

Received: 22.02.2024

Revised: 29.02.2024

Accepted: 26.04.2024

DOI: 10.17804/2410-9908.2024.2.050-060

THE FEATURES OF INTERLAYER FRACTURE OF COMPOSITE MATERIALS WITH A VARIABLE LAYUP ANGLE UNDER IMPACT LOADING

L. A. Bokhoeva^{1, 3, a)}, A. B. Baldanov^{1, b)}, * and V. E. Rogov^{2, c)}

¹East Siberia State University of Technology and Management,
40V/1 Klyuchevskaya St., Ulan-Ude, Buryat Rep., 670013, Russia

²Baikal Institute of Nature Management, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences,
6 Sakhianovoy St., Ulan-Ude, Buryat Rep., 670047, Russia

³Irkutsk National Research Technical University,
83 Lermontova St., Irkutsk, 664074, Russia

^{a)}  <https://orcid.org/0000-0001-6986-4307>  bohoeva@yandex.ru;

^{b)}  <https://orcid.org/0000-0001-7655-215X>  aldarbaldanov@gmail.com;

^{c)}  <https://orcid.org/0000-0002-2249-0827>  rogov54v@mail.ru

*Corresponding author. Email: aldarbaldanov@gmail.com

Address for correspondence: ul. Klyuchevskaya, 40V/1, Ulan-Ude, 670013, Russia
Tel.: +7 (951) 630-4150

Interlayer defects in structural components made of composite materials are caused by the imperfection of the manufacturing process, complex interactions of the constituents, and the effect of impact loads. The presence of these defects decreases the strength of such components and severely affects residual strength. The paper presents a numerical and experimental study of the behavior of a composite material plate with a variable layup angle under impact loading. Impactor velocities before and after multilayer plate perforation, as well as the dimensions of delamination-type defects, are determined experimentally. The Ansys LS-DYNA software in double precision mode is used to simulate the failure of composite plates under impact loading. It has been found that a significant contribution to the decrease in the impact energy is made by the delamination dimensions depending on the layup angle in the stack. The delamination area is related to the residual velocity of the impactor; namely, the larger the delamination area, the greater the decrease in the impactor velocity.

Keywords: composite materials, impact loading, numerical simulation, experiment, layup angle, delamination, multilayer specimens, plate, impactor

Acknowledgment

The work was subsidized by the grant Young Scientists of the ESSUTM 2023 and grant No. 412 21.12.2023 of the Buryat Republic. It was performed under the state assignment for the Baikal Institute of Nature Management SB RAS, No. 0273-2021-0007.

References

1. Dubinskiy, S.V., Feygenbaum, Yu.M., Selikhov, A.A., Gvozdev, S.A., and Ordyntsev, V.M. Study of accidental in-service impacts into wing of commercial aircraft. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*, 2016, 18 (4–3), 604–611. (In Russian).
2. Feygenbaum, Y.M. and Dubinskiy, S.V. Influence of accidental in-service damages on structural durability and aircraft operation life. *Nauchnyi Vestnik MGTUGA*, 2013, 187, 83–91. (In Russian).

3. Ushakov, A., Stewart, A., Mishulin, I., and Pankov, A. Probabilistic design of damage tolerant composite aircraft structures. Report DOT/FAA/AR-01/55, U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Washington DC, 2002.
4. Fawcett, A.J. and Oaks, G.D. Boeing composite airframe damage tolerance and service experience, workshop for composite damage tolerance and maintenance. Presentation #2 of Session 1, National Institute for Aviation Research, Chicago, IL, 2006.
5. Andreev, A.S., Bychkov, A.S., and Kondratyev, A.V. Operational load-carrying capacity of domestic and foreign transport category aircraft structures made of polymeric composite materials. Part 2. Analysis of types, nature and frequency of operational damage. *Vestnik ONMU*, 2016, 2 (48), 180–194. (In Russian).
6. Sapozhnikov, S.B. and Zhikharev, M.V. Types of damage of woven GFRP and repair of low velocity impact delaminations. *Composites and Nanostructures*, 2014, 6 (3), 68–75. (In Russian).
7. Abrate, S. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews*, 1991, 44 (4), 155–190. DOI: 10.1115/1.3119500.
8. Olsson, R. Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates. *Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31 (8), 879–887. DOI:10.1016/S1359-835X(00)00020-8.
9. Cantwell, W.J. and Morton, J. The impact resistance of composite materials – a review. *Composites*, 1991, 22 (5). DOI: 10.1016/0010-4361(91)90549-V.
10. Medvedskiy, A.L., Martirosov, M.I., and Khomchenko, A.V. Numerical analysis of layered composite panel behavior with interlaminar defects subject to dynamic loads. *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*, 2019, 15 (2), 127–134. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-2-127-134. (In Russian).
11. *Interlaminar Responce of Composite Materials*, ed. by N.J. Pagano, Elsevier Science Publishers Ltd, North Holland, 1989, 268 p.
12. Postnov, V.I., Postnova, M.V., Barannikov, A.A., and Veshkin, E.A. Temporary laminated stoppers: materials, properties, application. *Trudy VIAM*, 2020, 4–5, 32–41. DOI:10.18577/2307-6046-2020-0-45-32-41. (In Russian).
13. Bohoeva, L.A., Baldanov, A.B., and Chermoshentseva, A.S. Optimal structure of multi-layer wing console of unmanned aerial vehicle with experimental validation. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*, 2020, 27 (1), 65–75. DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75. (In Russian).
14. Bokhoeva, L.A., Rogov, V.E., Baldanov, A.B., and Ivanov, Yu.N. Simulation of an optimal multilayer plate from composite materials for speed reduction after impact. *Mashinostroenie i Inzhenernoe Obrazovanie*, 2022, 3–4 (70), 3–11. (In Russian).
15. Heimbs, S., Heller, S., and Middendorf, P. Simulation of low velocity impact on composite plates with compressive preload. In: *Proceeding of the 7th LS-DYNA Anwenderforum*, Bamberg, Germany, 2008.
16. Hou, J.P., Petrinic, N., Ruiz, C., and Hallett, S.R. Prediction of impact damage in composite plates. *Composites Science and Technology*, 2000, 60 (2), 273–281. DOI: 10.1016/S0266-3538(99)00126-8.

Подана в журнал: 22.02.2024

УДК 620.1

DOI: 10.17804/2410-9908.2024.2.050-060

ОСОБЕННОСТИ МЕЖСЛОЙНОГО РАЗРУШЕНИЯ ПРИ УДАРНОМ НАГРУЖЕНИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ПЕРЕМЕННЫМ УГЛОМ УКЛАДКИ СЛОЕВ

Л. А. Бохоева^{1, 3, а)}, А. Б. Балданов^{1, б), *}, В. Е. Рогов^{2, в)}

¹Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления», ул. Ключевская, д. 40В, строение 1, г. Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670013, Россия

²Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Байкальский институт природопользования Сибирского отделения Российской академии наук, ул. Сахьяновой, д. 6, Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670047, Россия

³Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Иркутский национальный исследовательский технический университет», ул. Лермонтова, д. 83, Иркутск, 664074, Россия

^{а)}  <https://orcid.org/0000-0001-6986-4307>  bohoeva@yandex.ru;

^{б)}  <https://orcid.org/0000-0001-7655-215X>  aldarbaldanov@gmail.com;

^{в)}  <https://orcid.org/0000-0002-2249-0827>  rogov54v@mail.ru

*Ответственный автор. Электронная почта: aldarbaldanov@gmail.com

Адрес для переписки: ул. Ключевская, д. 40В, строение 1, г. Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670013, Россия
Тел.: +7 (951) 630-41-50

Наличие в элементах конструкций из композиционных материалов межслойных дефектов, связанных с несовершенством технологии их изготовления, сложными взаимодействиями компонентов, воздействием ударных нагрузок, приводит к снижению прочности таких элементов и оказывает серьезное влияние на остаточную прочность. В работе проведено численно-экспериментальное исследование поведения при ударном нагружении пластины из композиционного материала с переменным углом укладки слоев. Экспериментально определены скорости ударника до и после пробития многослойной пластины, а также размеры межслойных дефектов в виде расслоений. Для моделирования процесса разрушения пластин из композиционных материалов при ударном нагружении использовали программное обеспечение Ansys LS-DYNA в режиме двойной точности. Выявлено, что значительную роль в снижении энергии удара играют размеры расслоений в зависимости от угла укладки слоев в пакете. Получена зависимость между площадью расслоения и остаточной скоростью ударника: чем больше площадь дефекта типа «расслоение», тем больше снижение скорости ударника.

Ключевые слова: композиционные материалы, ударное нагружение, численное моделирование, эксперимент, угол укладки слоев, расслоение, многослойные образцы, пластина, ударник

1. Введение

Использование многослойных композиционных материалов в машиностроении, особенно в авиастроении, требует учета присущих им специфических особенностей, таких как вероятность присутствия скрытых дефектов в виде нарушения сплошности материала по поверхностям раздела отдельных слоев. Наличие в элементах конструкций из композиционных материалов (КМ) межслойных дефектов, связанных с несовершенством технологии их изготовления, сложными взаимодействиями компонентов, воздействием ударных нагрузок приводит к снижению прочности таких элементов и оказывает серьезное влияние на остаточную

прочность. Образование ударных нагрузок на летательные аппараты (ЛА) из КМ, причины их появления и величина ударов подробно отражены в исследованиях [1–4]. Отмечено, что удары приводят к размягчению КМ, вмятинам, пробоинам [5]. Особенно опасны повреждения в виде расслоений, которые возникают при воздействии посторонних объектов (отлетевшие с корпуса ЛА осколки льда, град и т. п.) на корпуса ЛА, гоночных болидов, легких судов, обшивки скоростных поездов, малых БПЛА самолетного типа. Такие расслоения могут привести к снижению несущей способности конструкций на величину до 45 %, особенно при сжимающих нагрузках [6]. Поэтому необходимы дополнительные исследования по воздействию скоростных ударных нагрузок (от 400 до 1000 м/с) на многослойные элементы конструкций из КМ. Исследования по влиянию средних и высоких скоростей на КМ отмечены в работах [7–9]. Такие удары приводят обычно к сквозному пробитию с образованием обширного расслоения. В работе [11] предложено несколько способов для уменьшения размеров межслойных дефектов:

- 1) последовательность укладки слоев композита;
- 2) усиление зоны свободной кромки прошивкой или обмоткой;
- 3) использование пластичных смол;
- 4) изменение механических свойств отдельных слоев в зоне, опасной с точки зрения расслоений;
- 5) добавление или замена некоторых слоев на пластичные материалы, подобные адгезионной пленке;
- 6) использование стопперов [12].

Свойства КМ зависят от свойств матрицы, волокон и способа армирования. Известны следующие схемы укладки пакета волокнистых КМ: однонаправленная схема (композит образован из слоев, армированных параллельными непрерывными волокнами по основе под углом 0 или 90°); ортотропная схема (чередование слоев в одном направлении по основе и по утку под углом 0 и 90°); квазиизотропная схема (чередование слоев с продольной и поперечной укладкой под углом $\pm 45^\circ$). Наиболее распространенной является квазиизотропная укладка, которая позволяет получать равнопрочную укладку в плоскости пакета. Основными направлениями считаются 0 (главная ось нагрузки), +45, -45 и 90° (нагрузки, поперечные по отношению к основной оси). При проектировании и изготовлении силовых конструкций возможно управлять структурой КМ и проектировать элементы конструкций в зависимости от действия нагрузок, поэтому схема укладки волокон в слое в пакете КМ может существенно меняться. В работе [13] авторы предложили оптимальную схему укладки волокон в слое при действии постоянной статической нагрузки. Однако исследований, направленных на оценку влияния углов укладки слоев слоистого композиционного материала на межслойные дефекты от действия ударной нагрузки, недостаточно.

Целью работы является исследование влияния угла укладки волокон в слое многослойных КМ на размеры межслойных дефектов при ударном нагружении. Рассмотрены следующие варианты укладки стеклоткани:

- однонаправленная ([0] или [90]);
- ортотропная ([± 45] или [0/90]);
- квазиизотропная ([0/90/45]).

2. Эксперимент

Предметом исследования является слоистый композиционный материал из стеклопластика, изготовленный по технологии прессования (согласно ГОСТ 33347) из стеклоткани. Матрица – эпоксидная смола ЭД-20, отверждающий агент – полиэтиленполиамин ТУ 2413-357-00203447-99. Отношение связующей матрицы к отвердителю – 10:1. Образцы изготавливались по следующей технологии: слои из стеклоткани Т10 нарезали в заданный размер; на подготовленную стальную оснастку укладывали тефлоновую пленку (для лучшего последу-

ющего снятия изделий); каждый пропитанный клеем слой стеклопластика пропускали через вальцы для равномерного распределения связующего вещества; на пленку последовательно накладывали заданное количество слоев ткани. Пластины накрывали тефлоновой пленкой и ответной стальной плитой. Оснастку устанавливали в гидравлический пресс (сила давления – 2 т). Выдержка пластин под давлением – 24 часа (рис. 1).



Рис. 1. Изготовление многослойных образцов из композиционных материалов

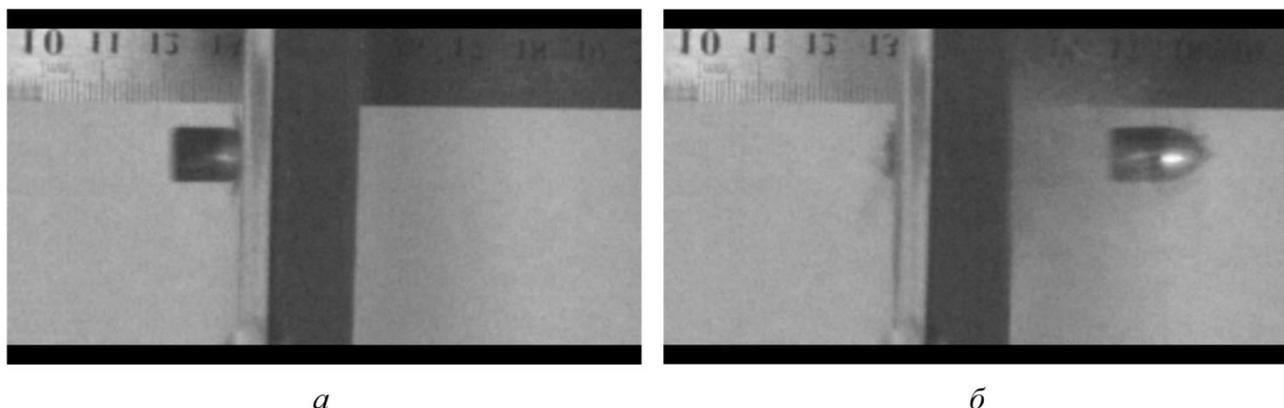


Рис. 2. Сквозное пробитие КМ: момент удара (а); пробитие (б)



Рис. 3. Образцы после испытания

Изготовлены образцы из 5, 10 и 20 слоев с различными схемами укладки слоев: однонаправленная укладка $[0]_5$, $[0]_{10}$, двунаправленная укладка $[0/90]_{10}$, квазиизотропные последовательности укладки $[\pm 30/90]_8$, а также слои с укладкой $[0_2/\pm 45_2/90_2]_0_2$. После изготовления образцов были проведены испытания на удар с использованием высокоскоростной камеры для определения скорости удара и разрушения КМ. Образец зажимали болтовым соединением рамок по торцам КМ, обеспечивая жесткую заделку. Масса ударника составляет 7,45 г,

диаметр – 9,01 мм. На фотографиях высокоскоростной камеры (рис. 2) представлен натуральный эксперимент на удар стеклопластика из 20 слоев с укладкой $[0/90]_{10}$. Из снимков видно, что ударник не деформируется после пробития пластины. Определена скорость до удара (360 м/с) и после пробития (307 м/с), а также размеры расслоений. На фотографиях (рис. 3) представлены образцы после испытаний.

3. Конечно-элементный анализ

На основе полученных экспериментальных данных испытаний на удар построили численную модель удара с учетом скорости ударника после пробития, размеров и формы повреждений для многослойных КМ.

Для моделирования процесса разрушения пластин из КМ при ударном нагружении использовали программное обеспечение Ansys LS-DYNA в режиме двойной точности. Конечно-элементные сетки пластины и ударника представлены на рис. 4. Ударник представлен как жесткое тело. Композиционный материал смоделирован из отдельных слоев, состоящих из 4320 элементов, сгущенных в области удара. По торцам пластина жестко закреплена. Для решения нелинейной контактной задачи в Ansys LS-DYNA заложены следующие методы: метод штрафных функций, расширенный метод Лагранжа, метод множителей Лагранжа, комбинированный метод штрафов Лагранжа, метод внутренних многоточечных связей. Для решения контактной задачи и моделирования расслоения использован метод штрафного контакта Contact Automatic One-Way Surface-to-Surface Tiebreak, основанный на применении контактной «пружины» для определения контактной области между двумя поверхностями. Механические характеристики слоя, которые были определены в работе [14], даны в табл. 1. Расчет механических характеристик заключается в следующем: экспериментально определяются характеристики волокна и матрицы и их процентное содержание в слое. Определяются жесткостные характеристики отдельного слоя в зависимости от угла укладки волокон в слое: жесткость на растяжение вдоль и поперек волокон и на сдвиг. После определения жесткостных характеристик для одного слоя переходят к другому слою и суммируют жесткости.

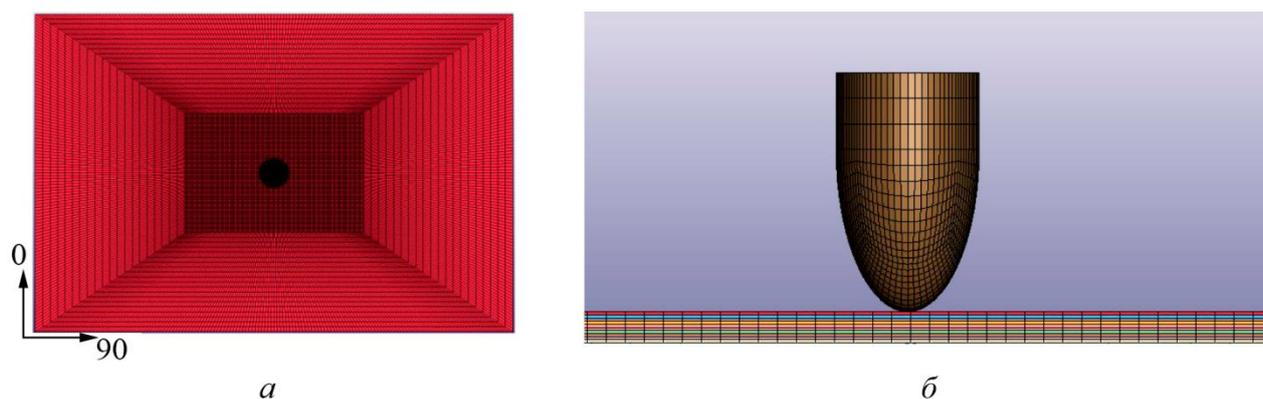


Рис. 4. Конечно-элементная модель пластины из КМ и ударника в программном комплексе Ansys LS-DYNA: вид сверху пластины и ударника (а); вид спереди (б)

Для моделирования слоистых ортотропных материалов, подверженных динамическому нагружению, была использована модель материала MAT54 (MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE) [15], учитывающая 4 критерия разрушения Хашина для волокна и матрицы:

при растяжении волокон: если $\sigma_{11} \geq 0$, тогда $E_1 = E_2 = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$,

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right) + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right) - 1;$$

при сжатии волокон: если $\sigma_{11} < 0$, тогда $E_1 = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$,

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 - 1;$$

при растяжении матрицы: если $\sigma_{22} \geq 0$ тогда $E_2 = \nu_{21} = G_{12} = 0$,

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 - 1;$$

при сжатии матрицы: если $\sigma_{22} > 0$, тогда $E_2 = \nu_{12} = \nu_{21} = G_{12} = 0$,

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 - 1,$$

где прочность волокна на растяжение X_t , прочность волокна на сжатие X_c , прочность матрицы на растяжение Y_t , прочность матрицы на сжатие Y_c и прочность на сдвиг S_c определены экспериментально (табл. 1). Переменные e_f, e_c, e_m, e_d – функции критерия прочности Хашина. Числовые индексы 1 и 2 – осевое и поперечное направления волокна, \square – входной параметр, позволяющий явно определить влияние сдвига в режиме растяжения волокон.

Таблица 1

Входные параметры для МАТ54

Модуль упругости	МПа	Модуль сдвига	МПа	Коэффициент Пуассона	
E_1	$5,225 \cdot 10^4$	G_{12}	$4,459 \cdot 10^4$	ν_{12}	0,253
E_2	$1,759 \cdot 10^4$	G_{23}	$3,962 \cdot 10^4$	ν_{13}	0,253
E_3	$1,759 \cdot 10^4$	G_{31}	$4,459 \cdot 10^4$	ν_{23}	0,36
Прочность при растяжении	МПа	Прочность на сжатие	МПа	Прочность на сдвиг	МПа
X_t	272,3	X_c	168,9	S_{12}	120
Y_t	64,1	Y_c	285,4	S_{13}	60

Для моделирования распространяющихся трещин использовали критерий разрушения Chang–Chang [16]. Результаты численного моделирования и расчета представлены на рисунках 5–7. На рис. 5 представлены размеры расслоений, полученных экспериментально и численным моделированием. Длина экспериментально полученного максимального расслоения $L_{\max.э} = 4,4$ см, длина численно полученного дефекта $L_{\max.ч} = 4,3$ см, расхождение составляет 3–4 % (рис. 5 а). Площадь дефекта и сквозное повреждение (рис. 5 б) послойно практически совпадает (1–2 % расхождения). Значения разрушающих деформаций послойно определяли

с помощью инструмента MAT54, используя замедленное разрушение конечного элемента, послойное разрушение нельзя определить экспериментально (рис. 6).

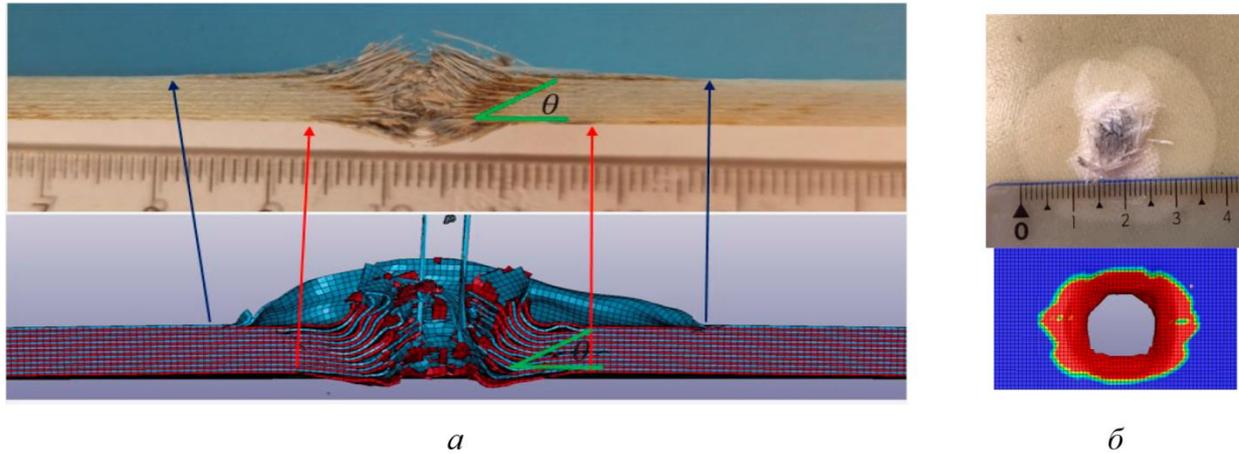


Рис. 5. Размеры расслоений в многослойных КМ, полученные экспериментально и численно: длина дефекта (а); площадь дефекта (б)

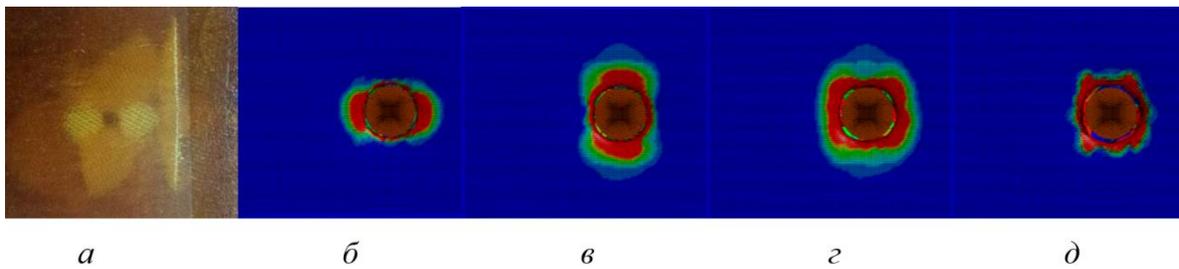


Рис. 6. Послойное разрушение КМ: результат экспериментального пробития пятислойной пластины (а); моделирование расслоения между слоями 1 и 2 (б), 2 и 3 (в), 3 и 4 (з), 4 и 5 (д)

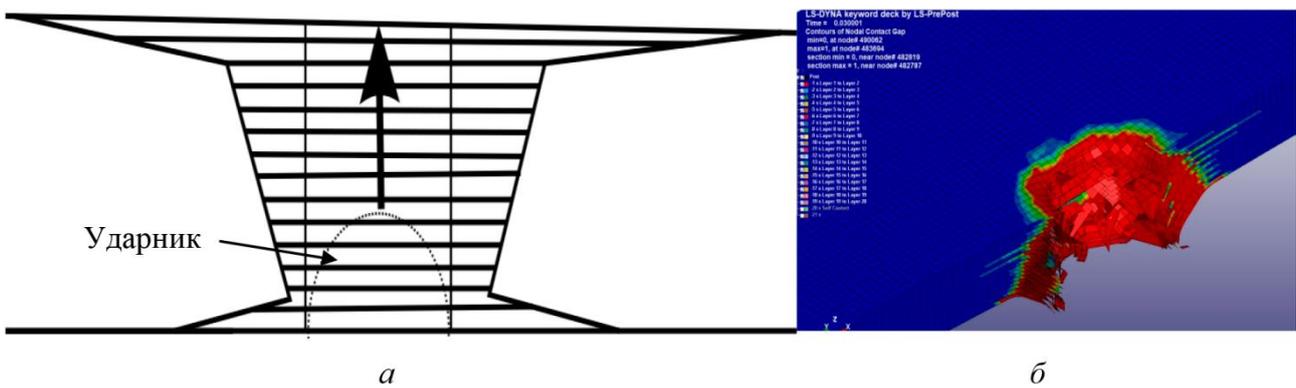


Рис. 7. Форма повреждения пакета КМ с 20 слоями при пробитии ударником: схема повреждения (а); модель повреждения (б)

На рис. 7 а и 8 а представлены схемы повреждения пластины от удара (срезы расщепления слоев), которые первоначально параллельны поверхности КМ. На рис. 7 представлена пластина из 20 слоев, а на рис. 8 – пластина из 10 слоев. Красным цветом отмечены зоны разрушения (рис. 7 б, 8 б), полученные нарушением межслойной прочности за счет растягивающих сдвиговых напряжений, вызванных распространением интенсивной волны сжатия и волны разгрузки. Области расслоения образуют обширные зоны снижения прочности клеевого соединения (зеленый цвет на рис. 7 б). Расслоения имеют эллиптическую форму, вытянутую вдоль направления армирования нижнего слоя от точки удара (рис. 7 б). Повреждения

для 20-слойных образцов, схематично показанные на рис. 7 *a*, в 3–4 раза превышают размер ударника. Для тонких пластин (до 10 слоев) форма повреждения имеет упрощенный вид конуса (рис. 8 *a*). Во время удара направление слоев меняется вблизи стенок повреждения пластины: ближе к лицевой поверхности удара они поворачиваются в сторону, противоположную направлению удара, за счет действия волны разгрузки, что соответствует эксперименту на 1-м кадре (рис. 2 *a*). Вблизи тыльной поверхности слои поворачиваются в направлении удара. Таким образом, отдельные слои играют роль своеобразных внутренних меток, фиксирующих картину течения материала.

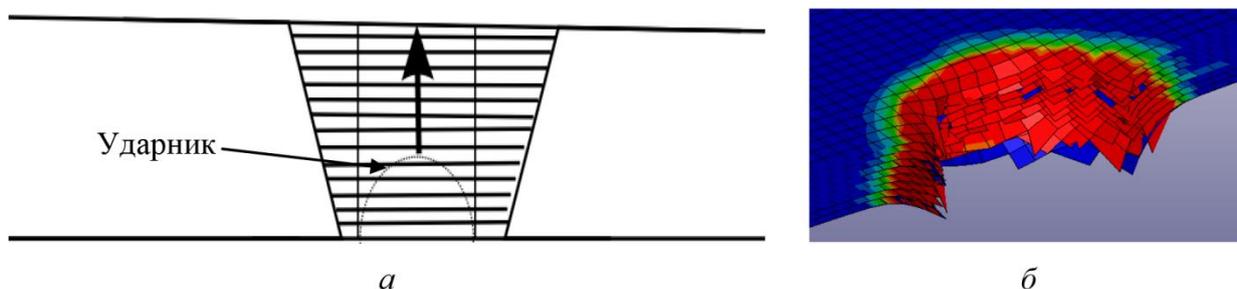


Рис. 8. Форма повреждения пакета из КМ толщиной до 10 слоев при пробитии ударником: схема повреждения (*a*); модель повреждения (*б*)

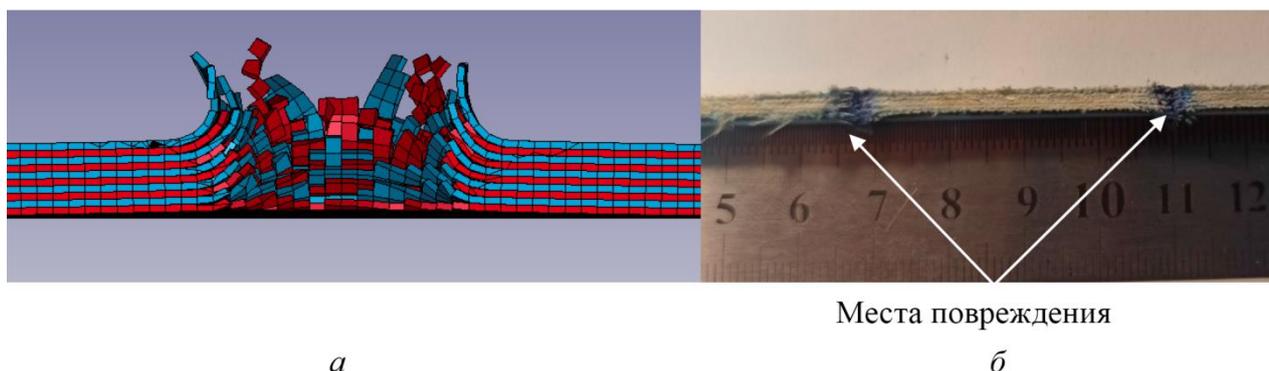


Рис. 9. Повреждение пластины: моделирование послойного повреждения (*a*); эксперимент (*б*)

Таблица 2

Результаты численного расчета размеров повреждений и остаточной скорости после удара

Укладка	№ 1 [0] ₁₀	№ 2 [±45] ₅	№ 3 [0 ₂ /±45 ₂ /90 ₂] ₀ ₂	№ 4 [0/90/±45] ₂ ₀ ₂	№ 5 [±30/90] ₃ ₃ ₀	№ 6 [0/90] ₁₀
Общая площадь повреждения, мм ²	1732,9	1589,1	1620,5	1546,7	1835,4	1839,6
Остаточная скорость, м/с	310	315	312	316	309	307

В табл. 2 представлены результаты численного расчета размеров повреждений для различных вариантов укладки слоев 10-слойной пластины из КМ и остаточной скорости после удара. Начальная скорость удара составляет 360 м/с. Наблюдается зависимость между площадью расслоения и остаточной скоростью ударника.

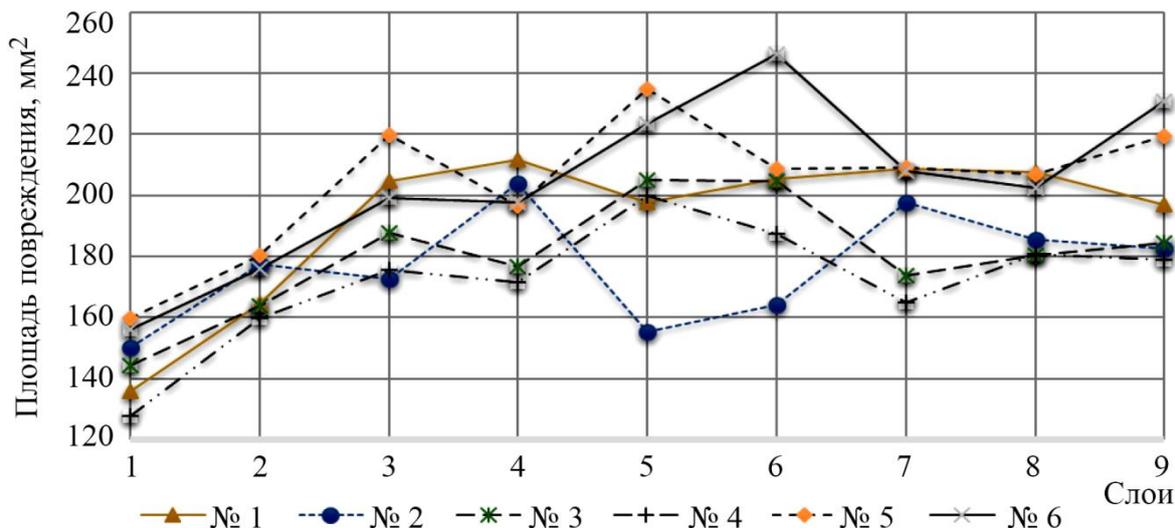


Рис. 10. Размеры повреждений между слоями КМ из 10 слоев для 6 вариантов укладки слоев: № 1 – $[0]_{10}$; № 2 – $[\pm 45]_5$; № 3 – $[0_2/\pm 45_2/90_2]_{10}$; № 4 – $[0/90/\pm 45]_{20}$; № 5 – $[\pm 30/90]$; № 6 – $[0/90]_{10}$

Площади повреждений между каждым слоем для 6 вариантов разной укладки слоев КМ представлены на графике (рис. 10). Отметим, что постепенный рост повреждений идет до 4–5-го слоев, далее идет затухание повреждений. Такие расчеты можно получить только численно, без экспериментального подтверждения.

4. Заключение

В слоистых композиционных образцах при скоростном ударе образуются межслойные дефекты типа «расслоение», которые зависят от толщины пластины и углов укладки слоев. Для пластин толщиной до 10 слоев повреждения имеют форму усеченного конуса. Площадь расслоения увеличивается, начиная с первых слоев, подобно дереву расслоений. После 3–4-го слоя размеры повреждений имеют большие расхождения, особенно у пластины с укладкой слоев $[\pm 45]_5$. Для пластин из 20 слоев повреждения имеют форму трех усеченных конусов, образуются обширные расслоения в точке удара и с тыльной стороны пластины. Снижение скорости ударника зависит от угла укладки слоев в пакете из КМ. Наибольшее снижение скорости ударника достигнуто при укладке $[0/90]_{10}$. Наибольшее снижение скорости ударника достигнуто при укладке $[0/90]_{10}$. Выявлена зависимость между площадью расслоения и остаточной скоростью ударника: чем больше площадь дефекта типа «расслоение», тем больше снижение скорости ударника за счет диссипации энергии удара.

Благодарность

Работа выполнена в рамках гранта «Молодые ученые ВСГУТУ 2023», гранта в форме субсидий РБ № 412 от 21.12.2023, государственного задания № 0273-2021-0007 Байкальскому институту природопользования СО РАН.

Литература

1. Закономерности реализации случайных ударных воздействий на конструкцию крыла коммерческого самолёта / С. В. Дубинский, Ю. М. Фейгенбаум, А. А. Селихов, С. А. Гвоздев, В. М. Ордынцев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2016. – Т. 18, № 4–3. – С. 604–611.

2. Фейгенбаум Ю. М., Дубинский С. В. Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2013. – № 1 (187). – С. 83–91.
3. Ушаков А. Е. Методологические основы конструктивно-технологического обеспечения живучести авиаконструкций, выполненных из полимерных композитных материалов : дис. ... докт. техн. наук : 05.07.04. – Москва, 1992. – 418 с.
4. Лебедев И. К. Эксплуатационная долговечность элементов авиаконструкций из композиционных материалов : дис. ... канд. техн. наук : 05.22.14. – Москва, МГТУГА, 2011. – 212 с.
5. Андреев А. В., Бычков А. С., Кондратьев А. В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Ч. 2. Анализ видов, характера и частоты эксплуатационных повреждений // Вісник Одеського національного морського університету. – 2016. – Вип. 2 (48). – С. 180–194.
6. Жихарев М. В. Оценка прочности высоконагруженных пластин из композитных материалов при локальном ударном воздействии : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.04. – Челябинск, 2019. – 125 с.
7. Abrate S. Impact on laminated composite materials // Applied Mechanics Reviews. – 1991. – Vol. 44 (4). – DOI: 10.1115/1.3119500.
8. Olsson R. Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates // Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2000. – Vol. 31 (8). – P. 879–887. – DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00020-8.
9. Cantwell W. J., Morton J. The impact resistance of composite materials – a review // Composites. – 1991. – Vol. 22 (5). – DOI: 10.1016/0010-4361(91)90549-V.
10. Хомченко А. В. Численное моделирование поведения слоистых элементов конструкций из полимерных композиционных материалов при наличии внутренних дефектов под действием динамических нагрузок : дис. ... канд. техн. наук : 1.1.8. – Москва, 2024. – 142 с.
11. Межслойные эффекты в композитных материалах / пер. с англ.; под ред. Н. Пэйгано. – Москва : Мир, 1993. – 343 с.
12. Temporary laminated stoppers: materials, properties, application / V. I. Postnov, M. V. Postnova, A. A. Barannikov, E. A. Veshkin // Proceedings of VIAM. – 2020. – № 4–5 (88). – P. 32–41. – DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-45-32-41.
13. Бохоева Л. А., Балданов А. Б., Чермошенцева А. С. Разработка оптимальной конструкции многослойной консоли крыла беспилотного летательного аппарата с экспериментальным подтверждением // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – Т. 27 (1). – С. 65–75. – DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75.
14. Моделирование оптимальной многослойной пластины из композиционных материалов для снижения скорости после удара / Л. А. Бохоева, В. Е. Рогов, А. Б. Балданов, Ю. Н. Иванов // Машиностроение и инженерное образование. – 2022. – № 3–4 (70). – С. 3–11.
15. Heimbs S., Heller S., Middendorf P. Simulation of low velocity impact on composite plates with compressive preload // Proceeding of the 7th LS-DYNA Anwenderforum. – Bamberg, Germany, 2008.
16. Prediction of impact damage in composite plates / J. P. Hou, N. Petrinic, C. Ruiz, S. R. Hallett // Composites Science and Technology. – 2000. – Vol. 60 (2). – P. 273–281. – DOI: 10.1016/S0266-3538(99)00126-8.