $E = 0-40$ Дж. Основанием для этого может служить следующее

обстоятельство. Из теоретического графика зависимости критических напряжений от коэффициента k_G (см. рис.6) следует, что при малой степени повреждения матрицы композита $k_G \leq 0.6$ несущая способность панели будет определяться ограничением по прочности и не следует ожидать локальной потери устойчивости композита, т.е. вполне допустимо при малых энергиях удара положить $k_G = 0$. В таком варианте график более полно воспроизводит характер реакции панели на ударные повреждения. Так, скачкообразное возрастание коэффициента k_G свидетельствует о том, что происходит смена форм равновесия панели – общая форма потери устойчивости панели сменяется на локальную форму потери устойчивости композита. Рассмотрение графика, в частности, дает основание полагать, что в эксперименте практически было достигнуто пороговое значение энергии удара $E = 40$ Дж, после которого наблюдается резкое снижение остаточной прочности панели. Это дает возможность предполагать, что при $E < 40$ Дж разрушение панели происходило бы по достижении предела прочности композита даже при отсутствии смятия ее торцов. Относительно слабое влияние изменения энергии удара на коэффициент k_G в интервале $E = 50-200$ Дж дает возможность задавать его величину порядка 0.8-0.95 при моделировании ударных повреждений в крупных агрегатах конструкции из ПКМ, не прибегая к сложным трехмерным моделям.

Пример такого моделирования ударного повреждения в конструкции композиционного кессона крыла показан на рис.9.

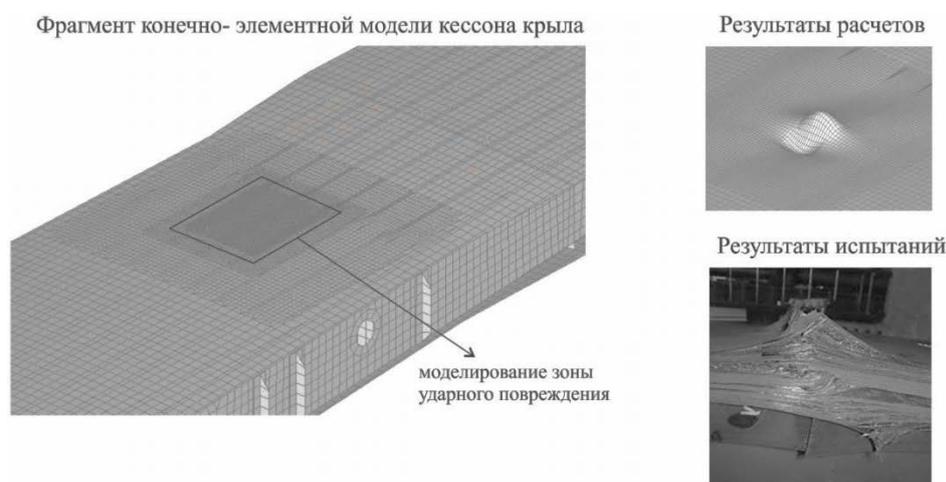


Рис.9. Моделирование ударного повреждения в кессоне крыла.

Конечно-элементная модель кессона сформирована в основном из изгибно-мембранных элементов. В зоне нанесения ударного повреждения в обшивку между стрингерами ($E = 140$ Дж) выполнялось постепенное сгущение расчетной сетки до уровня, позволяющего описать формы локальной потери устойчивости области повреждения. Непосредственно в зоне повреждения модули упругости поперечного сдвига элементов задавались в виде $G = 0.1G_0$, что соответствовало коэффициенту $k_G = 0.9$ при указанном уровне энергии удара на графике, приведенном на рис.8. Расчет устойчивости кессона выполнялся в бифуркационной постановке задачи. Среди собственных форм потери устойчивости находилась форма, соответствующая локальной форме потери устойчивости зоны повреждения и определялась критическая нагрузка. Кессон

испытывался на случай нагружения «изгиб вверх». Разрушение кессона произошло в сечении по месту удара, при нагрузке, отличающейся от расчетной менее чем на 5%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В целом, выполненные экспериментальные исследования по влиянию энергии низкоскоростного ударного повреждения на остаточную прочность двухстрингерной панели из ПКМ подтвердили основные теоретические выводы, сделанные ранее в работе [11]. Показано, что механика разрушения панели может быть связана с локальной потерей устойчивости композита в зоне повреждения. Существует пороговое значение энергии удара, после которого имеет место резкое снижение остаточной прочности панели. Подтверждено предположение, что в достаточно широком диапазоне изменения энергии удара (в данном случае $E = 50-200$ Дж) снижение остаточной прочности будет относительно небольшим. Критические напряжения локальной потери устойчивости определяются степенью снижения модулей упругости поперечного сдвига композиционного пакета, вызванного дефрагментацией матрицы и его расслоением. Экспериментально полученная зависимость остаточной прочности панели от энергии удара позволила определить степень снижения характеристик поперечного сдвига пакета путем решения обратной задачи – определение значений k_G по имеющимся экспериментальным данным. Полученная зависимость этого коэффициента от энергии удара показала его относительно слабую зависимость от энергии нанесенного удара, где может проявиться эффект локальной потери устойчивости композита. Это дает потенциальную возможность на ранних стадиях проектирования конструкций из ПКМ моделировать ударные повреждения в крупных агрегатах конструкции, опираясь на полученные в данной работе результаты.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Advisory Circular (AC) No: 20-107B, Composite Aircraft Structure – USA: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009. – 38 p.*
2. *The composite materials handbook MIL-HDBK-17: Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. Volume 3. – Kansas: Wichita, 2002. – 693 p.*
3. Abrate S. *Impact on composites structures. – Cambridge: Cambridge University Press, 1998. – 289 p.*
4. Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J-J. *Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements // Int. Journal of Solid and Structures. – 2009. – Vol.46. – Iss.14-15. – Pp.2809-2821.*
5. Chen J-F., Morozov E.V., Shankar K. *Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2014. – Vol.61. – Pp.185-200.*
6. Мартиросов М.И., Медведский А.Л., Хомченко А.В. *Поведение слоистых элементов конструкций из полимерного композита с внутренними дефектами при нестационарных воздействиях // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2020. – Т.26. – №2. – С.259-268.*
7. Голован В.И., Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. *Несущая способность панелей из композиционных материалов при наличии эксплуатационных повреждений // Труды МАИ. – 2020. – №110.*

8. Голован В.И., Гришин В.И., Дзюба А.С., Замула Г.Н., Лимонин М.В., Дударьков Ю.И., Писарев В.С., Балунов К.А. *Проектирование, расчёты и статические испытания металлокомпозитных конструкций*. – М.: Техносфера, 2022. – 407 с.
9. Замула Г.Н., Колесник К.А. *Весовая и топливная эффективности применения композиционных материалов в авиаконструкциях* // Полет. – 2018. – №2. – С.12-19.
10. Замула Г.Н., Колесник К.А. *Способы повышения весовой эффективности применения композитных конструкций* // Полет. – 2018. – №10. – С.14-24.
11. Дударьков Ю.И., Лимонин М.В. *Локальная устойчивость слоистого композита в зоне ударного повреждения* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2023. – Т.29. – №1. – С.35-53.
12. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. *Эффект свободной кромки в слоистых композитах* // Авиационная промышленность. – 2012. – №4. – С.48-53.
13. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. *Расчетная оценка влияния краевых эффектов на свободной кромке отверстия на прочность слоистых композитов* // Заводская Лаборатория. Диагностика материалов. – 2017. – Т.83. – №3. – С.59-64.
14. Дзюба А.С., Дударьков Ю.И., Лимонин М.В. *Расчет эквивалентных модулей поперечного сдвига слоистого композиционного пакета* // Ученые записки ЦАГИ. – 2020. – Т.LI. – №1. – С.80-90.

REFERENCES

1. *Advisory Circular (AC) No: 20-107B, Composite Aircraft Structure*. USA, Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009, 38 p.
2. *The composite materials handbook MIL-HDBK-17: Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. Volume 3*. Kansas, Wichita, 2002, 693 p.
3. Abrate S. *Impact on composites structures*. Cambridge, Cambridge University Press, 1998, 289 p.
4. Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J-J. *Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements*. Int. Journal of Solid and Structures, 2009, Vol.46, Iss.14-15, Pp.2809-2821.
5. Chen J-F., Morozov E.V., Shankar K. *Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2014, Vol.61, Pp.185-200.
6. Martirosov M.I., Medvedskiy A.L., Khomchenko A.V. *Povedenie sloistykh ehlementov konstruksij iz polimernogo kompozita s vnutrennimi defektami pri nestatsionarnykh vozdeystviyakh [Behavior of laminated structural elements made of polymer composite with internal defects under nonstationary influences]*. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2020, Vol.26, No.2, Pp.259-268.
7. Golovan V.I., Dudarkov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. *Nesushhaya sposobnost' panelej iz kompozitsionnykh materialov pri nalichii ehkspluatatsionnykh povrezhdenij [Load bearing capacity of composite panels with in-service damages]*. Trudy MAI, 2020, No.110.
8. Golovan V.I., Grishin V.I., Dzuba A.S., Zamula G.N., Limonin M.V., Dudarkov Yu.I., Pisarev V.S., Balunov K.A. *Proektirovanie, raschyoty*

i staticheskie ispytaniya metallokompozitnykh konstruksij [Design, analysis and static testing of metal-composite structures]. Moskva, Tekhnosfera, 2022, 407 p.

9. Zamula G.N., Kolesnik K.A. *Vesovaya i toplivnaya ehffektivnosti primeneniya kompozitsionnykh materialov v aviakonstruksiyakh [Weight-savings and fuel efficiency due to composites application in aerostructures]. Polet, 2018, No.2, Pp.12-29.*
10. Zamula G.N., Kolesnik K.A. *Sposoby povysheniya vesovoj ehffektivnosti primeneniya kompozitnykh konstruksij [Weight-saving technique for composite structures]. Polet, 2018, No.10, Pp.14-24.*
11. Dudarkov Yu.I., Limonin M.V. *Lokal'naya ustojchivost' sloistogo kompozita v zone udarnogo povrezhdeniya [Local buckling laminated composite at impact damage area]. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2023, Vol.29, No.1, Pp.35-53.*
12. Dudarkov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. *Ehffekt svobodnoj kromki v sloistyx kompozitakh [Free edge effect in layered composites]. Aviatsionnaya promyshlennost', 2012, No.4, Pp.48-53.*
13. Dudarkov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. *Raschetnaya otsenka vliyaniya kraevykh ehffektov na svobodnoj kromke otverstiya na prochnost' sloistyx kompozitov [Numerical Estimation of the Impact of Edge Effects on Free Edges of the Hole on the Strength of Layered Composites]. Zavodskaya Laboratoriya. Diagnostika materialov, 2017, Vol.83, No.3, Pp.59-64.*
14. Dzuba A.S., Dudarkov Yu.I., Limonin M.V. *Calculation of equivalent transversal shear modules of a layered composite package. TsAGI Science Journal, 2020, Vol.51, Iss.1, Pp.99-110.*

Поступила в редакцию 05 декабря 2023 года.

Сведения об авторах:

Дударьков Юрий Иванович – к.т.н., нач.отд., ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия; e-mail: dzuba@tsagi.ru

Лимонин Михаил Валерьевич – к.т.н., зам.нач.отд., ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия; e-mail: mikhail.limonin@tsagi.ru