

УДК 629.7.015.4
EDN UOZYAC (<https://elibrary.ru/uozyac>)
DOI 10.33113/mkmk.ras.2023.29.01.03



ЛОКАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА В ЗОНЕ УДАРНОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ

Дударьков Ю.И., Лимонин М.В.

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

АННОТАЦИЯ

Предлагается один из возможных подходов к рассмотрению механики разрушения слоистого композита в зоне низкоскоростного ударного повреждения. В основе этого подхода лежит предположение о том, что при нанесении удара происходит дефрагментация матрицы монослоев композиционного пакета, которая приводит к снижению его упругих характеристик поперечного сдвига. В отличие от изотропных материалов, в слоистом композите деформации поперечного сдвига могут оказывать значительное влияние на устойчивость пакета в силу высокой анизотропии характеристик его жесткости в продольном и поперечном, относительно плоскости укладки монослоев, направлениях. В результате дефрагментации матрицы могут возникать условия для локальной потери устойчивости композита в области ударного повреждения, которая будет происходить преимущественно по сдвиговой моде. В целях обоснования высказанного предположения был выполнен цикл расчетно-параметрических исследований с привлечением имеющихся экспериментальных данных, результаты которых приводятся в статье. Исследования проводились с использованием численных моделей композита. Верификация численных моделей выполнялась путем сравнения результатов численного и аналитического решений. Для оценки прочности зоны повреждения при закритическом деформировании использовались нелинейные методы расчета. Методика исследований заключалась в выявлении степени влияния снижения модуля упругости поперечного сдвига композиционного пакета в зоне повреждения на ее локальную устойчивость. Параметрические исследования также включали оценку влияния размеров зоны повреждения на критические напряжения ее потери устойчивости. В целом полученные результаты подтвердили правомерность предложенного подхода к рассмотрению механики разрушения композита в зоне ударного повреждения.

Ключевые слова: слоистый композит; ударное повреждение; локальная устойчивость; поперечный сдвиг; расчетная модель; закритическое деформирование

LOCAL BUCKLING LAMINATED COMPOSITE AT IMPACT DAMAGE AREA

Dudarkov Yu.I., Limonin M.V.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

Novel approach to the consideration of failure mechanics of laminated composites at the zone of low velocity impact is proposed. The approach is based on the assumption

that low velocity impact causes monolayers matrix defragmentation in the composite package that leads to the decrease of its transversal shear modules. As opposed to isotropic materials, transversal shear deformations at laminated composites considerably influence composites stability due to sufficient anisotropy characteristics of laminated composites in axial and transversal directions. As a result of matrix defragmentation the conditions for local buckling at impact damage area could occur, mainly with dominating shear mode. In order to substantiate this assumption, a number of computational- parametric investigations using experimental data were performed in this work and the results are listed in the paper. The calculation were performed using numerical models of the composite. Verification of computational models was performed by means of comparison of numerical and analytical results. For analysis of post-buckling behavior of the damaged zone, non-linear calculation methods were applied. The methodology of the study was based on definition of the degree of influence of composite package's transversal shear module degradation on its local buckling behavior. Parametric studies included also estimation of influence of damage area size on critical buckling stresses. In general, the obtained results confirmed correctness of the suggested approach to consideration of composites mechanics failure at impact damage area.

Keywords: laminated composite; impact damage; local buckling; transversal shear; numerical model; post buckling deformation

ВВЕДЕНИЕ

Серьезным препятствием на пути эффективного внедрения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовые агрегаты конструкции летательного аппарата (ЛА) является их высокая чувствительность к ударным повреждениям. Такого рода повреждения могут возникать в процессе эксплуатации ЛА и приводить к значительному снижению несущей способности элементов конструкции [1-4]. Так, имеющиеся экспериментальные данные по испытаниям на сжатие силовых панелей крыла показывают, что при наличии нормированных ударных повреждений их прочность снижается в 1.5-2 раза. Вполне понятно, что этот факт необходимо учитывать при проектировании конструкции ЛА и формировании критериев оценки ее прочности. В настоящее время формирование этих критериев происходит в основном на экспериментальном уровне, что требует значительных временных затрат и материальных ресурсов. Результаты теоретических исследований в этом направлении пока не дают возможности определять критерии прочности с необходимым уровнем достоверности. Тем не менее, в научной литературе наблюдается все возрастающее число публикаций по данной тематике [5-11]. Основной проблемой здесь является моделирование зоны повреждения и механики разрушения конструкции из ПКМ при наличии в ней эксплуатационно-технологических повреждений. Исследования проводятся на различных уровнях описания структуры композиционного пакета и в основном с использованием численных методов моделирования. Предлагаются различные способы описания поврежденного композита и механизма его разрушения. Наиболее простая модель основана на исключении зоны повреждения из расчетной модели, в результате чего образуется концентратор напряжений. При этом механизм разрушения конструкции при возрастании нагрузки сводится к исключению из расчетной модели конечных элементов, не удовлетворяющих

заданным критериям прочности, до тех пор, пока его несущая способность не будет исчерпана [11]. Такой подход к проблеме больше соответствует ситуации, когда волокна монослоев композиционного пакета в зоне ударного повреждения в значительной мере или полностью разрушены, т.е. фактически имеет место сквозное повреждение. На практике подобная ситуация возникает при повреждении конструкции нелокализованными обломками двигателя, обладающими высокой кинетической энергией. В то же время, согласно нормативным требованиям [1], прочность авиаконструкций из ПКМ должна обеспечиваться при 100% расчетной нагрузке при наличии в ней эксплуатационно-технологических повреждений 1-ой категории (визуально не обнаруживаемые). Такого рода повреждения возникают при низкоскоростном ударе, обладающем относительно небольшой энергией. Удар с такой энергией, как правило, приводит к разрушению матрицы и расслоению пакета в зоне удара. При этом волокна монослоев, как правило, не разрушаются. Для определения остаточной прочности конструкции в этом случае используются методы, реализующие процесс прогрессирующего разрушения композита. В целом эти методы базируются на снижении упругих характеристик монослоев пакета в зависимости от степени их поврежденности, что дает возможность моделировать развитие размеров зоны повреждения и оценивать несущую способность исследуемого агрегата композиционной конструкции. Следует отметить, что применение этих методов требует значительных затрат ресурсов компьютера, поскольку используются весьма подробные расчетные сетки и нелинейные методы решения задачи, а также требуются дополнительные экспериментальные данные по определению удельной энергии расслоения при различных модах разрушения [7-9]. В рамках данной работы предлагается несколько иной подход к рассмотрению указанной проблемы, основные положения которого излагаются ниже.

1. ОСНОВНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ К ПРОВЕДЕНИЮ РАСЧЕТНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Прежде всего, приведем основные предпосылки к постановке задачи исследования остаточной прочности композита при наличии в нем низкоскоростного ударного повреждения. Из теоретических предпосылок можно отметить следующие. В отличие от изотропных материалов слоистые композиты из высокомодульных углепластиков имеют высокую степень анизотропии характеристик в продольном и поперечном направлениях, относительно плоскости укладки монослоев. Как следствие, напряжения поперечного сдвига могут оказывать значительное влияние на характеристики устойчивости конструкции из ПКМ при сжатии. Так, для балки влияние деформаций поперечного сдвига на ее устойчивость описывается выражением, приведенным в [12]

$$P_{кр} = \frac{P_{кр}^0}{1 + \frac{P_{кр}^0}{GF}}, \quad (1)$$

где $P_{кр}$ – критическое усилие с учетом деформаций поперечного сдвига, $P_{кр}^0$ – критическое усилие потери устойчивости по Эйлеру, G – модуль упругости поперечного сдвига балки, F – площадь поперечного сечения балки.

На рис.1 показаны графики изменения критических напряжений потери устойчивости балки в зависимости от ее гибкости (μ) и при различной степени ее поперечной анизотропии (G_{xz}/E_x), полученные на основании формулы (1). Гибкость балки вычисляется по известной формуле: $\mu = l/i$, где i – радиус инерции, l – длина балки.

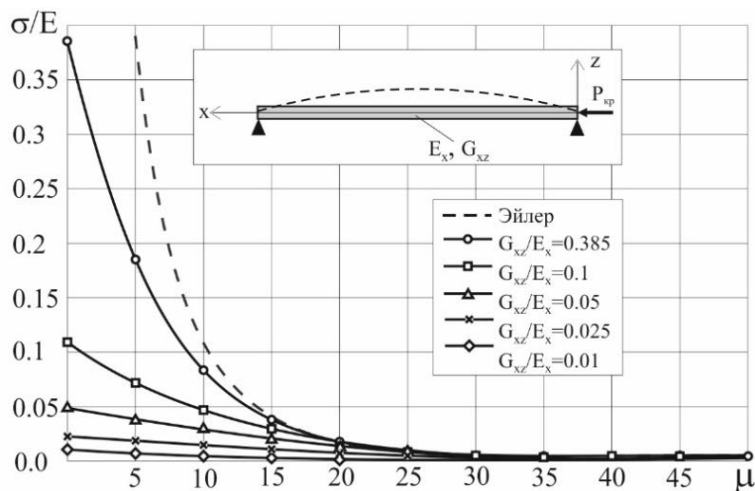


Рис.1. Зависимость критических напряжений от гибкости балки (μ) при разной степени ее поперечной анизотропии (G_{xz}/E_x).

Для современных высокомодульных материалов параметр анизотропии G_{xz}/E_x для монослоя составляет величину порядка 0.03 и ниже. Кроме того, следует отметить, что для силовых панелей авиаконструкций из ПКМ размеры зоны ударного повреждения сопоставимы с их толщиной, т.е. гибкость этой зоны будет весьма малой. Таким образом, можно ожидать значительного снижения критических напряжений локальной потери устойчивости зоны повреждения, в силу снижения ее характеристик поперечного сдвига.

Обратимся теперь к анализу имеющихся экспериментальных данных по испытанию на сжатие конструктивно-подобных образцов (КПО) панелей силового кессона крыла самолета при наличии в них ударного повреждения. На рис.2 показана типичная картина разрушения панели после испытания.

Разрушение происходит по месту нанесения удара и имеет ярко выраженный локальный характер. Вид разрушения дает основание предполагать, что оно происходит в результате локальной потери устойчивости композита в зоне удара, вызывающего его расслоение и распространение повреждения на всю ширину панели. Отметим, что разрушение панели происходит практически мгновенно при достижении критической нагрузки, без проявления каких-либо внешних признаков при приближении к ней. Приведем также некоторые данные по тензометрии двухстрингерной панели с ударным повреждением в процессе ее нагружения. На рис.3 показан вид этой панели и схема расположения датчиков деформаций (тензорезисторов). Датчики №19 и №20 располагались на верхней и нижней поверхностях обшивки непосредственно в зоне удара.



Рис.2. Разрушение стрингерных панелей при сжатии и наличии ударного повреждения.

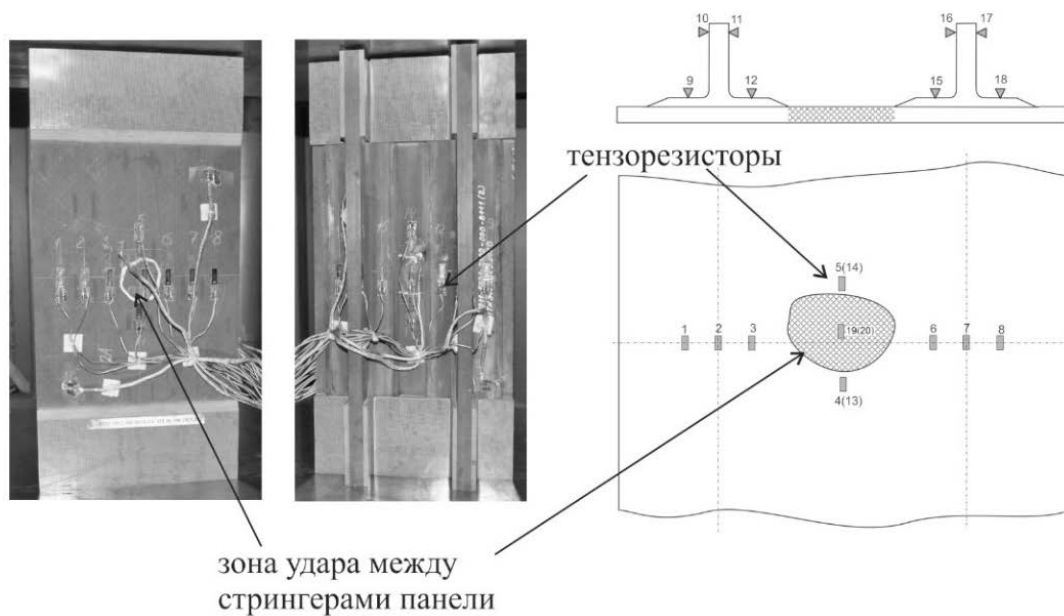


Рис.3. Общий вид и схема тензометрии двухстрингерной панели.

Ниже, на рис.4, приведены показания датчиков в процессе нагружения панели.

Датчики, расположенные вне зоны повреждения (д. №1, 3, 4, 6, 8, 13, 14), ведут себя линейно вплоть до разрушения панели. При этом не наблюдается значительной концентрации напряжений у зоны повреждения. Это свидетельствует о том, что волокна композита в поврежденной зоне при низкоскоростном ударе не разрушаются и воспринимают нагрузку. Показания датчиков в зоне повреждения (д. №19, 20) на верхней и нижней стороне обшивки расходятся сразу с момента начала нагружения. Это вполне объяснимо и связано с наличием остаточной вмятины в обшивке, возникшей в результате удара. При нагрузке выше 100000 кгс характер показания датчиков резко изменяется, что свидетельствует об интенсивном нарастании изгиба обшивки в зоне

повреждения. Такое поведение деформаций (напряжений) характерно для пластин, имеющих начальные прогибы, при приближении к критическим деформациям потери устойчивости. При достижении критической нагрузки для толстых пластин из ПКМ практически сразу наступает их разрушение. Таким образом, не исключается вероятность того, что разрушение панели связано с локальной потерей устойчивости композита в зоне ударного повреждения. В качестве дополнительных предпосылок к постановке задачи приведем также вид поперечного «среза» композита в зоне ударного повреждения (см. рис.5).

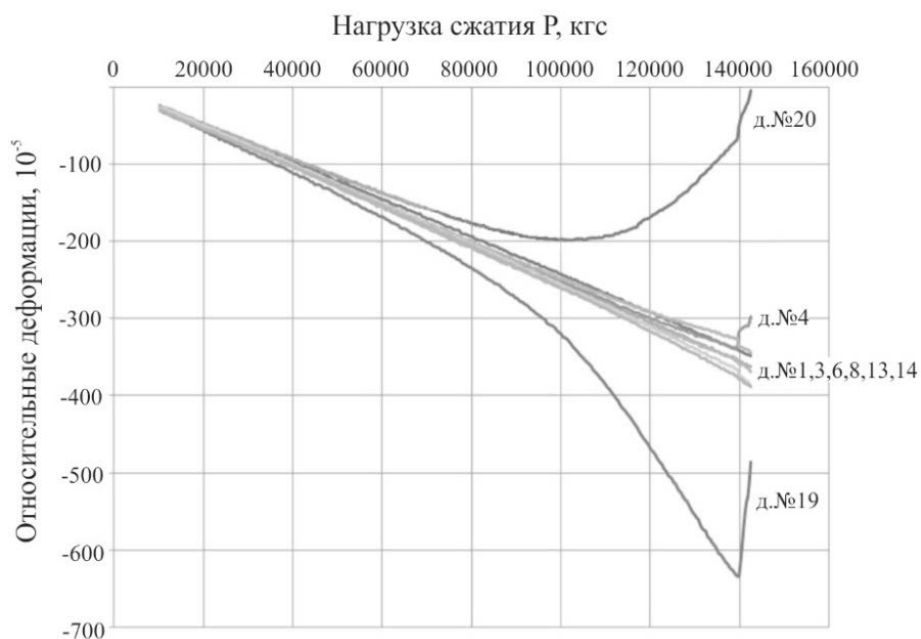


Рис.4. Показания датчиков деформаций при нагружении панели.

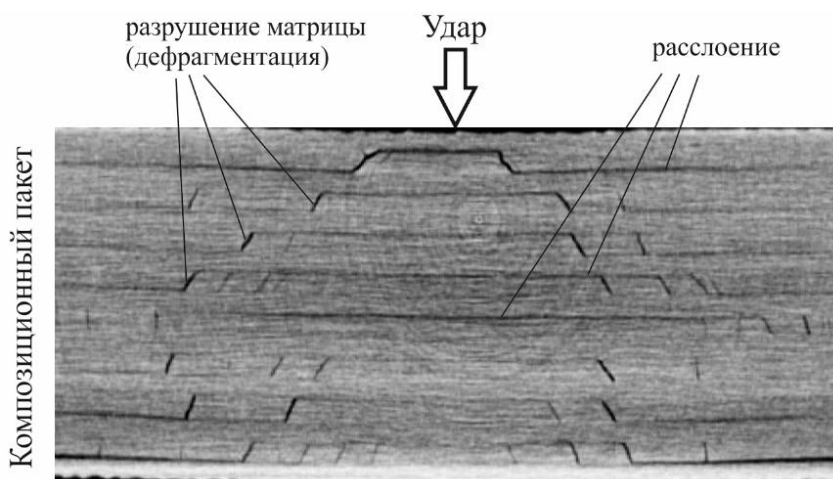


Рис.5. Поперечное сечение композиционного пакета после ударного повреждения.

Из рис.5 видно, что вследствие ударного воздействия в композиционном пакете, помимо множественных расслоений, происходит дефрагментация матрицы, т.е. ее растрескивание и разрушение с образованием отдельных, слабо связанных между собой, фрагментов.

Из изложенных выше предпосылок вытекает основная цель исследований: определить степень влияния характеристик поперечной жесткости

композиционного пакета на его локальную устойчивость и несущую способность при различном уровне дефрагментации матрицы и различных размерах зоны ударного повреждения. Условная схема таких исследований приведена ниже на рис.6.

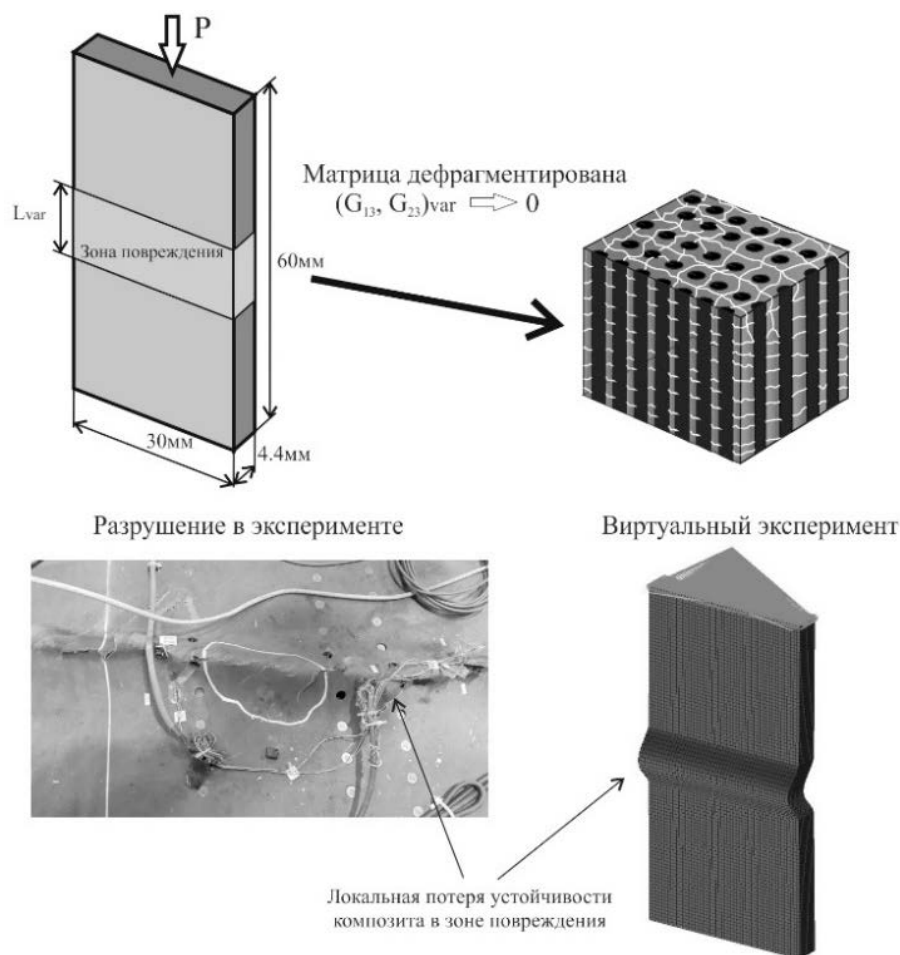


Рис.6. Схема расчётно-параметрических исследований.

На основе виртуального эксперимента исследуется влияние ударного повреждения на устойчивость образца из слоистого композита. Зона ударного повреждения моделируется путем снижения модуля упругости поперечного сдвига композиционного пакета от исходного состояния. Варьируются размеры зоны повреждения. Результаты расчётно-параметрических расчетов сопоставляются с имеющимися экспериментальными данными по испытанию элементарных и конструктивно подобных образцов панелей из ПКМ.

2. РАСЧЕТНЫЕ МОДЕЛИ

Для выполнения расчётно-параметрических исследований использовались различные виды конечно-элементных (КЭ) моделей. По геометрическим формам их можно разделить на два типа: модель элементарного образца композита и модель двухстрингерной панели. По способу математического моделирования они разделялись на: 3D-модель образца, 2D-балочная модель образца, 2D-пластинчатая модель образца и 2D-модель двухстрингерной панели.

В процессе формирования моделей использовался один и тот же материал – углепластик с характеристиками монослоя, которые приведены в Таблице 1.

Таблица 1.

Характеристики жесткости и прочности монослоев материала.

E_{11+}	E_{11-}	E_{22+}	E_{22-}	G_{12}	σ_{11+}	σ_{11-}	σ_{22+}	σ_{22-}	τ_{12}	δ	ν_{12}
кгс/мм ²										мм	
16483	13376	805	854	437	263	153	8.6	21.3	11.2	0.197	0.32

Здесь: E_{11} , E_{22} – модули упругости монослоя в направлениях осей ортотропии при растяжении (+) и сжатии (-); G_{12} – модули упругости в плоскости монослоя; σ_{11} , σ_{22} – пределы прочности монослоя в направлениях осей ортотропии при растяжении (+) и сжатии (-); τ_{12} – предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя; ν_{12} – коэффициент Пуассона; δ – толщина монослоя. Модуль упругости поперечного сдвига монослоя G_{13} принимался равным G_{12} .

На рис.7 показаны типы моделей, использованных в процессе параметрических исследований.

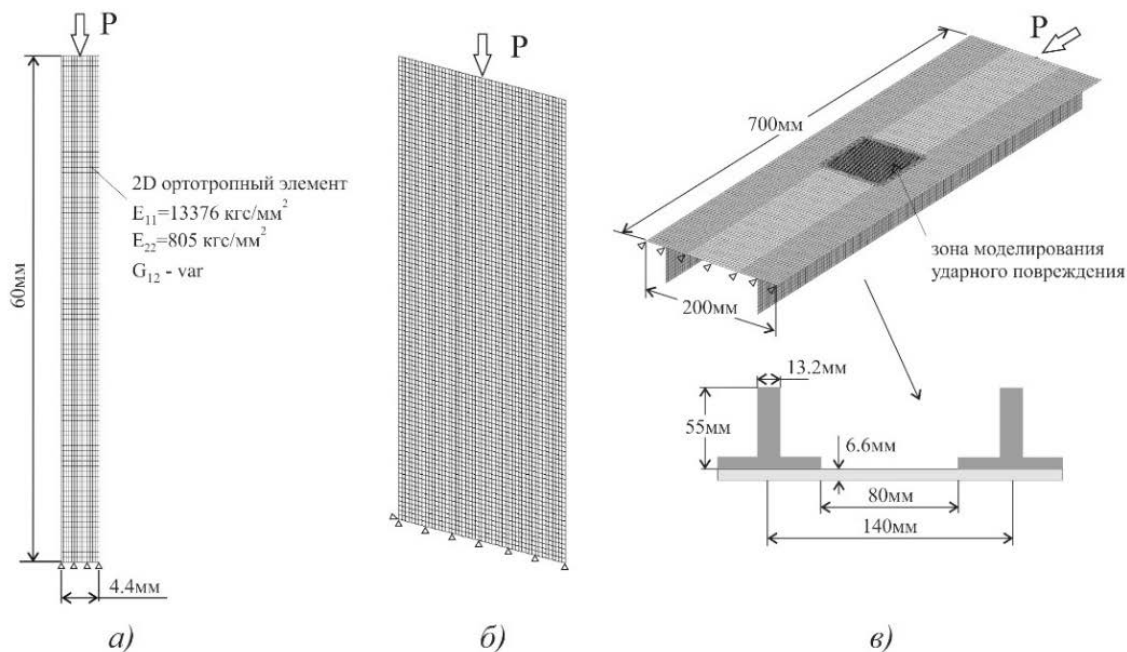


Рис.7. Типы конечно-элементных моделей.

Все три типа моделей построены на основе 2D изгибно-мембранных ортотропных конечных элементов (QUAD4). Отметим некоторые особенности моделей.

а) 2D-балочная модель образца. Образец представлялся в виде балки и моделировался 2D ортотропными элементами с толщиной, равной ширине образца. Продольная жесткость элемента задавалась обобщенным модулем упругости композиционного пакета, поперечная жесткость – обобщенным модулем упругости на сдвиг. Модель давала возможность варьировать продольные размеры зоны повреждения и модули упругости поперечного сдвига. Основным недостатком данной модели состоял в том, что поперечный размер зоны повреждения полагался равным ширине образца.

б) *2D-пластинчатая модель образца*. Образец представлялся в виде ортотропной пластины. Торцы жестко защемлены, продольные кромки свободны. Особенность моделирования заключалась в задании жесткостей элементов посредством двух типов материала, что позволяло учитывать деформации поперечного сдвига при решении задачи устойчивости образца. Первый материал соответствовал обобщенным мембранным жесткостям пластины, второй – жесткостям поперечного сдвига. Модель позволяла варьировать как величину модуля поперечного сдвига, так и размеры повреждения в плане. Одним из недостатков модели является невозможность удовлетворить условиям отсутствия напряжений сдвига на поверхностях образца.

в) *2D-модель двухстрингерной панели*. Принципы моделирования панели были аналогичны пластинчатой модели, кроме того, использовались геометрические и жесткостные параметры реальной панели крыла из ПКМ.

3. ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ

Верификация моделей выполнялась путем сравнения результатов численного решения задачи с аналитическим, представленным формулой (1), в которой критическое усилие по Эйлеру вычислялось по формуле $P_{кр}^э = c \frac{\pi^2 EJ}{L^2}$ при $c = 4$. Для верификации использовался образец с размерами 30×60×4.4 мм из однонаправленного композита. Варьирование модуля поперечного сдвига выполнялось на всем образце и задавалось выражением $G_{var} = (1 - k_G) G_0$, где коэффициент k_G определял степень деградации свойств матрицы, а G_0 – модуль поперечного сдвига неповрежденного композита. Ниже приведены результаты сравнения.

2D-балочная модель образца

Для этой модели результаты сравнения теории с численным решением приведены в Таблице 2.

Таблица 2.

k_G	$P_{кр}^1$, кгс		$\Delta\%$
	Теория	2D модель балки	
0	20269	19029	6.5
0.50	15000	13716	9.3
0.75	9867	8850	11.5
0.90	4869	4348	12.0
0.95	2640	2385	11.0
0.975	1378	1267	10.8
0.99	566	534	6.0
0.999	57.5	56.7	1.4

Имеет место достаточно существенное расхождение результатов. Это расхождение связано с тем, что формула (1), на основании которой проводится верификация, получена в предположении того, что угол деформации поперечного сдвига предполагался постоянным по толщине балки, т.е. условия отсутствия

напряжений сдвига ($\tau_{xy} = 0$) по верху и низу балки не выполнялись. В 2D модели такие предположения не используются. Это дает возможность предполагать, что численное решение дает более правильные результаты. Нетрудно видеть, что при экстремально большом снижении модуля поперечного сдвига критические напряжения потери устойчивости стремятся к его величине. Так, $\sigma_{кр} = 56.7/132 = 0.430$ кгс/мм² и $G_{var} = (1 - k_G)G_0 = 0.437$. Это в полной мере подтверждало теоретические выводы, изложенные в монографии [12], согласно которым при увеличении степени поперечной анизотропии материала критические напряжения стремятся к его модулю сдвига и начинают не зависеть от геометрических размеров упругого тела.

2D-пластинчатая модель образца

Результаты сравнения теории с численным решением приведены ниже в Таблице 3.

Таблица 3.

k_G	$P_{кр}^1$, кгс	
	Теория	2D модель пластины
0	20269	20314
0.50	15000	15021
0.75	9867	9877
0.90	4869	4871
0.95	2640	2641
0.975	1378	1379
0.99	566	566
0.999	57.5	57.7

В данном случае наблюдается практически полное совпадение результатов численного решения, полученного на 2D пластинчатой модели, с теорией. Это вполне объяснимо, поскольку в конечном элементе типа QUAD4 используются аналогичные предположения о сохранении прямолинейности нормали в деформированном состоянии.

Таким образом, результаты верификации показали, что наиболее приемлемыми для проведения расчетно-параметрических исследований являются модели ортотропной балки и пластины.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

На первом этапе расчетные исследования проводились на модели образца размером 60×30×4.4 мм из однонаправленного композита (см. рис.7а). Целью исследований была оценка влияния модуля поперечного сдвига композита в зоне повреждения и ее размеров на устойчивость образца. Задача устойчивости решалась в бифуркационной постановке. На рис.8 показаны результаты параметрических расчетов в виде снижения критических напряжений $\sigma_{кр}/\sigma_0$ от степени повреждения матрицы k_G при различных размерах зоны повреждения L_{var}/L . Под значением σ_0 понимается критическое напряжение потери устойчивости образца без повреждения. Там же показаны формы потери

устойчивости образца при разных значениях коэффициента k_G для зоны повреждения $L_{var}/L = 0.3$.

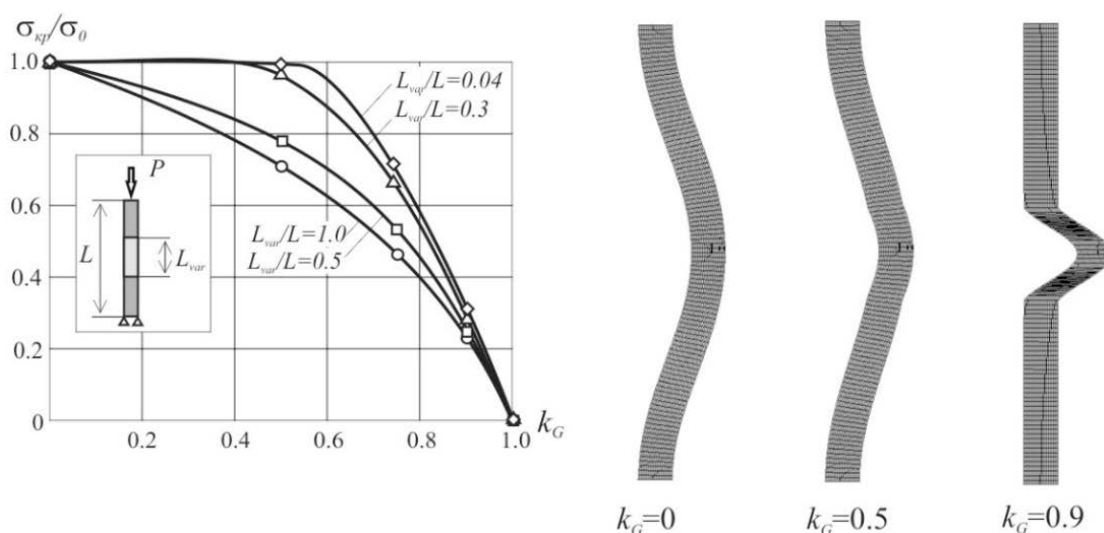


Рис.8. Зависимость критических напряжений потери устойчивости образца $60 \times 30 \times 4.4$ мм от степени повреждения матрицы k_G и размеров зоны повреждения.

В целом наблюдается значительное влияние на устойчивость образца, как степени повреждения матрицы, так и размеров повреждения. При большой степени повреждения матрицы ($k_G > 0.9$) критические напряжения при разных размерах зоны повреждения начинают сближаться и стремятся к одной и той же величине. В процессе параметрических расчетов рассматривался ряд первых собственных значений задачи. С ростом степени поперечной анизотропии спектр собственных значений задачи устойчивости начинал сжиматься, т.е. происходило сближение собственных значений. Это означало, что образец стремится к состоянию безразличного равновесия, при котором могут реализовываться различные формы потери устойчивости практически при одном и том же значении критической нагрузки. При увеличении степени повреждения матрицы, формы потери устойчивости образца (см. рис.8) преобразуются от классической формы к локальной сдвиговой форме.

Нелинейный анализ закритического деформирования образца после локальной потери устойчивости показал очень быстрый рост в нем напряжений, приводящий к его разрушению. На рис.9 показана зависимость максимальных напряжений в образце от приложенной нагрузки при $L_{var}/L = 0.3$ и $k_G = 0.9$.

Следует отметить, что упомянутый ранее эффект сжатия спектра собственных значений задачи в значительной мере затруднял получение нелинейного решения в закритической области деформирования из-за близко расположенных между собой точек бифуркации решения. Итерационный процесс начинал расходиться при относительно небольшом превышении критической нагрузки, что приводило к аварийному завершению решения задачи.

Балочная модель предполагала, что зона повреждения распространялась на всю ширину образца. Это не в полной мере соответствует реальности, поскольку она имеет ограниченные размеры, зависящие от энергии нанесенного удара. В связи с этим была построена модель реального образца, для которого

имелись экспериментальные данные по величине энергии нанесенного удара, размерам зоны повреждения и т.п.

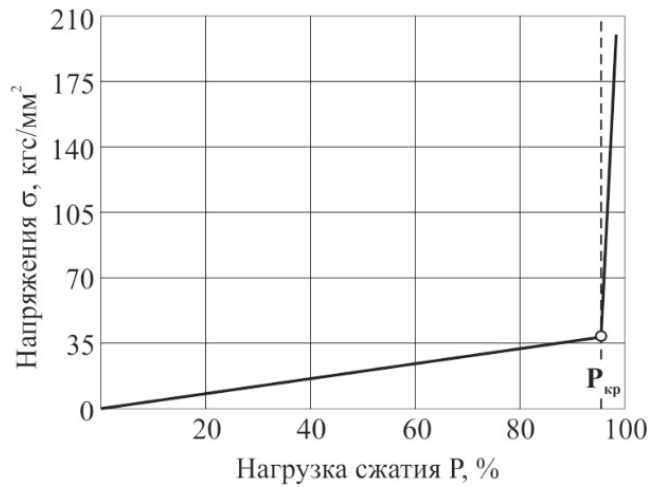


Рис.9. Рост максимальных напряжений в процессе нагружения образца ($k_G = 0.9$, $L_{var}/L = 0.3$).

Экспериментальный образец представлял собой пластину размером 120×300 мм в плане. Композиционный пакет имел укладку [+45/0/-45/0₂/90/0₂/-45/0/+45]₃, что соответствовало толщине 6.6 мм. Характеристики монослоев соответствовали ранее приведенным (см. табл.1). В геометрический центр образца наносился удар с энергией $E = 51.7$ Дж. Размеры повреждения определялись с помощью ультразвукового контроля. Для предотвращения преждевременной потери устойчивости образца использовалось специальное устройство, ограничивающее его рабочую зону. Вид этого устройства и типичные картины разрушения образцов показаны на рис.10.

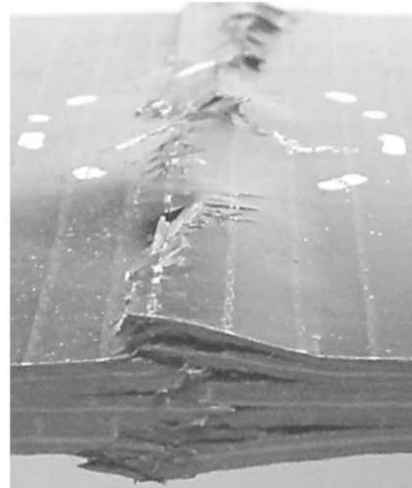
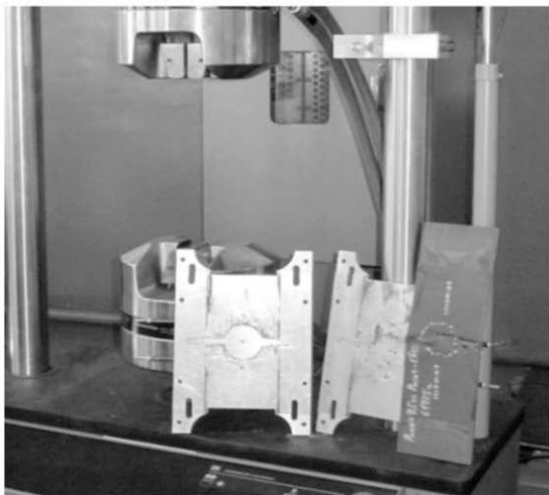


Рис.10. Приспособление для испытания на сжатие образцов с ударным повреждением и вид их разрушения.

По результатам испытаний серии однотипных образцов было получено среднее разрушающее напряжение — $\sigma_{раз} = 30$ кгс/мм². Средний диаметр

повреждения был порядка 60 мм, глубина вмятины 0.3 мм. Повреждения имели место как на внешней, так и на внутренней стороне образца.

В целях моделирования эксперимента и выполнения параметрических расчетов была построена пластинчатая модель образца с моделированием зоны повреждения диаметром 60 мм (см. рис.11).

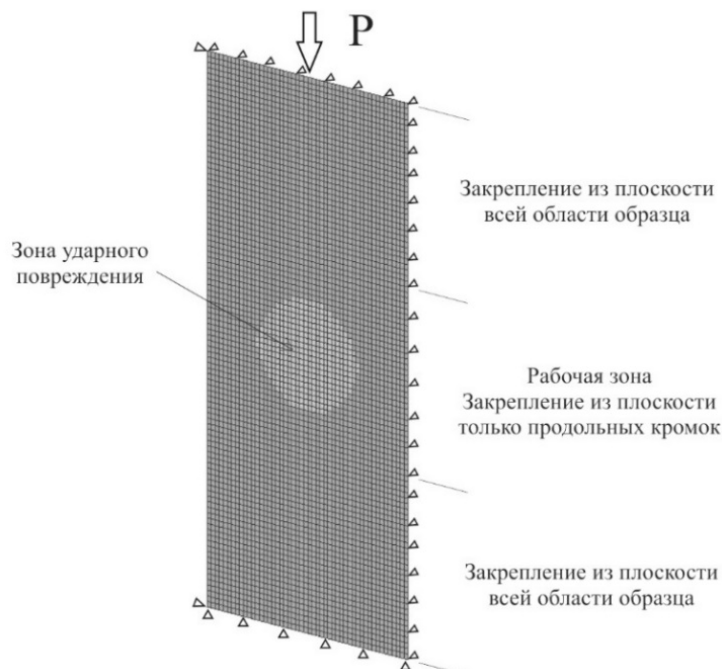


Рис.11. КЭ модель экспериментального образца с ударным повреждением.

Граничные условия соответствовали условиям проведения эксперимента. Исходный модуль поперечного сдвига неповрежденного пакета рассчитывался по методике, изложенной в работе [13], и составил величину $G_0 = 417$ кгс/мм².

Был выполнен цикл параметрических расчетов по оценке влияния величины модуля поперечного сдвига образца на его устойчивость. Результаты расчетов приведены на рис.12.

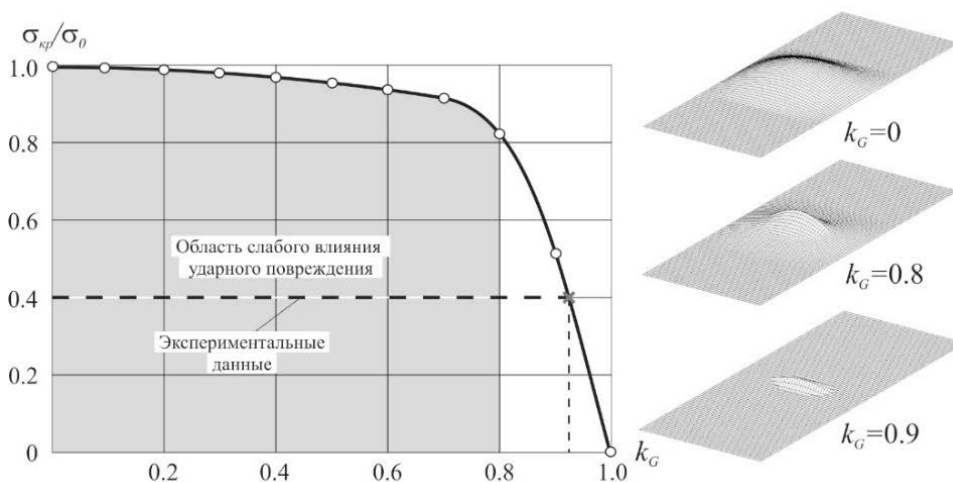


Рис.12. Зависимость критических напряжений от параметра k_G для экспериментального образца.

На графике также приведено экспериментально полученное разрушающее напряжение. Точка пересечения прямой, соответствующей разрушающему напряжению, с теоретической кривой устойчивости образца дает возможность определить коэффициент k_G . Приблизительно это напряжение соответствует 90%-му снижению модуля поперечного сдвига пакета в зоне повреждения. На графике также приведено экспериментально полученное разрушающее напряжение. Приблизительно это напряжение соответствует ~90%-му снижению модуля поперечного сдвига пакета в зоне повреждения. В целом наблюдалась типичная картина влияния величины поперечного модуля сдвига на устойчивость образца, которая имела место ранее для образца 30×60 мм. Однако в данном случае обращает на себя внимание достаточно четко выраженная область слабого влияния повреждения на устойчивость образца в диапазоне изменения коэффициента $k_G = 0 - 0.8$, и лишь затем имеет место резкое снижение его устойчивости. Рассмотрение форм потери устойчивости, приведенных на рис.11, показывает, что прочность неповреждённого образца определяет общая потеря устойчивости его рабочей зоны. При относительно небольшой степени повреждения матрицы наблюдается смешанная форма потери устойчивости – общая форма с локальным выпучиванием зоны повреждения, и лишь при больших значениях k_G происходит чисто локальная потеря устойчивости зоны повреждения с образованием ряда полуволок.

Наличие области слабого влияния ударного повреждения можно проиллюстрировать следующим образом. При малых значениях энергии удара дефрагментация матрицы происходит в ограниченном объеме преимущественно в верхних слоях пакета. Это не существенно сказывается как на прочности пакета, поскольку волокна не разрушаются, так и на его модуле упругости поперечного сдвига, следовательно, и на критических напряжениях локальной потери устойчивости композита в зоне повреждения. При возрастании энергии удара объем и глубина проникновения зоны повреждения будут увеличиваться. Наконец, при некотором пороговом значении энергии удара возникнут условия для локальной потери устойчивости композита, которое будет приводить к его разрушению при сжатии. Дальнейшее увеличение энергии удара слабо влияет на остаточную прочность пакета, а приведет лишь к некоторому увеличению зоны повреждения и глубине его проникновения, которое ограничено толщиной пакета.

На данной модели экспериментального образца также была проведена оценка влияния остаточной вмятины глубиной 0.3 мм на его устойчивость и напряженно-деформированное состояние (НДС). В пределах зоны повреждения вмятина моделировалась сферической поверхностью. Сравнение критических усилий потери устойчивости образца с вмятиной и без нее показало их идентичность. Это вполне очевидно, поскольку глубина вмятины по сравнению с толщиной образца достаточно мала. В то же время наличие вмятины существенным образом сказывается на НДС образца в зоне повреждения. В качестве примера приведем результаты нелинейного расчета образца при уровне повреждения матрицы $k_G = 0.9$. На рис.13 показано развитие напряжений на верхней и нижней поверхности образца в центре зоны повреждения при возрастании нагрузки. Пунктирная линия на графике соответствует развитию напряжений вне зоны повреждения.

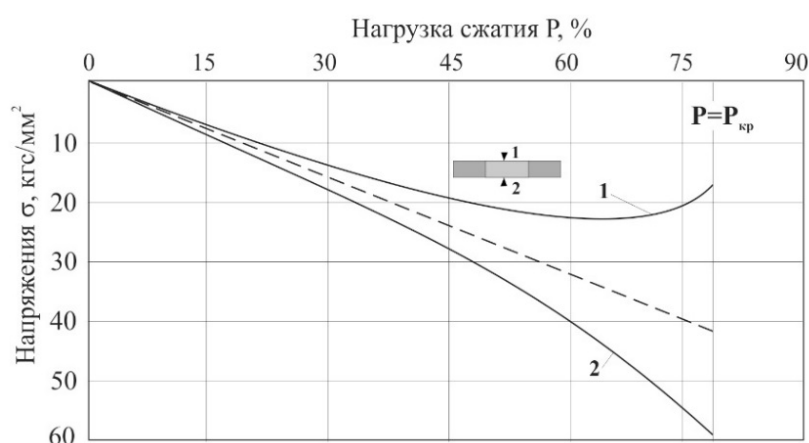


Рис.13. Напряжения в зоне ударного повреждения образца при наличии остаточной вмятины.

Решение нелинейной задачи заканчивалось при приближении нагрузки к критической нагрузке, полученной в бифуркационном расчете, по причинам, упомянутым ранее. Сравнивая данный график с графиком, приведенным на рис.4, полученным на основе экспериментальных данных по испытанию двухстрингерной панели, видим их идентичность по характеру развития напряжений в поврежденной зоне.

Представленные выше расчетно-параметрические исследования были выполнены на модели элементарного образца композита. Они выявили основные особенности, связанные с влиянием характеристик поперечной жесткости композита на его локальную устойчивость и несущую способность. Рассмотрим вопрос, в какой мере полученные результаты могут реализовываться в реальных силовых панелях крыла из ПКМ при наличии в них ударных повреждений. На рис.7в показана КЭ модель панели с зоной ударного повреждения. Геометрические параметры панели, схема укладки и характеристики монослоя соответствовали реальной панели силового кессона крыла, для которой имелись экспериментальные данные по ее остаточной прочности после нанесения удара с энергией 136 Дж. Отметим, что материал, укладка монослоев и толщина обшивки были аналогичны ранее рассмотренному экспериментальному образцу (см. рис.10). Ударное повреждение моделировалось прямоугольной зоной с шириной, равной расстоянию между стрингерами. Граничные условия соответствовали условиям закрепления и нагружения панели в испытательной машине. Методика выполнения расчетно-параметрических исследований была аналогичной ранее использованной, т.е. варьировалась величина модуля поперечного сдвига обшивки в зоне повреждения и продольный размер зоны повреждения. Приведем некоторые результаты выполненных исследований.

На рис.14 в относительных величинах показаны графики зависимости критических напряжений для панели и экспериментального образца. На графиках также показаны экспериментально полученные разрушающие напряжения для панели и образца, масштабированные по величине σ_0 для каждого.

Рассмотрение совмещенных графиков показывает, что все основные тенденции по влиянию модуля поперечного сдвига на устойчивость экспериментального образца сохраняются и для панели. При превышении порога

чувствительности композита к ударным повреждениям ($k_G = 0.7 - 0.8$) возникают условия для реализации локальной потери устойчивости зоны повреждения.

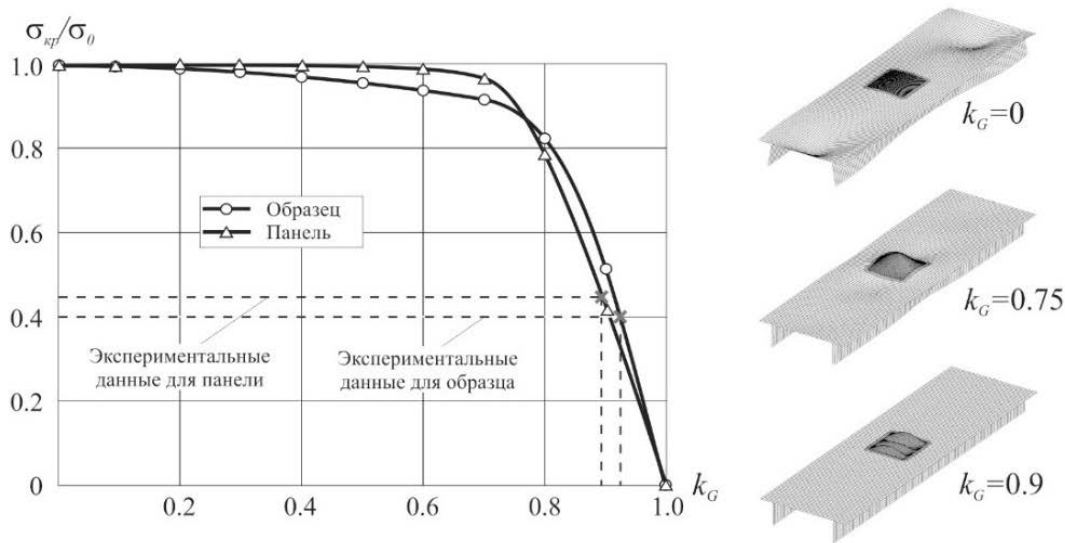


Рис.14. Зависимости критических напряжений от параметра k_G для панели и для экспериментального образца.

Следует особо обратить внимание на экспериментальные точки, нанесенные на графиках. Несмотря на то, что энергии нанесенного удара на образце и панели значительно различаются (51.7 Дж и 136 Дж, соответственно) экспериментальные точки лежат достаточно близко друг к другу. Из этого факта, в частности, можно сделать предположение, что, начиная с некоторого значения, энергия удара будет относительно мало влиять на остаточную прочность силовых панелей из ПКМ. Это достаточно хорошо согласуется с высказанными ранее аналогичными предположениями при рассмотрении эвристической модели по влиянию ударного повреждения на остаточную прочность композита. Экспериментальное подтверждение этому также можно найти в работе [3], где показано, что изменение энергии удара в диапазоне 50-250 Дж снижает остаточную прочность панели всего на 15%.

Варьирование продольного размера повреждения показало, что критические напряжения практически не изменяются. Здесь ситуация в некотором смысле аналогична ситуации с удлиненными изотропными пластинами, когда с ростом удлинения пластины критические напряжения практически не изменяются, а изменяется лишь количество полуволн потери устойчивости. На рис.14 видно, что при значительной степени повреждения матрицы ($k_G = 0.9$) образуется большое число волн с малой длиной полуволны.

5. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Выполненный цикл расчетно-параметрических исследований подтверждает исходное предположение о том, что механизм разрушения композита в зоне ударного повреждения может быть связан с локальной потерей устойчивости как следствие дефрагментации матрицы монослоев и снижения характеристик поперечного сдвига пакета. Теоретически полученные зависимости по влиянию

характеристик поперечного сдвига композита на его устойчивость указывают на то, что существует пороговая величина уровня повреждения матрицы, при котором возникают условия для локальной потери устойчивости и резкого снижения остаточной прочности конструкции. Эту величину следует рассматривать совместно с ограничением по прочности композиционного пакета. Так, если допускаемые напряжения по условию прочности пакета ниже критических напряжений потери устойчивости неповрежденной конструкции, то условия для возникновения локальной потери устойчивости будут реализовываться при большем уровне повреждения матрицы по сравнению с пороговым значением. Из этого, в частности, следует, что чем выше прочность композиционного пакета, тем раньше могут наступить условия для реализации локальной потери устойчивости. Это в какой-то мере объясняет высокую чувствительность силовых конструкций из ПКМ к ударным повреждениям, в которых используются высокопрочные углепластики.

Результаты расчетов закритического деформирования зоны ударного повреждения показали быстрый рост напряжений при превышении критической нагрузки локальной потери устойчивости. В перспективе это говорит о том, что нет необходимости в моделировании процесса дальнейшего развития разрушения композита, и критические напряжения локальной потери устойчивости могут служить критерием остаточной прочности силовой конструкции из ПКМ. Однако, этот вопрос требует более тщательного исследования как на теоретическом, так и на экспериментальном уровне.

В процессе выполнения расчетно-параметрических исследований использовался коэффициент k_G в качестве оценки степени повреждения матрицы. По существу, он является интегральным, поскольку не связан с конкретным состоянием композиционного пакета после нанесения удара. Ранее, на рис.5, был показан вид поперечного «среза» пакета после ударного повреждения. Отмечалось, что происходит не только растрескивание матрицы, но и расслоение пакета. Оценить степень повреждения матрицы композита и определить ее посредством снижения модуля поперечного сдвига композиционного пакета, основываясь только на детерминистических методах расчета, достаточно сложно. В этом и состоит суть интегральности параметра k_G , объединяющего все неопределенности, связанные с процессом нанесения ударного повреждения. Тем не менее, сопоставить степень повреждения матрицы с энергией удара возможно на основе расчетно-экспериментального подхода. Располагая рядом экспериментальных данных по остаточной прочности образца при разных энергиях удара, можно нанести значения разрушающих напряжений на теоретическую кривую зависимости критических напряжений от коэффициента k_G и тем самым сопоставить его с энергией нанесенного удара. Так, для силовых панелей из ПКМ значение коэффициента k_G будет находиться в пределах 0.8-0.9 (см. рис.14). По предварительным оценкам таким значениям коэффициента k_G соответствует повреждение матрицы более чем 80% по толщине композиционного пакета.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Advisory Circular (AC) No: 20-107B, Composite Aircraft Structure – USA: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009. – 38 p.*

2. Замула Г.Н., Колесник К.А. *Способы повышения весовой эффективности применения композиционных конструкций* // Полет. – 2018. – №10. – С.14-24.
3. 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.
4. Abrate S. *Impact on composites structures*. – Cambridge: Cambridge University Press, 1998. – 289 p.
5. Choi H.Y., Chang F.K. *A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact* // J. of Composite. Materials. – 1992. – Vol.26(14). – Pp.2134-2169.
6. Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J-J. *Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements* // Int. J. of Solid and Structures. – 2009. – Vol.46(14-15). – Pp.2809-2821.
7. Bouvet C., Rivallant S., Hongkarnjanakul N. *Failure Analysis of Composite Laminate Subjected to Impact and Compression after Impact* / Workshop Understanding Failure Mechanisms of Composites for Sustaining and Enhancing Military Systems Structures. – Riga, Latvia, 2013.
8. Aoki Y., Kondo H., Hatta H. *Effect of delamination propagation on mechanical behavior in compression after impact* / 16th Intern. Conf. Composite Materials. – Kyoto, Japan, 2007.
9. 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.
10. 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.
11. 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.
12. Алфутов Н.А. *Основы расчета на устойчивость упругих систем*. – М.: Машиностроение, 1978. – 312 с.
13. Дзюба А.С., Дударьков Ю.И., Лимонин М.В. *Расчет эквивалентных модулей поперечного сдвига слоистого композиционного пакета* // Ученые записки ЦАГИ. – 2020. – Т.11. – №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. Zamula G.N., Kolesnik K.A. *Sposoby povysheniya vesovoj ehffektivnosti primeneniya kompozitsionnykh konstruktsij [Weight-saving technique for composite structures]*. Polet, 2018, No.10, Pp.14-24.
3. 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 konstruktsij [Design, analysis and static testing of metal-composite structures]*. Moskva, Tekhnosfera, 2022, 407 p.

4. Abrate S. *Impact on composites structures*. Cambridge, Cambridge University Press, 1998, 289 p.
5. Choi H.Y., Chang F.K. *A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact*. Journal of Composite Materials, 1992, Vol.26, Iss.14, Pp.2134-2169.
6. 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.
7. Bouvet C., Rivallant S., Hongkarnjanakul N. *Failure Analysis of Composite Laminate Subjected to Impact and Compression after Impact*. Workshop Understanding Failure Mechanisms of Composites for Sustaining and Enhancing Military Systems Structures, Riga, Latvia, 2013.
8. Aoki Y., Kondo H., Hatta H. *Effect of delamination propagation on mechanical behavior in compression after impact*. 16th International Conference Composite Materials, Kyoto, Japan, 2007.
9. 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.
10. Martirosov M.I., Medvedskiy A.L., Khomchenko A.V. *Povedenie sloistyykh ehlementov konstruksij iz polimernogo kompozita s vnutrennimi defektami pri nestatsionarnyykh 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.
11. 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.
12. Alfutov N.A. *Osnovy rascheta na ustojchivost' uprugikh sistem [Bases of calculation on stability of elastic systems]*. Moskva, Mashinostroenie, 1978, 312 p.
13. 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 28 декабря 2022 года.

Сведения об авторах:

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

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