



Научная статья

УДК 539.422.52

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188825>

EDN: <https://www.elibrary.ru/ZZIZMZ>

Ударостойкость композитных пластин и панелей при ортогональном армировании различными типами волокон

Александр Леонидович Медведский¹, Михаил Иванович Мартиросов², Антон Васильевич Хомченко^{3✉},
Владислав Евгеньевич Бутысин⁴

^{1, 4} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Российская Федерация

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

³ АУРУС-АЭРО, Москва, Российская Федерация

¹ mdv66@mail.ru, orcid 0000-0002-9199-229X

² michaelmartirosov@yandex.ru, ORCID 0000-0001-8662-9667

³ khomchenkoanton@yandex.ru[✉], ORCID 0000-0001-6640-011X

⁴ v.butysin@yandex.ru

Аннотация. Приведены результаты численно-экспериментального исследования влияния ортогональной прошивки на ударостойкость пластин и панелей из полимерного композиционного материала (ПКМ). В работе рассмотрены различные виды волокон прошивки: Toray T300, Dyneema SK75, Vectran T150, E-Glass, S-Glass.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, ортогональная прошивка (сквозное армирование), низкоскоростное ударное нагружение, ударостойкость композитных конструкций, расслоение и межслоевая прочность, численное моделирование в LS-DYNA, конечно-элементный анализ повреждений, натурный эксперимент и валидация, типы армирующих волокон (углеродные, стеклянные, полиэтиленовые, жидкокристаллические), сравнительный анализ эффективности прошивки, авиационные композитные панели

Для цитирования: Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В., Бутысин В.Е. Ударостойкость композитных пластин и панелей при ортогональном армировании различными типами волокон // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 3. С. 82-92. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188825>

Original article

Impact-Resistance of Composite Plates and Panels at Orthogonal Reinforcement with Various Fiber Types

Aleksander L. Medvedsky¹, Michael I. Martirosov², Anton V. Khomchenko^{3✉}, Vladislav E. Butisin⁴

^{1, 4} Central Aero-hydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

³ Company "AURUS-AERO", Moscow, Russian Federation

¹ mdv66@mail.ru, orcid 0000-0002-9199-229X

² michaelmartirosov@yandex.ru, orcid 0000-0001-8662-9667

³ khomchenkoanton@yandex.ru[✉], orcid 0000-0001-6640-011X

⁴ v.butysin@yandex.ru

Abstract

This article presents the results of a combined numerical-and-experimental study on the orthogonal through-thickness stitching effect on the impact-resistance of plates and panels from polymer composite materials (PCM). This work relevance is stipulated by the need for solving one of the main problems of layered composites, namely their proneness to damages at the low-speed impact, which often leads to the internal layer separations, which degrade drastically their strength at compression and total load-bearing capacity of the structure. Although orthogonal stitching is recognized as a promising method for creating interlayer reinforcement that may physically hinder crack propagation and delamination growth, the issue of the stitch fiber material effect itself remains poorly studied.

The research methodology integrates physical testing with advanced numerical simulation. Initially, validation of the computational technique was performed with experimental data from the literature on the flat composite plates subjected to a low-velocity impact (25 J) by a hemispherical impactor. Within the framework of the study the unstitched plates were being compared with the samples stitched by the Vectran fiber with two options of the stitches density (3×3 mm and 6×6 mm). The high-fidelity finite element models (FEM) of the plates, impactor, and support fixture were developed with the LS-DYNA software package. The composite laminate was modeled with a detailed layer-wise representation, while the stitches were simulated by one-dimensional beam elements with a material model that perceives only tensile forces up to a specified failure limit. A cohesive zone model was employed to simulate initiation and propagation of the interlayer damage. Comparison between numerical predictions and experimental C-scan results demonstrated satisfactory agreement in both shape and total area of delaminations, validating thereby the numerical approach for analyzing various stitching parameters.

Following validation, the study extended its focus to a curved composite panel with identical in-plane dimensions, layup $([+45/90/-45/0/(0/+45/90/90/-45/0)]_2S)$, and impact conditions. The primary objective was effectiveness assessing of five the distinct types of stitching fibres: carbon fibre (Toray T300), ultra-high molecular weight polyethylene (Dyneema SK75), liquid crystal polymer (Vectran T150), and two types of the glass fibers (E-Glass and S-Glass). These fibers were selected to have comparable diameters and tensile strengths, which ensured a meaningful comparison of their performance. The stitch density was fixed at 3×3 mm for all options.

The numerical simulation results for the curved panel yielded several key findings. The analysis of the predicted delamination zones revealed that all types of stitching significantly reduced the damaged area compared to the unstitched panel (30.6 cm^2). The most effective was Dyneema SK75 fiber, ensuring the smallest total delamination area of 26.2 cm^2 (a 14.4% reduction) and the lowest proportion of damage relative to the panel surface area (17.5%). It is remarkable that Dyneema SK75 achieved this superior impact resistance with the lowest added mass (61.6 g) among all other materials being considered. In contrast, the fibers like E-Glass and S-Glass, while still improving impact performance, resulted in a much higher mass penalty (166.3 g and 157.4 g, respectively). Graphs analysis of the contact force, the force vs. displacement dependence and impactor kinetic energy demonstrated that the Dyneema SK75 stitching ensured effective reinforcement without significant changing of the panel general dynamics response.

It is worth mentioning in conclusion that this study confirms the orthogonal stitching effectiveness as a method for the impact damage resistance enhancing of the composite structures. The validated numerical model is a powerful tool for parametric analysis and material selection. Comparative analysis convincingly demonstrates that selection of the stitch fiber material is critical, with the high-performance Dyneema SK75 polyethylene fiber offering optimal

combination of minimal delamination area and low weight penalty for the curved panel studied configuration. The findings confirm potential of this technology for both durability and structural efficiency improving of composite components in the aerospace applications.

Keywords: polymer composite materials, orthogonal stitching (through reinforcement), low-speed impact loading, impact resistance of composite structures, delamination and interlayer strength, numerical modeling in LS-DYNA, finite element analysis of damage, full-scale experiment and validation, types of reinforcing fibers (carbon, glass, polyethylene, liquid crystal), comparative analysis of stitching efficiency, aircraft composite panels

For citation: Medvedsky A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Butisin V.E. Impact-Resistance of Composite Plates and Panels at Orthogonal Reinforcement with Various Fiber Types. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(3): 82-92. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188825>

List of Figures

- Fig. 1. Dependence of compressive strength after impact (a) and delamination area (b) on impact energy
- Fig. 2. Examples of volume-reinforced woven composites: a – orthogonal; b – through at an angle; c – layer-by-layer reinforcement
- Fig. 3. Stitching diagram
- Fig. 4. FEM of the plate, impactor and test table
- Fig. 5. A fragment of a testing machine with an installed sample
- Fig. 6. Finite element modeling of orthogonal stitching
- Fig. 7. Dependence of axial force on axial displacement of the orthogonal stitching
- Fig. 8. Delamination in the plate
- Fig. 9. Dependence of the total contact force on time
- Fig. 10. The pattern of delamination in a panel upon impact with an energy of 25 J
- Fig. 11. Dependence of the resulting contact force on time
- Fig. 12. Dependence of the resulting contact force on the total displacement during the interaction process
- Fig. 13. The impactor kinetic energy dependence on time

List of Tables

- Table 1. Plate and impactor parameters
- Table 2. Mechanical characteristics of a monolayer composite plate
- Table 3. Mechanical characteristics and geometric parameters of reinforcing fiber
- Table 4. Delamination areas for different stitching options
- Table 5. Characteristics of the considered types of stitching fibers
- Table 6. Delamination areas for different stitching option

Введение

Для современного самолетостроения в последние сорок лет характерно широкое применение ПКМ, что позволяет значительно повысить весовую культуру самолета, существенно увеличить жесткость его конструкции. Несмотря на высокую удельную стоимость элементов конструкции из ПКМ, имеются и важные положительные моменты. Так, прирост прочностных свойств агрегатов позволяет уменьшить их относительную массу на 20–30% и, как следствие, увеличить относительную массу топлива и полезной нагрузки [1].

Основными причинами ограничений расширения применения ПКМ в авиационной технике (АТ) различного класса и назначения являются особенности поведения слоистых ПКМ при воздействии на них специфических эксплуатационных факторов. Гигроскопичность полимеров приводит к их охрупчиванию в условиях повышенной влажности [2]. Наличие дефектов, таких как царапины и непроклеи, смоляные карманы,

складки, значительно снижают ресурс и прочность агрегатов, понижая их механические свойства в два, а иногда и более раз [3, 4]. Воздействие ударов на изделия из ПКМ также часто приводит к значительному снижению прочности и долговечности конструкции, уменьшает ее жесткость [5]. При ударном воздействии на детали из ПКМ наблюдается значительное уменьшение их механических характеристик. Удар, как правило, приводит к возникновению таких дефектов, как межслоевое расклеивание в области воздействия ударника, частичное или полное разрушение слоев в области удара с образованием сквозных рваных отверстий, расслоению волокон однонаправленных слоев [6]. При этом для таких повреждений характерно не только резкое снижение прочности и жесткости конструктивного элемента, но и дальнейший рост области дефекта (расслоения, трещины) при последующем воздействии нагрузки. Причем повторное ударное воздействие может приводить к увеличению площади расслоения от 10 до 60% [7].

Таким образом, к наиболее значимым вопросам прочности конструкций АТ можно отнести проблему обеспечения прочности деталей из ПКМ при ударном воздействии, повышения их устойчивости к образованию дефектов в области удара, разработку комплекса мер для снижения скорости роста дефекта и предотвращения увеличения площади расслоения.

Перспективным методом повышения ударной стойкости и остаточной прочности ПКМ является создание межслоевых связей. Межслоевые связи могут быть организованы различными методами. В работе [8] рассматривается метод повышения ударостойкости ПКМ при помощи прошивки. Предлагается использовать прошитые армирующие слои (соединенные стежками на всю толщину). Такая технология армирования широко известна как технология “Stitching”. По результатам испытаний прошитых и непрошитых элементов конструкций подтвердилось предположение, что прошивка рассматриваемых материалов может в значительной мере повысить стойкость к удару. Остаточная прочность образцов при сжатии после удара благодаря прошивке в отдельных случаях увеличилась на 50% в сравнении с непрошитым материалом (рис. 1).

Повышение устойчивости к удару обосновывается тем, что наличие стежков физически препятствует раскрытию трещин и расслоению, защемляя слои арматуры. Кроме того, при увеличении плотности стежков происходит повышение

остаточной прочности после удара и уменьшение области расслоения.

Стоит заметить, что в представленном эксперименте [8] стежки выполнены в виде небольших линейных участков с различной плотностью на единицу площади.

В работах [9] и [10] приводится краткий обзор технологий трехмерного армирования ПКМ. Для тканой технологии изготовления автор выделяет варианты ортогонального (*а*), сквозного под углом (*б*) и послойного армирования (*в*) (рис. 2).

При ортогональном шитье волокна направления *z* протягиваются через нити основы и утка, пересекая слои под углом 90°. Если нити чередуются равномерно в каждом из трех направлений, то обеспечиваются квазиизотропные свойства. Когда требуется анизотропия, можно варьировать числом нитей по направлениям. Ортогональное шитье может выполняться по всей толщине многослойной преформы (связующая нить удерживает все слои вместе), или же обеспечивать послойную связь (связующая нить перемещается из слоя в соседний слой и возвращается обратно, набор переплетенных основ удерживает все слои преформы вместе). Технология ортогональной прошивки “Stitching” является весьма простым и наиболее технологичным методом повышения ударостойкости элементов конструкций из ПКМ. Исследование ударного воздействия на прошитые образцы является актуальным, но малоизученным вопросом. Также

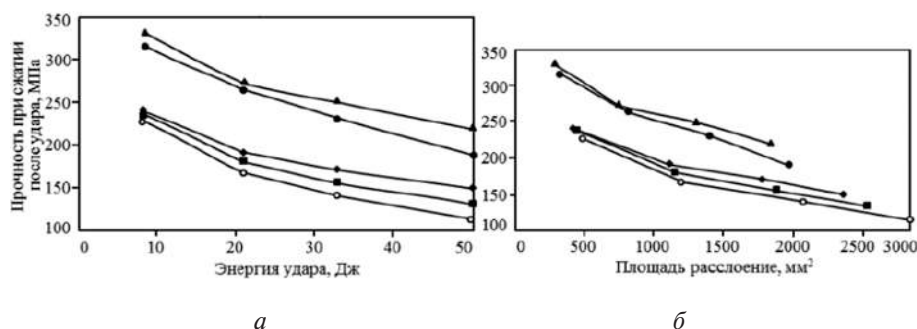


Рис. 1. Зависимость прочности при сжатии после удара (*а*) и площади расслоения (*б*) от энергии удара

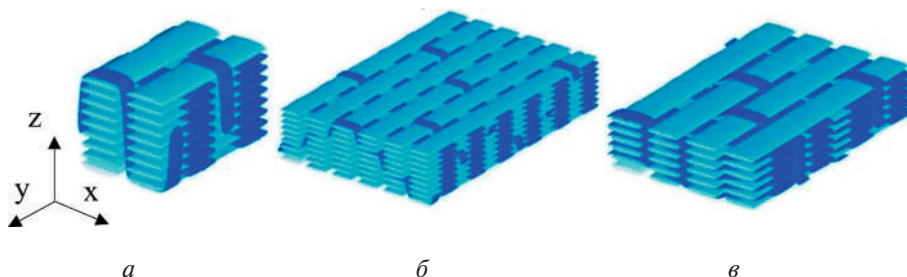


Рис. 2. Примеры объемно-армированных тканых композитов: *а* – ортогональное; *б* – сквозное под углом; *в* – послойное армирование

можно отметить, что при адаптации управляющих программ вполне реально использование, например, в пластинах и панелях из ПКМ межслоевого армирования, в особенности попарного.

Несмотря на имеющиеся исследования, демонстрирующие принципиальную пользу сквозной прошивки [8, 11–15], большинство работ сосредоточены либо на варьировании плотности стежков, либо на сравнении «прошито – непрошито», оставляя открытым вопрос о влиянии физико-механических свойств самого армирующего волокна. На сегодняшний день отсутствуют систематические данные, позволяющие выбрать рациональный тип волокна для ортогональной прошивки с точки зрения баланса «эффективность подавления расслоений – массовая добавка» применительно к реальным авиационным конструкциям, таким как криволинейные панели.

Научная новизна настоящей работы заключается в комплексном численно-экспериментальном сопоставлении пяти различных типов волокон (углеродного, высокомолекулярного полиэтилена, жидкокристаллического полимера и двух марок стекловолокна) в качестве элементов ортогональной прошивки. В работе выполнен на единой методической базе (верифицированная конечно-элементная модель, единая геометрия и схема армирования панели) сравнительный анализ их влияния на площадь расслоения, массовую эффективность и динамику контактного взаимодействия.

Основная гипотеза исследования заключается в предположении, что выбор материала прошивки является критически значимым фактором: волокна с высокой деформативностью и прочностью при растяжении (в частности, полиэтиленовые) способны более эффективно «сшивать» берега образующихся трещин, поглощая энергию удара и ограничивая рост расслоений, при этом их низкая плотность позволяет избежать существенного утяжеления конструкции. Проверка данной гипотезы позволит сформулировать практические рекомендации по проектированию ударостойких композитных агрегатов летательных аппаратов.

Методы исследования

Для валидации методики численного исследования влияния ортогональной прошивки на ударостойкость композитных элементов конструкций рассмотрены результаты экспериментального исследования, полученные в работе [11].

Рассматривается поведение прямоугольной пластины длиной a , шириной b и суммарной толщиной t при ударном воздействии стальным ударником с полусферическим наконечником (индентором) массой m , диаметром D и началь-

ной скоростью V . Изучается вариант пластины без прошивки и варианты пластины с ортогональной прошивкой плотностью $x = 3$ мм, $x = 6$ мм (рис. 3) жидкокристаллическим полимерным волокном Vectran (Kuraray, Япония).

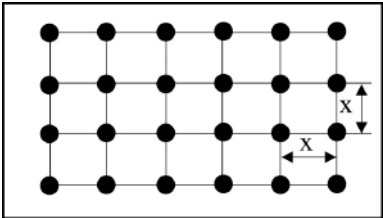


Рис. 3. Схема прошивки

Конечно-элементные модели (КЭМ) пластины (с прошивкой и без нее) разработаны в программном комплексе LS-DYNA. Вариант КЭМ пластины без прошивки, ударника и испытательной плиты показан на рис. 4.

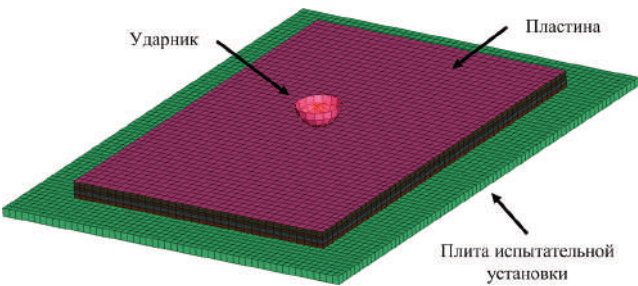


Рис. 4. КЭМ пластины, ударника и испытательной плиты

Точка нанесения удара расположена в центре пластины, вектор скорости удара сонаправлен с нормалью к внешней поверхности пластины в точке удара. Пластина опирается по краям на испытательную плиту, в которой сделан прямоугольный вырез длиной e и шириной f . Значения параметров пластины и ударника представлены в табл. 1. Низ-

Таблица 1. Параметры пластины и ударника

Длина пластины a , мм	150
Ширина пластины b , мм	100
Суммарная толщина пластины t , мм	6,08
Длина выреза в плите e , мм	125
Ширина выреза в плите f , мм	75
Диаметр наконечника D , мм	15,9
Масса ударника m , кг	6,26
Начальная скорость ударника V , м/с	2,82
Энергия удара E , Дж	25

коскоростной удар выполняется с помощью испытательной машины Dynatur 9250HV.

На рис. 5 представлен фрагмент испытательной машины с установленным образцом.



Рис. 5. Фрагмент испытательной машины с установленным образцом

Пластина выполнена из ПКМ на основе углеродного волокна T800SC-24K (Toray Industries, Япония) и эпоксидного связующего XNR/H6813 (Nagase ChemteX Corp., Япония). Укладка пластины симметричная, сбалансированная и имеет следующий формат: $[+45/90/-45/0/(0/+45/90/90/-45/0)2]_S$, всего в композитном пакете 32 монослоя. Направление укладки совпадает с длинной стороной пластины.

Физико-механические характеристики монослоя пластины представлены в табл. 2. Данные значения соответствуют режиму испытания RTD (room temperature dry): без влагонасыщения при комнатной температуре.

Физико-механические характеристики и геометрические параметры армирующего волокна даны в табл. 3.

Таблица 3. Физико-механические характеристики и геометрические параметры армирующего волокна

Модуль упругости при растяжении E , ГПа	75
Площадь поперечного сечения A , мм ²	$12,67 \times 10^{-3}$
Предельная осевая сила $P_{осевая}$, Н	40,5

В работах [12, 13] стежки прошивки выполняли с помощью трехузловых конечных элементов (КЭ) типа “ROD”. В работе [14] предложено использование элементов пружины “SPRING”, в работе [15] рассмотрен вариант моделирования прошивки с помощью балочных элементов “BEAM”. Фактически топология КЭ, моделирующих прошивку, сводится к одномерным КЭ (rod, beam, spring), но используемые модели материала построены таким образом, что элементы прошивки воспринимают только растягивающие усилия (допустим учет крутильной жесткости).

В данной работе моделирование прошивки выполняется посредством одномерных двухузловых КЭ типа “BEAM”. На рис. 6 показан фрагмент КЭ пластины с ортогональной прошивкой.

В качестве модели материала прошивки используется «067_NONLINEAR_ELASTIC_DISCRETE_BEAM» с заданием характеристик осевой жесткости и предельного усилия на разрыв. Предполагается, что волокно прошивки воспринимает только растягивающее усилие. На рис. 7 показана зависимость осевой силы от осевого перемещения элементов прошивки. Жесткость в области осевого сжатия при сдвиге и кручении принимается равной нулю.

Результаты и обсуждение

После проведения испытаний с помощью ультразвукового неразрушающего контроля (C-Scan) сделаны замеры суммарной площади

Таблица 2. Физико-механические характеристики монослоя композитной пластины

Модуль упругости в продольном направлении E_1 , ГПа	158
Модуль упругости в поперечном направлении E_2 , ГПа	8,6
Модуль упругости при сдвиге в плоскости листа G_{12} , ГПа	4,37
Предел прочности в продольном направлении при растяжении σ_{1+} , МПа	2900
Предел прочности в поперечном направлении при растяжении σ_{2+} , МПа	50,7
Предел прочности в продольном направлении при сжатии σ_{1-} , МПа	1461
Предел прочности в поперечном направлении при сжатии σ_{2-} , МПа	207
Коэффициент Пуассона, μ	0,32
Плотность ρ , т/мм ³	$1,5 \cdot 10^{-9}$
Толщина монослоя h , мм	0,19
Предел прочности при сдвиге в плоскости листа τ_{12} , МПа	96
Энергия разрушения при нормальном отрыве и при плоском сдвиге соответственно $G_{IC} = G_{IIC}$, Дж/мм ²	0,5

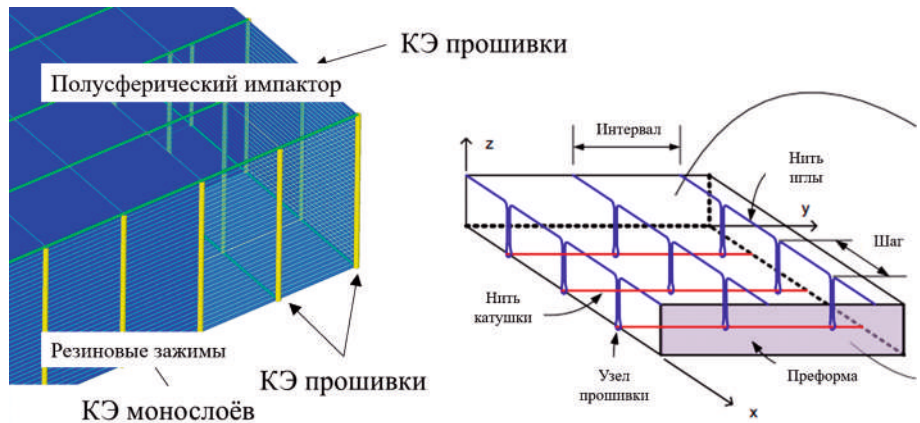


Рис. 6. Конечно-элементное моделирование ортогональной прошивки

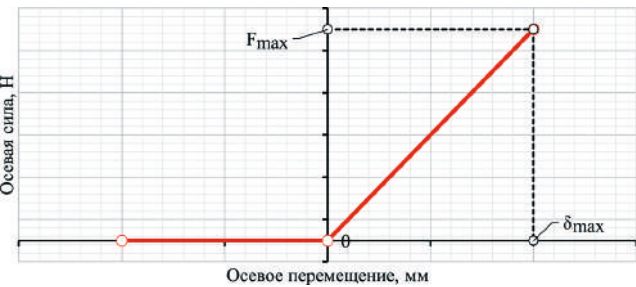


Рис. 7. Зависимость осевой силы от осевого перемещения прошивки

расслоения, спроецированной на внешнюю поверхность пластины. Результаты сравнения картин расслоений по окончании экспериментального и численного исследования при энергии удара 25 Дж представлены на рис. 8 и в табл. 4.

Анализ картин расслоений показал, что численное моделирование подтверждает удовлетворительное совпадение как по форме расслоений, так и по величинам их суммарных площадей для вариантов без прошивки и с прошивкой. На рис. 9 приведены графики зависимости полной контактной силы между пластиной и ударником от времени.

Таблица 4. Площади расслоений для различных вариантов прошивки

Материал прошивки	Площадь расслоения S , см^2	
	Эксперимент	Численное моделирование
Без прошивки	33,9	28,4
Прошивка 200 $d\ 6 \times 6$	28,8	26,2
Прошивка 200 $d\ 3 \times 3$	18,4	21,0

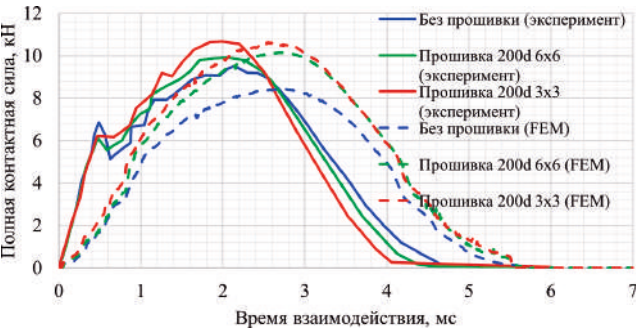


Рис. 9. Графики зависимости полной контактной силы от времени

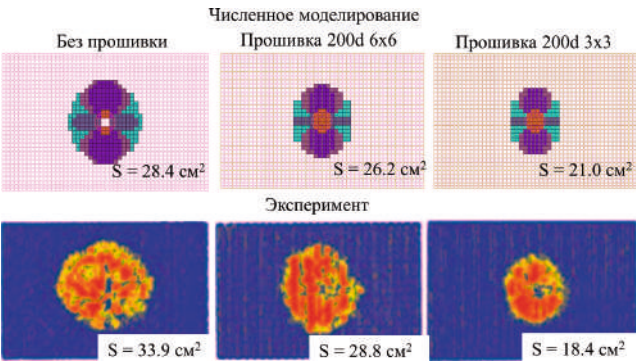


Рис. 8. Картина расслоений в пластине

Определение повреждений в композитной цилиндрической панели

Рассмотренная в данной работе композитная цилиндрическая панель имеет такие же размеры в плане, что и рассмотренная ранее пластина. Стрела подъема панели составляет $f = 6,25$ мм. Формат укладки, суммарная толщина, материал монослоя и условия нагружения аналогичны пластине. Рассмотрен вариант плотности ортогональной прошивки 3×3 мм.

Исследовано несколько видов волокон [16], которые могут быть использованы в качестве прошивки композитных конструкций. Волокна вы-

бирались таким образом, чтобы они имели один порядок диаметра поперечного сечения и предельного усилия на разрыв. Полный перечень волокон с указанием физико-механических характеристик представлен в табл. 5.

На рис. 10 показаны картины расслоений для рассмотренных прошивок.

В табл. 6 представлена информация о суммарных площадях расслоения при различных вариантах прошивки.

Из табл. 6 следует, что наименьшая площадь расслоения $S = 26,2 \text{ см}^2$ (составляет 17,5% от площади панели) реализуется в случае применения ортогональной прошивки из волокна Dyneema SK75. Масса волокна Dyneema SK75 является минимальной из рассмотренных типов волокон прошивки и составляет 61,6 г.

На рис. 11 показана зависимость полной контактной силы от времени.

На рис. 12 представлена зависимость полной контактной силы от результирующего перемещения панели в точке нанесения удара.

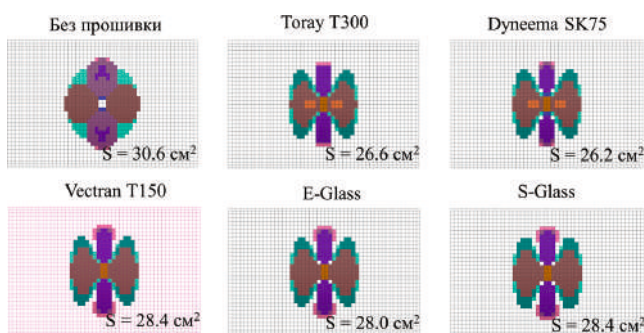


Рис. 10. Картины расслоений в панели при ударе с энергией 25 Дж

Таблица 6. Площади расслоений для различных вариантов прошивки

Материал прошивки	Площадь расслоения $S, \text{см}^2$	Доля расслоения от площади панели, %	Масса прошивки, г
Toray T300	26,6	17,7	111,7
Dyneema SK75	26,2	17,5	61,60
Vectran T150	28,4	18,9	94,80
E-Glass	28,0	18,7	166,3
S-Glass	28,4	18,9	157,4
Без прошивки	30,6	20,4	—

На рис. 13 приведена зависимость кинетической энергии ударника от времени.

Выводы

1. Обзор отечественных и зарубежных публикаций показал недостаточную проработанность вопроса экспериментального и теоретического

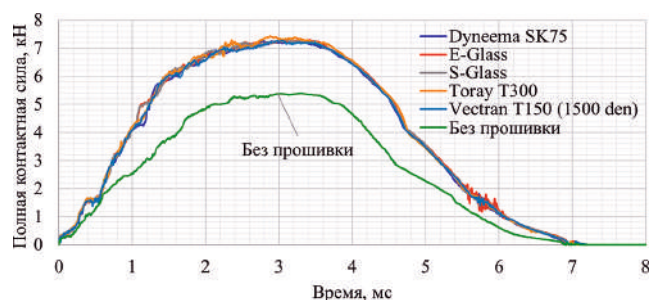


Рис. 11. Зависимость результирующей контактной силы от времени

Таблица 5. Характеристики рассматриваемых типов волокон прошивки

Название волокна	Диаметр сечения волокна $d, \text{мм}$	Предельное осевое усилие $F, \text{Н}$	Предельное напряжение при разрыве $\sigma, \text{МПа}$	Модуль упругости первого рода $E, \text{ГПа}$	Предельная деформация при разрыве $\epsilon, \%$	Объемная плотность $\rho, \times 10^{-9} \text{ г/м}^3$
Углеродное волокно	0,35	320	3500	230	1,5	1,76
Toray T300 (Япония)	0,48	540	3000	116	3,5	0,97
Высокомолекулярный полиэтилен Dyneema SK75 (Нидерланды)	0,39	340	2850	75	3,3	1,4
Жидкий кристаллический полимер Vectran T150/1500 den (Япония)	0,39	340	2850	75	3,3	1,4
Алюмоборосиликатное стекловолокно E-Glass	0,39	400	3400	72	4,5	2,62
Высокопрочное стекловолокно S-Glass	0,39	550	4600	86	5,0	2,48

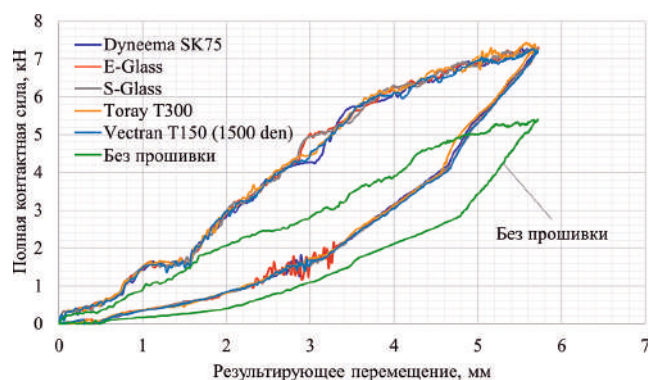


Рис. 12. Зависимость результирующей контактной силы от полного перемещения в процессе взаимодействия

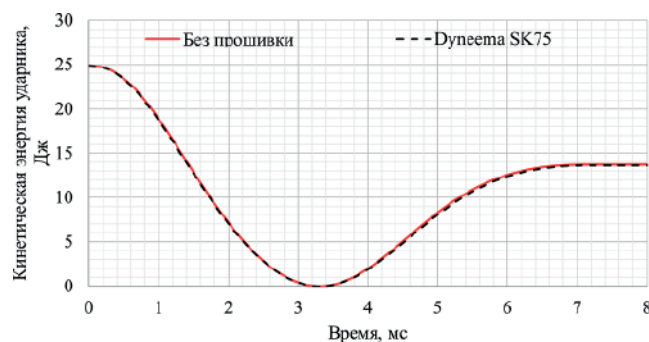


Рис. 13. Зависимость кинетической энергии ударника от времени

исследования влияния ортогональной прошивки на поведение изделий из ПКМ.

2. В отечественной авиационной технике ортогональная прошивка как инструмент повышения ударостойкости элементов конструкций из ПКМ в настоящее время практически не применяется.

3. Анализ результатов сопоставления численного и натурного эксперимента показал удовлетворительное совпадение: качественная и количествен-

ная картины расслоений при ударе в пластину из ПКМ практически совпадают. Также наблюдается тенденция к снижению зоны расслоений при увеличении плотности ортогональной прошивки.

4. Проведенный анализ влияния на ударостойкость композитной цилиндрической панели различных волокон показал явное преимущество высокомолекулярного полиэтиленового волокна Dyneema SK75.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Ендогур А.И., Кравцов В.А., Солошенко В.Н. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=47572>
Endogur AI, Kravtsov VA, Soloshenko VN. Principles of rational aviation structural design with the use of composite materials. *Trudy MAI*. 2014(72). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=47572>
2. Гладких А.В., Курс И.С., Курс М.Г. Анализ данных натурных климатических испытаний, совмещенных с применением эксплуатационных факторов, неметаллических материалов (обзор) // Труды ВИАМ. 2018. № 10. С. 74–82. DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-74-82
Gladkikh AV, Kurs IS, Kurs MG. Analysis of data from natural climatic tests combined with the application of operational factors of non-metallic materials (review). *Trudy VIAM*. 2018(10):74–82. (In Russ.).
3. Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Осокин В.М. и др. Моделирование технологических дефектов и оценка их влияния на статическую прочность композитных фланцев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2016. № 2. С. 5–21. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.2.01
Anoshkin AN, Zuiko VYu, Osokin VM, et al. Manufacturing defects in composite flanges: modelling and analysis of influence on static strength. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2016(2):5-21. (In Russ.). DOI: 10.15593/perm.mech/2016.2.01
4. Болотин В.В., Зебелян З.Х. Устойчивость упругих сферических оболочек с расслоениями // Расчеты на прочность: Сборник статей. М.: Машиностроение, 1981. Вып. 22. С. 150–165.
Bolotin VV, Zebelyan ZKh. Stability of elastic spherical shells with delaminations. *Sbornik statei "Raschety na prochnost"*. Moscow: Mashinostroyeniye; 1981. Issue 22. p. 150–165. (In Russ.).
5. Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Численное моделирование поведения пластины из полимерного композита под действием динамических нагрузок при наличии множественных дефектов между слоями // Известия ТулГУ. Технические науки. 2018. Выпуск 10. С. 271–278.
Medvedskiy AL, Martirosov MI, Khomchenko AV. Numerical modeling of polymer composite plate behavior under action of dynamic load at presence multiple defects between plies. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskiye nauki*. 2018(10):271–278. (In Russ.).

6. Торопицина А.В., Маклаков Д.В., Зибзеев А.А. Нанесение низкоскоростных ударных повреждений на полноразмерные авиационные детали из полимерных композиционных материалов при подготовке объекта к прочностным испытаниям при подтверждении соответствия требованиям авиационных правил // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2022. № 68. С. 11–20.
Toropitsina AV, Maklakov DV, Zebzeev AA. Application of low-speed shock damage to full-size aircraft parts made of polymer composite materials during the preparation of the object for strength tests when confirming compliance with the requirements of aviation regulations. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2022(68):11–20. (In Russ.).
7. Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Механика деформирования и разрушения полимерных композитов при наличии множественных расслоений произвольной формы под действием динамических нагрузок // Труды МАИ. 2022. № 124. DOI: 10.34759/trd-2022-124-06
Medvedskiy AL, Martirosov MI, Khomchenko AV. Fracture and deformation mechanics of polymer composites in the presence of multiple bundles of arbitrary shape under the action of dynamic loads. *Trudy MAI*. 2022(124). (In Russ.).
8. Платонов А.А. Полимерные композиционные материалы на основе прошитого наполнителя с повышенной ударостойкостью // Авиационные материалы и технологии. 2014. № 4. С. 43–46. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-4-43-47
Platonov AA. Polymer composite materials based on stitched fabric with increased impact resistance. *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii*. 2014(4):43–46. (In Russ.).
9. Славин А.В., Силикин А.Н., Гриневиц Д.В. и др. Композиционные материалы с объемно-армированной структурой (обзор) // Труды ВИАМ. 2022. № 8(114). С. 113–119. DOI: 10.18577/2307-6046-2022-0-8-113-122
Slavin AV, Silikin AN, Grinevich DV, et al. Composite materials with a 3D-reinforced structure (review). *Trudy VIAM*. 2022(8):113–122. (In Russ.).
10. Гриневиц Д.В., Донецкий К.И., Шершак П.В. и др. Механические свойства тканых композиционных материалов с объемно-армированной структурой (обзор) // Труды ВИАМ. 2023. № 6(124). С. 87–104. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-6-87-104
Grinevich DV, Donetskii KI, Shershak PV, et al. Mechanical properties of woven composite materials with a 3D-reinforced structure (review). *Trudy VIAM*. 2023(6):87–104. (In Russ.).
11. Tan KT, Watanabe N, Iwahori Y. Impact damage resistance, response, and mechanisms of laminated composites reinforced by through-thickness stitching. *Intranational Journal of Damage Mechanics*. 2012(21):51–80. DOI: 10.1177/1056789510397070
12. Tan KT, Watanabe N, Sano M, et al. Interlaminar Fracture Toughness of Vectran-stitched Composites – Experimental and Computational Analysis. *Journal of Composite Materials*. 2010;44(26): 3203–3229. DOI: 10.1177/0021998310369581
13. Tan KT, Watanabe N, Iwahori Y. Finite element model for compression after impact behaviour of stitched composites. *Composites Part B: Engineering*. 2015;79:53–60. DOI: 10.1016/j.compositesb.2015.04.022
14. Liu B, Lai J, Liu H, et al. Finite Element Analysis of the Effect for Different Thicknesses and Stitching Densities under the Low-Velocity Impact of Stitched Composite Laminates. *Polymers*. 2023;15(24):4628. DOI: 10.3390/polym15244628
15. Mohammadi M, Sosa EM. Enhancing mode-II delamination resistance of hybrid woven composite materials of glass/ Kevlar fabrics by stitching with Kevlar threads. *Composite Structures*. 2024;345:118365. DOI: 10.1016/j.compstruct.2024.118365
16. Mei M, Zeng T, Wang W, et al. Tensile failure strain mechanism of stitched composites with z-stitch method: Influence of stitch pattern and density. *Polymer Composites*. 2025;46(8):7362–7376. DOI: 10.1002/pc.29435
17. Mohamed G, Allegri G, Yasaee M, et al. Cohesive element formulation for z-pin delamination bridging in fibre reinforced laminates. *International Journal of Solids and Structures*. 2018;132–133:232–244. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2017.05.037
18. Староверов О.А., Бабушкин А.В., Горбунов С.М. Оценка степени поврежденности углепластиковых композиционных материалов при ударном воздействии // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2019. № 1. С. 161–172. DOI: 10.15593/perm.mech/2019.1.14
Staroverov OA, Babushkin AV, Gorbunov SM. Evaluation of the damage degree to carbon-fiber composite materials under impact. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2019(1):161–172. (In Russ.). DOI: 10.15593/perm.mech/2019.1.14
19. Sharma SK, Sankar BV. Effect of stitching on impact and interlaminar properties of graphite/epoxy laminates. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*. 1997;10(3):241–253. DOI: 10.1177/089270579701000302
20. Ilyas M, Espinosa Ch, Lachaud F, et al. Dynamic delamination modelling using cohesive finite elements. *9th International DYMAT Conference on the Mechanical and Physical Behaviour of Materials under Dynamic Loading (September 07–11, 2009; Brussels, Belgium)*. p. 1567–1573. HAL Id: hal-02280153
21. Liao X, Jiao Y, Xie J, et al. A high-fidelity modeling method for 2D woven laminated composites based on the virtual fiber embedded technology. *Polymer Composites*. 2025;46(15):14321–14331. DOI: 10.1002/pc.30062
22. Sharma SB, Porat I, Potluri P, et al. Manufacturing of doubly curved tubular composite structures: mapping and weave modifications. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*. 2002;15(3):209–225. DOI: 10.1177/0892705702015003048
23. Drake DA, Sullivan RW, Clay SB. Influence of stitch parameters on the fracture energy of stitched sandwich composites. *American Society for Composites 35th Technical Conference*. 2020. New Jersey, NY DOI: 10.12783/asc35/34963

24. Furtado C, Tavares RP, Arteiro A, et al. Effects of ply thickness and architecture on the strength of composite sub-structures. *Composite Structures*. 2021;256:113061. DOI: 10.1016/j.compstruct.2020.113061
25. Laux T, Gan KW, Dulieu-Barton JM, et al. Ply thickness and fibre orientation effects in multidirectional composite laminates subjected to combined tension/compression and shear. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2020;133:105864. DOI: 10.1016/j.compositesa.2020.105864
26. Li YH, Ma Y, Guan TH, et al. A meso-scale stochastic model for tensile behavior of 2D woven ceramic composites considering void defects and stacking mode. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2024;176(1–3):107838. DOI: 10.1016/j.compositesa.2023.107838
27. Wang Y, Sun X. Digital-element simulation of textile processes. *Composites Science and Technology*. 2001;61(2):311–319. DOI: 10.1016/S0266-3538(00)00223-2
28. Xie J, Liang J, Fang G, et al. Effect of needling parameters on the effective properties of 3D needled C/C-SiC composites. *Composites Science and Technology*. 2015;117:69–77. DOI: 10.1016/j.compscitech.2015.06.003
29. Liu C, Xie J, Sun Y, et al. Micro-scale modeling of textile composites based on the virtual fiber embedded models. *Composite Structures*. 2019;230:111552. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111552
30. Xie J, Chen X, Zhang Y, et al. Experimental and numerical investigation of the needling process for quartz fibers. *Composites Science and Technology*. 2018;165:115–123. DOI: 10.1016/j.compscitech.2018.06.009
31. Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В. Моделирование испытаний на сжатие слоистых композитов с дефектами в виде расслоения // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 93–104.
Belousov IS, Zheleznov LP, Burnysheva TV. Compression Test Simulation of Layered Composites with Delamination. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):93–104. (In Russ.).
32. Акулин П.В., Гаврилов Г.А. Влияние структуры многослойного композиционного материала на деградацию жесткостных характеристик конструкции летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 78–84.
Akulin PV, Gavrilov GA. Multilayer composite material structure impact on the aircraft structure stiffness characteristics degradation. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):78–84. (In Russ.).
33. Самуйлов А.О. Модель оценки наличия и степени опасности дефектов на основе инвариантов акустической эмиссии // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 94–103. DOI: 10.34759/vst-2022-4-94-103
Samuilov AO. A model for defects hazard degree assessing based of the acoustic emission invariants. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):94–103. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 22.02.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 30.06.2026
Принята к публикации / Accepted 01.07.2026