

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СЖАТИЯ ПОСЛЕ УДАРА (CAI-ТЕСТ) ТКАНЕВОГО КОМПОЗИТА СО СКВОЗНЫМ ДЕФЕКТОМ

С.Б. Сапожников, О.С. Буслаева

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Российская Федерация

E-mail: sapozhnikovsb@susu.ru

Аннотация. Рассмотрен новый подход к расчётной оценке нагрузки разрушения при сжатии (compression after impact – CAI) тканевого композита со сквозным дефектом – отверстием. При моделировании учтена возможность неупругого деформирования полимера и разрушение волокон. В расчётах использован пакет ANSYS WB и стандартные модели материалов из его библиотеки: ортотропная и изотропная упругопластическая среды. Материалы, составляющие композит, закреплены на общих узлах сетки конечных элементов, чем обеспечивается совместная работа и сложные свойства, не присущие стандартным моделям материалов (mFEA-подход). В экспериментах использован промышленный стеклопластик СТЭФ толщиной 4 мм на основе волокон типа E и эпоксифенольной смолы. Дефекты от низкоскоростного удара заменены в расчётах сквозным отверстием. Кривые нелинейного деформирования и разрушения, полученные в расчётах, удовлетворительно согласуются с экспериментальными вплоть до разрушения.

Ключевые слова: тканевый композит; CAI-тест; моделирование; нелинейность; mFEA-подход; ударный дефект; эксперимент.

Введение

Композитные материалы, армированные волокнами, находят все более широкое применение в авиастроении, в первую очередь из-за их высокой удельной прочности и жесткости, а также усталостной прочности. Однако слоистые композиты с полимерной матрицей имеют свои недостатки. Например, слабая трансверсальная прочность делает их восприимчивыми к ударным повреждениям [1, 2]. Более того, слабые повреждения могут быть незаметны, но, тем не менее, могут значительно снизить остаточную прочность композита на сжатие. Следовательно, более детальное понимание поведения композитов после удара при сжимающей нагрузке имеет важное значение для проектирования композитных конструкций [3–6].

При проектировании авиационных конструкций остаточную прочность обычно исследуют путем проведения испытаний на сжатие поврежденных образцов, подвергнутых удару с разным уровнем энергии [7, 8]. Несмотря на то, что был принят ряд «внутренних» и стандартизированных тестов (например, [9, 10]), каждый из них использует один и тот же базовый подход: исходные образцы испытывают на удар падающим грузом, чтобы вызвать определенную степень повреждения; поврежденные образцы затем закрепляют в опорном приспособлении и нагружают на сжатие для определения остаточной прочности.

Соотношения между энергией удара и прочностью на сжатие после удара (compression after impact – CAI) композитных слоистых материалов были изучены в работах [11–14]. Сообщалось о значительных экспериментальных и вычислительных затратах по определению и прогнозированию CAI-прочности композитов [15–20]. С целью упрощения экспериментальных исследований в [21] провели испытания на сжатие композитных панелей со встроенными искусственными дефектами – расслоениями, что привело к отказу от необходимости испытаний на удар. Сравнение результатов, полученных при ударном и искусственном расслоениях образцов, показало, что оба типа образцов разрушаются из-за роста расслоения. Остаточная прочность в обоих случаях была одинаковой, но образцы с искусственным расслоением показали более высокую жесткость, чем образцы после удара. С целью косвенного учёта внутрислойных дефектов, вызывающих снижение жесткости образцов, в ряде работ предложено ударный дефект заменять сквозным отверстием [22–25].

Эксперименты, которые обычно требуют большого количества образцов, являются дорогостоящими и трудоемкими. Это побудило аэрокосмическую промышленность, в частности, искать

экономически эффективные средства по замене испытаний конструкций моделированием [26, 27]. В [14] и [28] разработаны численные модели для прогнозирования ударного повреждения и САI-прочности композитов, армированных углеродными волокнами. Эволюция повреждений во время испытаний на низкоскоростной удар и САI-испытаний была оценена одной и той же прогностической моделью. Детализированная трехмерная модель повреждения была представлена в [12], чтобы предсказать как низкоскоростное ударное повреждение, так и САI-прочность слоистых композитов. Эта достаточно сложная модель была реализована как подпрограмма VUMAT в коммерческом пакете Abaqus/Explicit, и полученная остаточная прочность хорошо согласовывалась с экспериментальными результатами.

В данной работе предложен новый подход с использованием типовых моделей механического поведения материалов в коммерческом МКЭ-пакете ANSYS, что не требует создания пользовательских моделей. При этом комбинация простых моделей поведения в одном конечном элементе позволяет получить сложный отклик дефектной конструкции при сжатии после удара с потерей устойчивости, имитируя накопление внутрислойных микрповреждений в тканевом композите за счёт введения явной пластичности.

Материалы

Для исследования низкоскоростного ударного воздействия и остаточной прочности был выбран коммерческий стеклопластик СТЭФ (производство АО «Электроизолит») толщиной 4 мм ($4,1 \pm 0,1$ мм) на основе эпоксифенольного связующего горячего отверждения. В качестве армирующего наполнителя в композите используется 20 слоев стеклоткани (Е-стекло) полотняного переплетения. Плотность композита была $1,77\text{--}1,79$ г/см³. Объемная доля волокон была определена методом выжигания и составила 42 %. Образцы для испытаний имели размеры в плоскости 150×100 мм (основа \times уток).

Модули упругости СТЭФ по основе и утку составляют $E_x = E_y = 24 \pm 2$ ГПа, предел прочности при растяжении по основе и утку $X_T = Y_T = 400 \pm 20$ МПа, предел прочности на сжатие по основе и утку $X_c = Y_c = 440 \pm 20$ МПа, модуль упругости по нормали $E_z = 9,5 \pm 0,4$ ГПа, предел прочности на сжатие по нормали $Z_c = 480 \pm 15$ МПа. Символ « \pm » обозначает среднеквадратическое значение, определенное по серии испытаний [25].

Испытания на низкоскоростной удар

Испытания на низкоскоростной удар были проведены на вертикальном башенном копре INSTRON CEAST 9350 на образцах с размерами в плоскости 150×100 мм, которые вырезали из листа стеклопластика. В качестве опоры было использовано стальное кольцо с внутренним диаметром 72 мм (рис. 1).

Во всех испытаниях на удар использовался конусный ударник INSTRON 7529.841 с радиусом 12,7 мм. Масса ударника во всех случаях составляла 5,095 кг. Во время испытаний энергии удара варьировались в диапазоне 2...25 Дж. Энергия удара была подобрана таким образом, чтобы длина трещин в уточном направлении не превышала половины ширины образца.

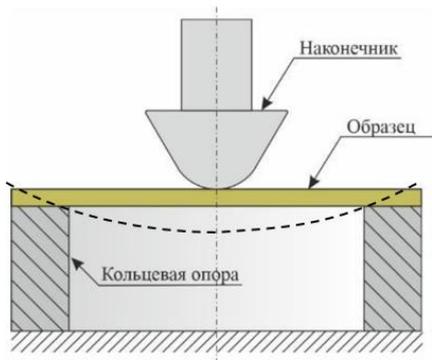


Рис. 1. Схема испытаний на низкоскоростной удар. Пунктир – изогнутая ось образца

В результате низкоскоростного удара в образце возникают дефекты типа расслоений и разрывов волокон на тыльной стороне (рис. 2).

В зависимости от энергии удара площадь зоны разрушения была различной (рис. 2).

В результате испытаний было замечено, что, начиная с определенной энергии удара, развитие площади дефекта замедляется. Это связано с началом разрушения волокон на тыльной стороне, о чем свидетельствуют зависимости длины трещины в уточном направлении (разрушение нитей основы) от энергии удара. Энергия 10 Дж соответствуют началу разрушения волокон и появления трещин в образцах на тыльной стороне.

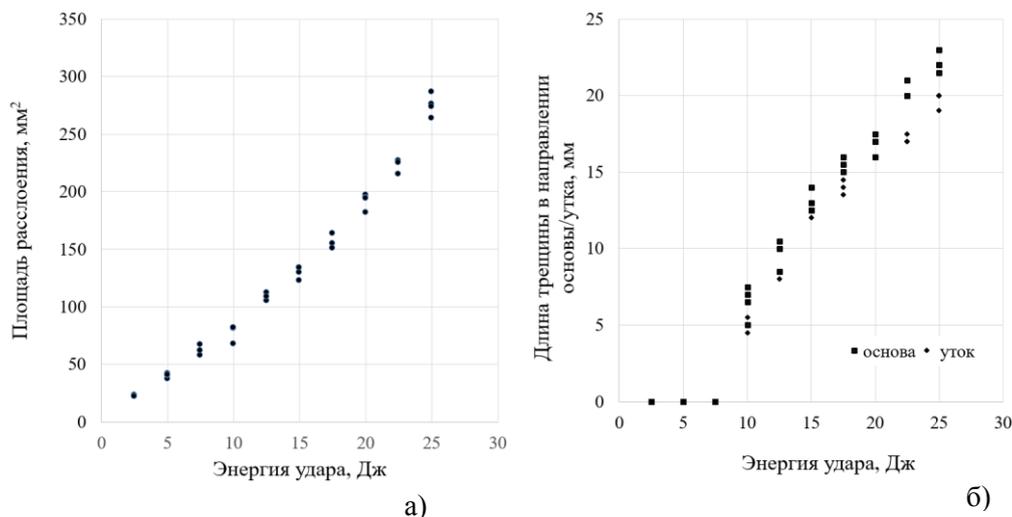


Рис. 2. Зависимость площади расслоения и длины трещины от энергии удара

Определение остаточной прочности при сжатии

Испытания на сжатие после удара были проведены на универсальной испытательной машине INSTRON 5900R с использованием специальной оснастки с боковой поддержкой образца в процессе нагружения (рис. 3). Скорость нагружения составляла 2 мм/мин в соответствии с рекомендациями [29].

Результаты испытаний по определению остаточной прочности представлены на рис. 4.

Может показаться, что снижение прочности на сжатие после удара не слишком существенное, однако сравнение с пределом прочности при сжатии X_c показывает, что даже бездефектный образец имеет вдвое меньшую прочность за счёт потери устойчивости с выпучиванием в направлении нормали к плоскости композита.

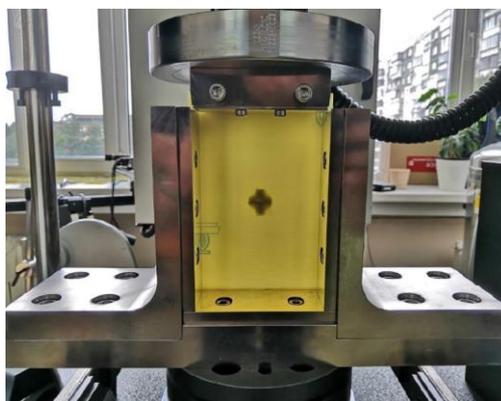


Рис. 3. Образец с дефектом, установленный в CAI-оснастку

Численное моделирование сжатия после удара

В проведенных экспериментах боковые кромки пластины удерживаются заостренными опорами (шарнирное опирание), а нижняя и верхняя части закреплены так, чтобы препятствовать изгибу (заделка).

В зависимости от напряжений потеря устойчивости может происходить при упругих деформациях или за пределами упругости. К сожалению, для композитных материалов указать теоретически границу такого перехода затруднительно. И проблема дополнительно усложняется наличием дефекта от ударного воздействия. В связи с этим предложено использовать численный подход, основанный на методе конечных элементов.

Численное моделирование деформирования и разрушения пластины из стеклопластика СТЭФ с ударным дефектом было проведено в коммерческом пакете ANSYS (Explicit Dynamics). Поскольку рассматриваемая задача симметричная, то для сокращения процессорного времени при моделировании была рассмотрена 1/4 часть пластины со сквозным круглым отверстием, полностью включающей реальный дефект (консервативный подход). Возможность использования такого подхода была подтверждена в работах [22–25].

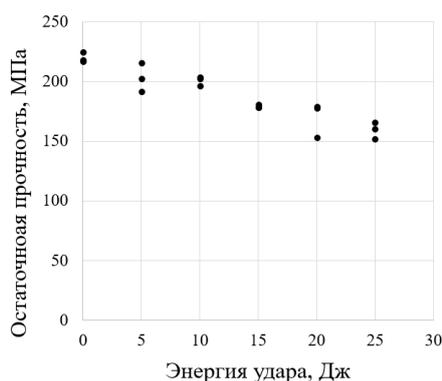


Рис. 4. Зависимость остаточной прочности от энергии удара

Поскольку деформирование стеклопластика перед разрушением является неупругим, то при численном моделировании сжатия пластины с отверстием до разрушения необходимо это учесть. В работе [30] при оценке прочности композита с отверстием при растяжении в рамках МКЭ была предложена схема замены тканевого стеклопластика совокупностью нескольких материалов (изотропных или ортотропных) на одной сетке конечных элементов (mFEA-подход).

В данной работе на примере пластины из СТЭФ с размерами 150x100x4 мм разработана модель, состоящая из двух вложенных материалов. Один из этих материалов (№ 1) имитирует сухую стеклоткань, а второй (№ 2) – полимерную матрицу. Стеклоткань моделируется упругим ортотропным материалом с нулевым коэффициентом Пуассона, а матрица – изотропным упруго-пластическим материалом (билинейная схема).

Чтобы механические свойства такого составного материала соответствовали свойствам однородного стеклопластика СТЭФ, разработана программа в среде MathCAD, которая позволила на основе классической теории слоистых пластин [31] предсказывать макроскопические упругие свойства ортотропной среды по свойствам вложенных материалов. Упругие свойства, которые были применены в расчетах следующие:

Материал № 1: модули упругости $E_x = 16$ ГПа, $E_y = 15$ ГПа, $E_z = 5$ ГПа, коэффициенты Пуассона $\mu_{xy} = 0$, $\mu_{yz} = \mu_{xz} = 0,05$, модули сдвига $G_{xy} = G_{yz} = G_{xz} = 4500$ МПа.

Материал № 2: модуль упругости $E = 8000$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,35$, предел текучести $\sigma_T = 150$ МПа, модуль упрочнения (билинейная аппроксимация диаграммы деформирования) $E^s = 5000$ МПа.

Поскольку вложенные материалы в конечном элементе имеют общие узлы, их упругие свойства суммируются, чтобы получить свойства СТЭФ. В связи с этим полученные данные представляют собой некоторые «эффективные» свойства материалов № 1 и № 2, не сводимые к свойствам волокон или эпоксидной смолы.

Параметры упругопластической модели матрицы (предел текучести и модуль упрочнения), отвечающие в действительности за явления проскальзывания отслоившихся волокон по матрице в композите, варьировали, чтобы получить адекватное прогнозирование нелинейного участка на диаграммах сжатия образцов из СТЭФ *без дефектов* (калибровка упругопластической модели). Разрушение в CAI-тестах происходило от сжатия вдоль волокон (деформации равномерного сжатия складывались с деформациями сжатия от изгиба). Деформации разрушения пластической матрицы не оказывали влияния на нагрузку разрушения, так как ортотропные слои разрушались раньше.

Сетка конечных элементов модели показана на рис. 5. Общность узлов во вложенных материалах получена с использованием опции *share topology* в подпрограмме SpaceClaim в рамках пакета ANSYS.

Общие узлы необходимы, с одной стороны, для снижения размерности задачи, а с другой стороны – для исключения нежелательных мод разрушения (расслоение), которые потребовали бы введения прочностных характеристик межслойного интерфейса. Количество элементов (средний размер конечного элемента в модели составил 3 мм) было достаточным для корректного отображения выпучивания по первой форме потери устойчивости (с одним максимумом).

В пакете ANSYS Workbench (v.2020R2) использован явный решатель (explicit dynamics), позволяющий рассматривать как большие перемещения (это важно для потери устойчивости), так и разрушение с удалением конечных элементов из сетки, формируя «макротрещину». Следует также добавить, что приемлемое время расчёта (и правдоподобное деформирование по первой форме с одной полуволной синусоиды) имеет место лишь при временах процесса более 20 мс. При времени нагружения менее 20 мс в решении появляются две полуволны синусоиды, что не соответствует экспериментальным наблюдениям.

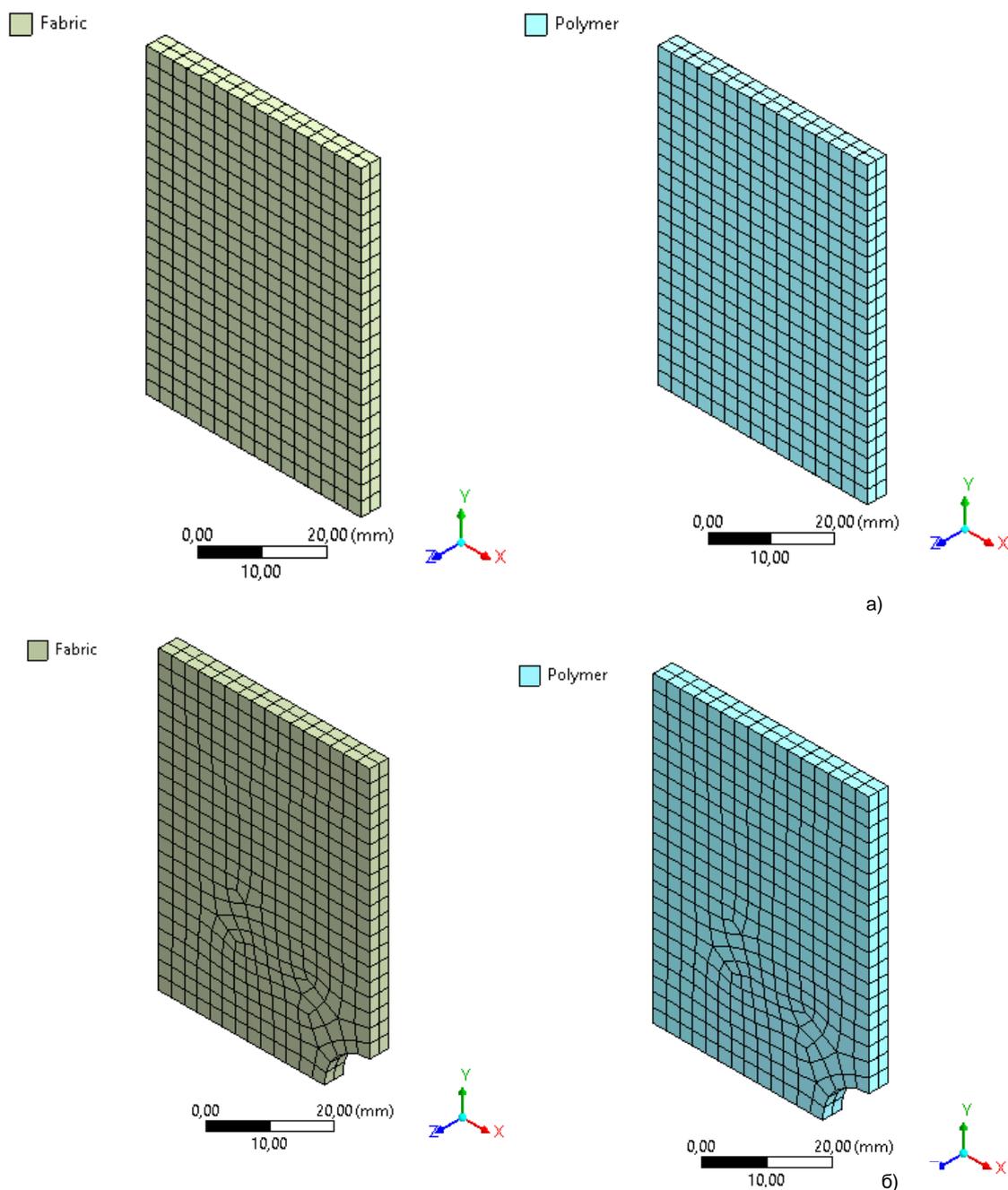


Рис. 5. Сетки КЭ для пластины без отверстия (а) и с отверстием (б)

Граничные условия в модели полностью соответствовали схеме нагружения в CAI-тесте (рис. 6).

Здесь нагрузку прикладывали кинематически (поверхность С) в направлении оси Y (0...3 мм); линия А (ограничения по перемещения $U_z = 0$) соответствовала заострённым боковым шарнирным опорам; поверхности В и D – это оси симметрии. В опоре В выводили реакцию в виде зависимости усилия от времени.

Образцы с дефектами – отверстиями диаметром 6, 13, 17 и 22 мм, что соответствует энергиям удара в испытаниях 10, 15, 20 и 25 Дж соответственно – были нагружены по схеме CAI с учётом симметрии (рис. 7).

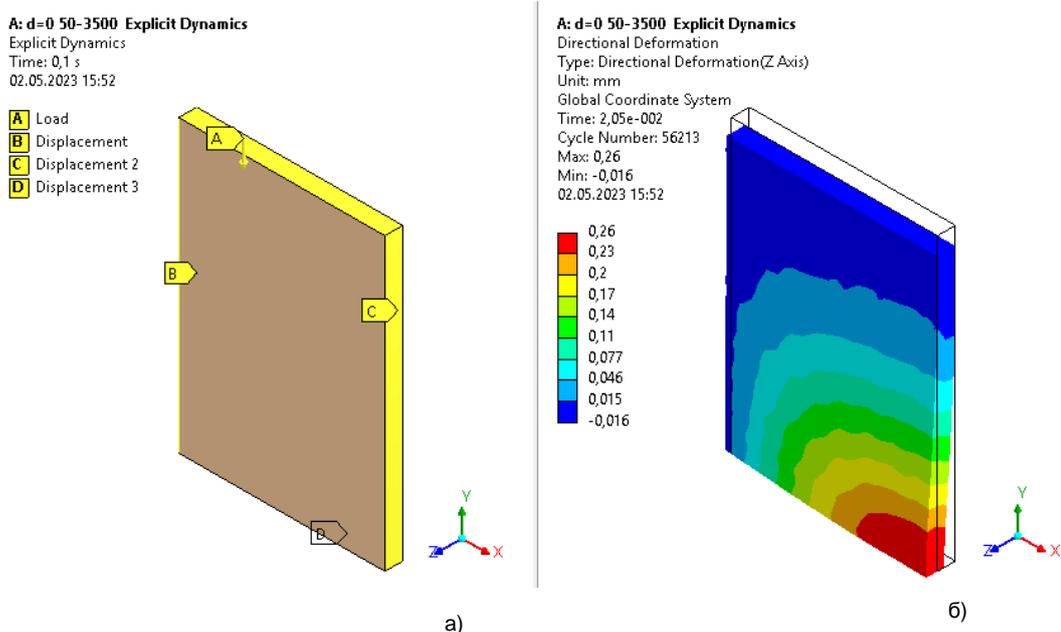


Рис.6. Схема нагружения (а) и характер выпучивания (б)

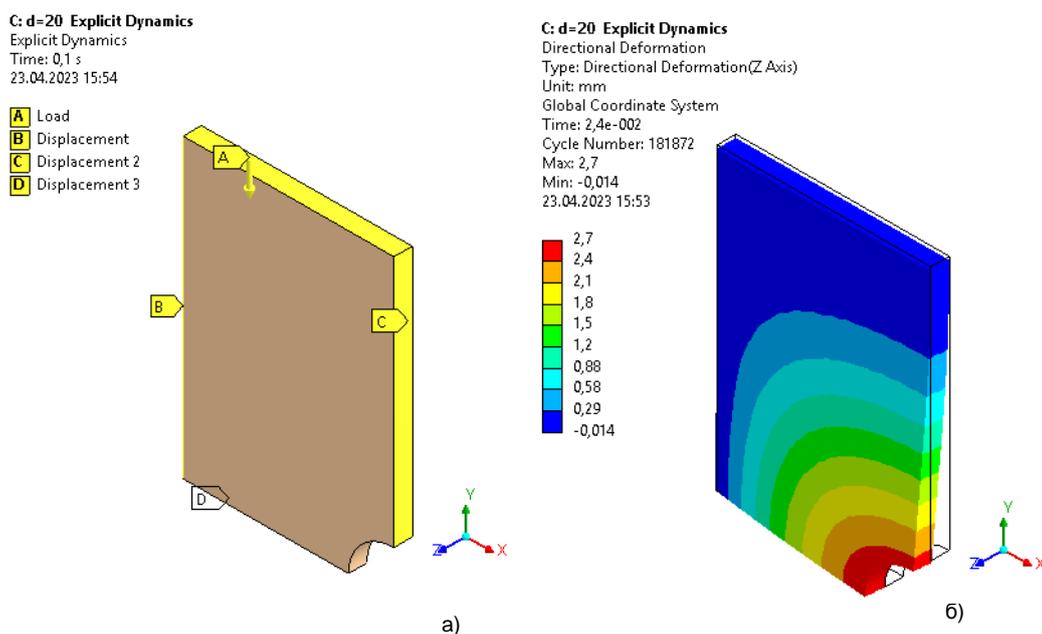


Рис. 7. Образец с отверстием диаметром 20 мм, схема нагружения (а) и картина перемещений U_z на этапе неупругого деформирования (б)

В результате расчета были получены кривые «напряжение – деформация» для всех образцов (рис. 8). Здесь сплошной линией показаны экспериментальные данные, пунктирной – расчетные данные. Линии сдвинуты относительно друг друга для наглядности. На рис. 8 показаны: 1 – без отверстия образец, 2 – отверстие диаметром 6 мм, 3 – отверстие диаметром 13 мм, 4 – отверстие диаметром 17 мм, 5 – отверстие диаметром 22 мм, что соответствует энергиям удара 0 Дж, 10 Дж, 15 Дж, 20 Дж и 25 Дж, соответственно.

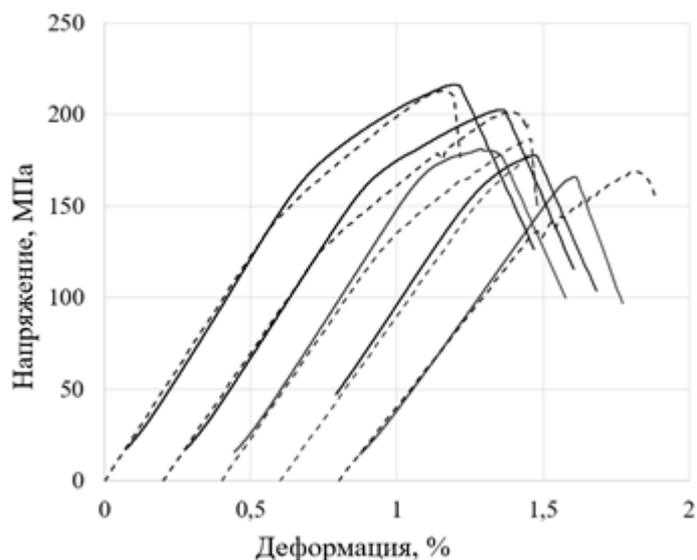


Рис. 8. Кривые «напряжение – деформация» в функции диаметра дефекта/энергии удара

Расчётные значения напряжений потери устойчивости (разрушения) исследованных образцов с дефектами 0 мм, 6 мм, 13 мм, 17 мм и 22 мм равны 213 МПа (погрешность с экспериментальными данными составила 3 %), 201 МПа (погрешность 1 %), 186 (погрешность 4 %), 177 (погрешность 4 %) и 169 МПа (погрешность составила 6 %), соответственно.

Полученные значения хорошо согласуются с экспериментальными данными. Отклонения не превышают 10 %, что для задач потери устойчивости за пределами упругости композитов может считаться серьёзным достижением, позволяющим рекомендовать предложенный подход для использования в проектной практике.

Выводы

Основными механизмами разрушения стеклопластика СТЭФ при низкоскоростном ударном воздействии (до 25 Дж) являются расслоения и разрыв волокон утка на тыльной стороне образца.

Повреждения, возникающие в пластине при ударе до 10 Дж, что соответствует длине трещины на тыльной стороне порядка 5 мм, практически не вызывают снижения остаточной прочности при сжатии.

Деформирование и разрушение пластины при сжатии происходит многостадийно: вначале имеет место упругое, затем упругопластическое деформирование, далее начинается потеря устойчивости (облегчённая упругопластическим деформированием матрицы) и, наконец, разрушение на сжатой стороне пластины, где суммируются деформации равномерного сжатия и изгиба.

Рассмотрена методика расчётной оценки нагрузок потери устойчивости и разрушения при сжатии за пределами упругости слоистого композита с учётом дефекта от ударного воздействия в виде эквивалентного отверстия. Методика ориентирована на использование метода конечных элементов в явной постановке и замену многослойного тканевого композита совокупностью ортотропных и изотропных (упругопластических) фаз. Предложен алгоритм поиска параметров моделей ортотропного и изотропного тел в данной схеме замещения. Результаты испытаний бездефектной пластины в CAI-оснастке использованы для калибровки упругопластических параметров изотропной фазы.

Для более точного предсказания характера деформирования и, возможно, нагрузок потери устойчивости (и разрушения) в ближайшем будущем планируется описать поведение изотропной фазы с помощью полилинейной схемы и рассмотреть развитие расслоений при ударе введением межслойного интерфейса.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13007

Литература

1. Effect of Matrix Damage on Compressive Strength in the Fiber Direction for Laminated Composites / G. Eyer, O. Montagnier, C. Hochard, J.-P. Charles // *Composites Part A Applied Science and Manufacturing*. – 2017. – Vol. 94. – P. 86–92.
2. Prediction of Compressive Strength of Carbon-Epoxy Laminates Containing Delamination by Using a Mixed-Mode Damage Model / M.F.S.F. de Moura, J.P.M. Goncalves, A.T. Marques, P.M.S.T. de Castro // *Compos Struct.* – 2000. – Vol. 50, Iss. 2. – P. 151–157.
3. Cantwell, W.J. An Assessment of the Impact Performance of CFRP Reinforced with High-Strain Carbon Fibres / W.J. Cantwell, P.T. Curtis, J. Morton // *Composites Science and Technology*. – 1986. – Vol. 25, Iss. 2. – P. 133–148.
4. Prichard, J.C. The Role of Impact Damage in Post-Impact Compression Testing / J.C. Prichard, P.J. Hogg // *Composites*. – 1990. – Vol. 21, Iss. 6. – P. 503–511.
5. Some Experimental Findings in Compression-Afterimpact (CAI) Tests of CF/PEEK (APC-2) and Conventional CF/Epoxy Flat Plates / T. Ishikawa, S. Sugimoto, M. Matsushima, Y. Hayashi // *Compos Sci Technol.* – 1995. – Vol. 55, Iss. 4. – P. 349–363.
6. Soutis, C. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites / C. Soutis, P.T. Curtis // *Composites Science and Technology*. – 1996. – Vol. 56, Iss. 6. – P. 677–684.
7. Khondker, O.A. Impact and compression-after-impact performance of weft-knitted glass textile composites / O.A. Khondkera, K.H. Leong, I. Herszberg, H. Hamada // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2005. – Vol. 36, Iss. 5. – P. 638–648.
8. Dogan, A. Low-Velocity Impact Response of E-Glass Reinforced Thermoset And Thermoplastic Based Sandwich Composites / A. Dogan, V. Arıkan // *Composites Part B: Engineering*. – 2017. – Vol. 127. – P. 63–69.
9. ASTM. Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. D7137/D7137M-12. – West Conshohocken. – PA. – 2012.
10. Airbus Standard. Determination of Compression Strength after Impact. AITM 1-0010. – 2010.
11. Falzon, B.G. Predicting Impact Damage. Residual Strength and Crashworthiness of Composite Structures / B.G. Falzon, W. Tan // *SAE International Journal of Materials and Manufacturing*. – 2016. – Vol. 9, Iss. 3. – P. 718–728.
12. Predicting Low Velocity Impact Damage and Compression-After-Impact (CAI) Behaviour of Composite Laminates / W. Tan, B.G. Falzon, L.N.S. Chiu, M. Price // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2015. – Vol. 71. – P. 212–226.
13. Dale, M. Low Velocity Impact and Compression after Impact Characterization of Woven Carbon/Vinylester at Dry and Water Saturated Conditions / M. Dale, B.A. Acha, L.A. Carlsson // *Composite Structures*. – 2012. – Vol. 94, Iss. 5. – P. 1582–1589.
14. Mendes, P.A.A.E. Numerical Prediction of Compression after Impact Behavior of Woven Composite Laminates / P.A.A.E. Mendes, M.V. Donadon // *Composite Structures*. – 2014. – Vol. 113. – P. 476–491.
15. Bull, D.J. Observations of Damage Development from Compression-After-Impact Experiments using Ex Situ Micro-Focus Computed Tomography / D.J. Bull, S.M. Spearing, I. Sinclair // *Composites Science and Technology*. – 2014. – Vol. 97. – P. 106–114.
16. Carti, D.D.R. Effect of Resin and Fibre Properties on Impact and Compression after Impact Performance of CFRP / D.D.R. Carti, P.E. Irving // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2002. – Vol. 33, Iss. 4. – P. 483–493.
17. Compression after Impact Strength of Composite Sandwich Panels / G.A.O. Davies, D. Hitchings, T. Besant *et al.* // *Composite Structures*. – 2004. – Vol. 63, Iss. 1. – P. 1–9.
18. Ghelli, D. Low Velocity Impact and Compression after Impact Tests on Thin Carbon/Epoxy Laminates. / D. Ghelli, G.Minak // *Composites Part B: Engineering*. – 2011. – Vol. 42, Iss. 7. – P. 2067–2079.
19. Habib, F.A. A New Method for Evaluating the Residual Compression Strength of Composites after Impact / F.A. Habib // *Composite Structures*. – 2001. – Vol. 53, Iss. 3. – P. 309–316.
20. Kazemahvazi, S. Residual strength of GRP laminates with multiple randomly distributed fragment impacts. / S. Kazemahvazi, M. Nilsson, D. Zenkert // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2014. – Vol. 60. – P. 66–74.

21. Asp, L.E. An Experimental Investigation of the Influence of Delamination Growth on the Residual Strength of Impacted Laminates / L.E. Asp, N. Soren, S. Singh // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2001. – Vol. 32, Iss. 3. – P. 1229–1235.
22. Baaran, J. Efficient Prediction of Damage Resistance and Tolerance of Composite Aerospace Structures / J. Baaran, L. Kärger, A. Wetzel // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. – 2008. – Vol. 222, Iss. 2. – P. 179–188.
23. An Efficient Numerical Approach to The Prediction of Laminate Tolerance to Barely Visible Impact Damage / A.H. Baluch, O. Falcó, J.L. Jiménez *et al.* // *Composite Structures*. – 2019. – Vol. 225. – Paper No. 111017.
24. Fedulov, B. The Analysis of the Worst-Case Distribution of the Damage in Composite Material Imposed by a Low-Velocity Impact / B. Fedulov, A. Fedorenko // *Procedia Structural Integrity*. – 2019. – Vol. 18. – P. 399–405.
25. Thin Indicator Films to Assess the Residual Strength of a GFRP after a Local Contact Action / O.S. Buslaeva, S.B. Sapozhnikov, A.V. Bezmelnitsyn *et al.* // *Mechanics of Composite Materials*. – Vol. 57, Iss. 1. – P. 47–56.
26. Papanicolaou, G.C. New Approach for Residual Compressive Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates / G.C. Papanicolaou // *Composites*. – 1995. – Vol. 26, Iss. 7. – P. 517–523.
27. A Experimental and computational study of the damage process in CFRP composite beams under low-velocity impact / O.T. Topac, B. Gozluclu, E. Gurses, D. Coker // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2017. – Vol. 92. – P. 167–182.
28. Thin Indicator Films to Assess the Residual Strength of a GFRP after a Local Contact Action / O.S. Buslaeva, S.B. Sapozhnikov, A.V. Bezmelnitsyn *et al.* // *Mechanics of Composite Materials*. – Vol. 57, Iss. 1. – P. 47–56.
29. ГОСТ 33495-2015. Композиты полимерные. Метод испытания на сжатие после удара. – М.: ФГУП «Стандартинформ», 2002. – 20 с.
30. Sapozhnikov, S.B. Multiphase Fea-Approach for Non-Linear Deformation Prediction and Fibre-Reinforced Plastics Failure / S.B. Sapozhnikov, K.A. Guseynov, M.V. Zhikharev // *Mechanics of Composite Materials*. – 2023. – Vol. 59, no. 2. – P. 283–298.
31. Guseinov, K. Features of Three-Point Bending Tests for Determining Out-Of-Plane Shear Modulus of Layered Composites / K. Guseinov, S.B. Sapozhnikov, O.A. Kudryavtsev // *Mechanics of Composite Materials*. – 2022. – Vol. 58, Iss. 2. – P. 155–168.

Поступила в редакцию 7 июня 2023 г.

Сведения об авторах

Сапожников Сергей Борисович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Российская Федерация, e-mail: sapozhnikovsb@susu.ru.

Буслаева Ольга Станиславовна – кандидат технических наук, доцент, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Российская Федерация.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF COMPRESSION AFTER IMPACT (CAI-TEST) OF A FABRIC COMPOSITE WITH OPEN HOLE DEFECTS**S.B. Sapozhnikov, O.S. Buslaeva***South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation**E-mail: sapozhnikovsb@susu.ru*

Abstract. We examine a new approach to the computational assessment of the compressive fracture load (compression after impact, CAI) of a fabric composite with an open hole defect. The simulation takes into account the possibility of inelastic deformation of the polymer and the failure of fibers. Numerical calculations were conducted in ANSYS WB using standard material models from its library: orthotropic and isotropic elastic-plastic media. The materials used are fixed on common nodes of the finite element mesh, which ensures joint work and complex properties that are not inherent in standard material models (mFEA approach). In the experiments, STEF industrial GFRP 4 mm thick based on type E-type fibers and epoxyphenolic resin was used. Defects from a low-speed impact are replaced in the calculations by an open hole defect. The curves of nonlinear deformation and fracture obtained in the calculations are in good agreement with the experimental ones up to fracture.

Keywords: fabric composite; CAI-test; modelling; nonlinearity; mFEA approach; impact defect; experiment.

References

1. Eyer G., Montagnier O., Hochard C., Charles J.-P. Effect of Matrix Damage on Compressive Strength in the Fiber Direction for Laminated Composites. *Composites Part A Applied Science and Manufacturing*, 2017, Vol. 94, pp. 86–92. DOI: 10.1016/j.compositesa.2016.12.012
2. de Moura M.F.S.F., Gonçálves J.P.M., Marques A.T., de Castro P.M.S.T. Prediction of Compressive Strength of Carbon-Epoxy Laminates Containing Delamination by Using a Mixed-Mode Damage Model. *Compos Struct.*, 2000, Vol. 50, Iss. 2, pp. 151–157. DOI: 10.1016/S0263-8223(00)00091-X
3. Cantwell W.J., Curtis P.T., Morton J. An Assessment of the Impact Performance of CFRP Reinforced with High-Strain Carbon Fibres. *Composites Science and Technology*, 1986, Vol. 25, Iss. 2, pp. 133–148. DOI: 10.1016/0266-3538(86)90039-4
4. Prichard J.C., Hogg P.J. The Role of Impact Damage in Post-Impact Compression Testing. *Composites*, 1990, Vol. 21, Iss. 6, pp. 503–511. DOI: 10.1016/0010-4361(90)90423-T
5. Ishikawa T., Sugimoto S., Matsushima M., Hayashi Y. Some Experimental Findings in Compression-After-impact (CAI) Tests of CF/PEEK (APC-2) and Conventional CF/Epoxy Flat Plates. *Compos. Sci. Technol.*, 1995, Vol. 55, Iss. 4, pp. 349–363.
6. Soutis C., Curtis P.T. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites. *Composites Science and Technology*, 1996, Vol. 56, Iss. 6, P. 677–684. DOI: 10.1016/0266-3538(96)00050-4
7. Khondkera O.A., Leong K.H., Herszberg I., Hamada H. Impact and Compression-After-Impact Performance of Weft-Knitted Glass Textile Composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2005, Vol. 36, Iss. 5, pp. 638–648. DOI: 10.1016/j.compositesa.2004.07.006
8. Dogan A., Arıkan V. Low-Velocity Impact Response of E-Glass Reinforced Thermoset And Thermoplastic Based Sandwich Composites. *Composites Part B: Engineering*, 2017, Vol. 127, pp. 63–69. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.06.027
9. ASTM. *Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates*. D7137/D7137M-12, West Conshohocken, PA, 2012. DOI: 10.1520/d7137_d7137m-12
10. Airbus Standard. *Determination of Compression Strength after Impact*. AITM 1-0010, 2010.

11. Falzon B.G., Tan W. Predicting Impact Damage. Residual Strength and Crashworthiness of Composite Structures. *SAE International Journal of Materials and Manufacturing*, 2016, Vol. 9, Iss. 3, pp. 718–728. DOI: 10.4271/2016-01-0497
12. Tan W., Falzon B.G., Chiu L.N.S., Price M. Predicting Low Velocity Impact Damage and Compression-After-Impact (CAI) Behaviour of Composite Laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, Vol. 71, pp. 212–226. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.01.025
13. Dale M., Acha B.A., Carlsson L.A. Low Velocity Impact and Compression after Impact Characterization of Woven Carbon/Vinylester at Dry and Water Saturated Conditions. *Composite Structures*, 2012, Vol. 94, Iss. 5, pp. 1582–1589. DOI: 10.1016/j.compstruct.2011.12.025
14. Mendes P.A.A.E., Donadon M.V. Numerical Prediction of Compression after Impact Behavior of Woven Composite Laminates. *Composite Structures*, 2014, Vol. 113, pp. 476–491. DOI: 10.1016/j.compstruct.2014.03.051
15. Bull D.J., Spearing S.M., Sinclair I. Observations of Damage Development from Compression-after-Impact Experiments using ex situ Micro-Focus Computed Tomography. *Composites Science and Technology*, 2014, Vol. 97, pp. 106–114. DOI: 10.1016/j.compscitech.2014.04.008
16. Cartié D.D.R., Irving P.E. Effect of Resin and Fibre Properties on Impact and Compression after Impact Performance of CFRP. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2002, Vol. 33, Iss. 4, pp. 483–493. DOI: 10.1016/S1359-835X(01)00141-5
17. Davies G.A.O., Hitchings D., Besant T., Clarke A., Morgan C. Compression after Impact Strength of Composite Sandwich Panels. *Composite Structures*, 2004, Vol. 63, Iss. 1, pp. 1–9. DOI: 10.1016/S0263-8223(03)00119-3
18. Ghelli D., Minak G. Low Velocity Impact and Compression after Impact Tests on Thin Carbon/Epoxy Laminates. *Composites Part B: Engineering*, 2011, Vol. 42, Iss. 7, pp. 2067–2079. DOI: 10.1016/j.compositesb.2011.04.017
19. Habib F.A. A New Method for Evaluating the Residual Compression Strength of Composites after Impact. *Composite Structures*, 2001, Vol. 53, Iss. 3, pp. 309–316.
20. Kazemahvazi S., Nilsson M., Zenkert D. Residual Strength of GRP Laminates with Multiple Randomly Distributed Fragment Impacts. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2014, Vol. 60, pp. 66–74. DOI: 10.1016/j.compositesa.2014.01.015
21. Asp L.E., Soren N., Singh S. An Experimental Investigation of the Influence of Delamination Growth on the Residual Strength of Impacted Laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2001, Vol. 32, Iss. 3, pp. 1229–1235. DOI: 10.1016/S1359-835X(01)00075-6
22. Baaran J., Kärger L., Wetzal A. Efficient Prediction of Damage Resistance and Tolerance of Composite Aerospace Structures. *Proc. Institution of Mechanical Engineers. Part G.P. J. Aerospace Eng.*, 2008, Vol. 222, Iss. 2, pp. 179–188. DOI: 10.1243/09544100JAERO278
23. Baluch A.H., Falcó O., Jiménez J.L., Tijs Bas H.A.H., Lopes C.S. An Efficient Numerical Approach to The Prediction of Laminate Tolerance to Barely Visible Impact Damage. *Composite Structures*, 2019, Vol. 225, Paper No. 111017. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111017
24. Fedulov B., Fedorenko A. The Analysis of the Worst-Case Distribution of the Damage in Composite Material Imposed by a Low-Velocity Impact. *Procedia Structural Integrity*, 2019, Vol. 18, pp. 399–405. DOI: 10.1016/j.prostr.2019.08.181
25. Buslaeva O.S., Sapozhnikov S.B., Bezmelnitsyn A.V., Ignatova A.V., Kudryavtsev O.A. Thin Indicator Films to Assess the Residual Strength of a GFRP after a Local Contact Action. *Mechanics of Composite Materials*, Vol. 57, Iss. 1, pp. 47–56. DOI: 10.1007/s11029-021-09932-7
26. Papanicolaou G.C. New Approach for Residual Compressive Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates. *Composites*, 1995, Vol. 26, Iss. 7, pp. 517–523. DOI: 10.1016/0010-4361(95)96809-K
27. Topac O.T., Gozluklu B., Gurses E., Coker D. A Experimental and Computational Study of the Damage Process in CFRP Composite Beams under Low-Velocity Impact. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2017, Vol. 92, pp. 167–182. DOI: 10.1016/j.compositesa.2016.06.023
28. Buslaeva O.S., Sapozhnikov S.B., Bezmelnitsyn A.V., Ignatova A.V., Kudryavtsev O.A. Thin Indicator Films to Assess the Residual Strength of a GFRP after a Local Contact Action. *Mechanics of Composite Materials*, Vol. 57, Iss. 1, pp. 47–56. DOI: 10.1007/s11029-021-09932-7
29. GOST 33495-2015. *Polymer Composites. Test Method for Compression after Impact*. Moscow, FGUP “Standartinform”, 2002, 20 p. (in Russ.).

30. Sapozhnikov S.B., Guseynov K.A., Zhikharev M.V. Multiphase Fea-Approach for Non-Linear Deformation Prediction and Fibre-Reinforced Plastics Failure. *Mechanics of Composite Materials*, 2023, Vol. 59, no. 2, pp. 283–298. DOI: 10.1007/s11029-023-10096-9

31. Guseinov K., Sapozhnikov S.B., Kudryavtsev O.A. Features of Three-Point Bending Tests for Determining Out-of-Plane Shear Modulus of Layered Composites. *Mechanics of Composite Materials*, 2022, Vol. 58, Iss. 2, pp. 155–168. DOI: 10.1007/s11029-022-10020-7

Received June 7, 2023

Information about the authors

Sapozhnikov Sergei Borisovich is Dr. Sc. (Engineering), Professor, Chief Scientist Officer, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation, e-mail: sapozhnikovsb@susu.ru.

Buslaeva Olga Stanislavovna is Cand. Sc. (Engineering), Associate Professor, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation.