

Научная статья
УДК 629.7.025: 539.3
DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ НА ПРОЧНОСТЬ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СЖАТИИ

Олег Николаевич Беззаметнов¹✉, Виктор Иванович Митряйкин², Валентин Илдарович Халиулин³,
Владимир Анатольевич Марковцев⁴, Александр Николаевич Шаныгин⁵

^{1,2,3}Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева —
КАИ, Казань, Россия

⁴Ульяновский научно-исследовательский институт авиационный технологии
и организации производства,
Ульяновск, Россия

⁵Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия

¹bezzametnovoleg@mail.ru ✉

²vmitryaykin@bk.ru

³pla.kai@mail.ru

⁴info@ulniat.ru

⁵alexander.shanygin@tsagi.ru

Аннотация. Целью данной работы является экспериментальное исследование ударостойкости интегральных панелей из углепластика. Изучен характер ударных повреждений в зоне соединения обшивки и стрингера при воздействии различной энергии удара. Проведена оценка влияния этих повреждений на остаточную несущую способность панелей. Оценено влияние на ударостойкость панелей добавления дополнительных слоев полиэтиленпластика, обладающего более высокими энергопоглощающими свойствами.

Финансирование: статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, интегральные конструкции, ударные воздействия, повреждения, прочность интегральных панелей

Для цитирования: Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И., Марковцев В.А., Шаныгин А.Н. Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 78-91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91

Original article

IMPACT DAMAGES EFFECT ASSESSMENT ON COMPRESSIVE STRENGTH OF INTEGRAL PANELS FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS

Oleg N. Bezzametnov¹ ✉, Viktor I. Mitryaikin², Valentin I. Khaliulin³, Vladimir A. Markovtsev⁴, Aleksandr N. Shanygin⁵

^{1,2,3}Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI, Kazan, Tatarstan, Russia

⁴Ulyanovsk Research Institute of Aviation Technology and Production Organization, Ulyanovsk, Russia

⁵Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹bezzametnovoleg@mail.ru ✉

²vmitryaykin@bk.ru

³pla.kai@mail.ru

⁴info@ulniat.ru

⁵alexander.shanygin@tsagi.ru

Abstract

The presented study is focused on the experimental study of impact resistance of integral polymer composite panels with lengthwise framing. In the course of the work, the character of impact damages in the area of the skin attachment and stringer under the impact of various kinds of the impact energy was studied, and these damages effect on the panels residual carrying capacity was evaluated. The effect of adding the extra layers of polyethylene plastic with higher energy absorbing properties on the panels' impact resistance was estimated as well. Samples of panels were fabricated from the two types of materials, namely carbon fiber-reinforced polymer (type C) and a combination of carbon fiber reinforced polymer and polyethylene (type D).

A testing methodology selection substantiation was performed in the course of this work. An insert with cuttings for integral panel for longitudinal framework was fabricated for the testing with standard rigging. From the incomplete destruction conditions of the integral panels, the impact energy was of 2 and 10 J. The impact is being inflicted in the zone of the skin reinforcement to the stringer, since the damage in this area should lead to a greater strength reduction of the panel at the post-impact loading. Tests of integral carbon reinforced plastic panels revealed no visual damages on the panels at the impact of 2 J. The impact of 10 J leads to the partial internal and interlayer damages from the opposite side in the place of the skin transition to the stringer.

Static tests on longitudinal compression were conducted after the impact resistance test to determine residual strength of the panels. As far as the samples are of various shape and cross-section area, comparison was being made by the absolute maximum loading value, sustained by the sample at the longitudinal compression. The impact of 2 J did not affect practically the strength properties of the samples. Maximum force reduction while all type of samples destruction is no more than 10%. The impact of 10 J leads to drastic damages of all types of panels. The residual strength of integral carbon panels is 63%, while it is only 60% for the combined panels.

The results of the experiment demonstrated that combination of materials with different properties, such as carbon fiber-reinforced polymer and polyethylene, may increase impact resistance of the part as it prevents crack growth and fracture of the material from the damage initiation area on the skin to the frame.

Keywords: polymer composite materials, integral structures, impact, damage, strength of integral panels

Funding: the article was prepared in the framework of the Program for Creation and Development of the "Super Sound" Scientific Center of the World Level for 2020-2025 with financial support of Ministry of Education and Science of Russia (Agreement No. 075-11-2020-023 of December 8, 2020).

For citation: Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I., Markovtsev V.A., Shanygin A.N. Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 78-91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91

Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) — наиболее перспективный класс материалов для применения в авиастроении [1—3], транспорте [4], энергетике [5] и других отраслях народного хозяйства. Конструкции из таких материалов обладают более высокой, чем у металлических сплавов, удельной прочностью и жесткостью, что позволяет снижать их массу. ПКМ применяются при создании средненагруженных конструкций самолетов: элеронов, закрылков, предкрылков и воздушных тормозов. Наиболее эффективно используют ПКМ в конструкциях высоконагруженных агрегатов — кессонах киля, стабилизатора и крыла, а также в силовых отсеках фюзеляжа. Лопasti вертолетов и ветрогенераторов также изготавливаются из ПКМ.

В отдельных элементах конструкций для восприятия осевых усилий растяжения и сжатия устанавливаются специальные продольные элементы силового набора — стрингеры, связанные с обшивкой. Они приформовываются к обшивке, образуя Т-образную зону склейки. В настоящее время широко применяются подкрепленные панели из ПКМ, где силовой набор формируется вместе с изготовлением обшивки, такие панели называются интегральными. (Под интегральными понимают изделия, состоящие из различных по конфигурации и функциям структурных элементов, объединенных в единое целое без соединительных швов.) Польза от повышения степени интегральности очевидна, поскольку ПКМ, в силу своих технологических характеристик, позволяют выйти на новый уровень интегрирования элементов в изделиях с высокой весовой отдачей. Главным образом, это достигается за счет того, что форма изделию придается в мягком, совершенно не имеющем изгибной жесткости состоянии материала. Кроме того, подготовка преформы осуществляется путем послойной укладки ткани (лент, жгутов). Это дает возможность реализовывать архитектурные решения большой сложности. Тенденция использования интегральных конструкций в авиационных изделиях наме-

тилась давно и в настоящее время очень широко распространена [6]. Это легко объясняется стремлением сократить количество механических соединений и тем самым получить большую весовую эффективность от применения полимерных композиционных материалов. Как техническая система интегральные конструкции имеют много отличий от сборных изделий. По этой причине ведутся активные исследования как в области проектирования [7—9], так и при разработке технологии [10—13].

В процессе изготовления и эксплуатации деталей и конструкций с силовым набором могут появляться различные дефекты. Характерными производственными дефектами являются пористость, расслоения, участки неполного отверждения, посторонние включения. Помимо производственных дефектов, в процессе эксплуатации готовых изделий могут образоваться эксплуатационные дефекты. Наиболее опасный из них — ударное повреждение. Дефект данного типа может возникать, в частности, из-за попадания посторонних тяжелых предметов (камней, града и т.п.), а также при ударе молнии в воздушное судно при его взлете, во время полета и посадке. Такие дефекты могут быть трудно обнаруживаемыми при визуальном осмотре, при этом они существенно снижают способность конструкции сопротивляться сжимающим нагрузкам и склонны к росту в процессе эксплуатации. Другим типичным эксплуатационным дефектом ПКМ, с которым столкнулись ведущие зарубежные авиастроительные компании, являются отслоения приформованных элементов жесткости к обшивкам и трещины. Такие дефекты были обнаружены при обследовании Т-образной зоны приформованного стрингера к обшивке с применением акустических методов диагностики [14]. Систематизация таких повреждений и распределение их по элементам летательного аппарата достаточно полно проведены в работе [15]. Размеры повреждений зависят от характеристик материала и энергии удара. Приблизительно они определяют-

ся расчетным путем, а действительные значения уточняются в ходе экспериментальных исследований [16, 17]. В [18] изложены современные представления о механике разрушения контактирующих тел и рассмотрены методы ее практического использования. Расчеты многослойных преград, подвергнутых воздействию низкоскоростного удара, проведены в ряде работ [19–22], где оценивалось влияние энергии удара, параметров слоев на степень поврежденности композиционных материалов. Расчетно-экспериментальная оценка влияния ударных повреждений на прочность композиционных конструкций проводилась отечественными и зарубежными авторами [23–26].

Данная статья посвящена исследованию остаточной прочности интегральных панелей из углепластика после ударного воздействия.

Объекты исследования

Объектами исследования в работе являлись образцы интегральных панелей складчатого типа, которые представляют собой плоские панели с продольным силовым набором. Технология изготовления панелей данного типа позволяет реализовать большое многообразие их конструктивного исполнения. Основной особенностью данной технологической схемы является возможность реализовать изготовление тонкостенной интегральной конструкции с продольным и поперечным силовым набором методом складывания без разрезов и нарушения целостности армирующего материала (рис. 1).

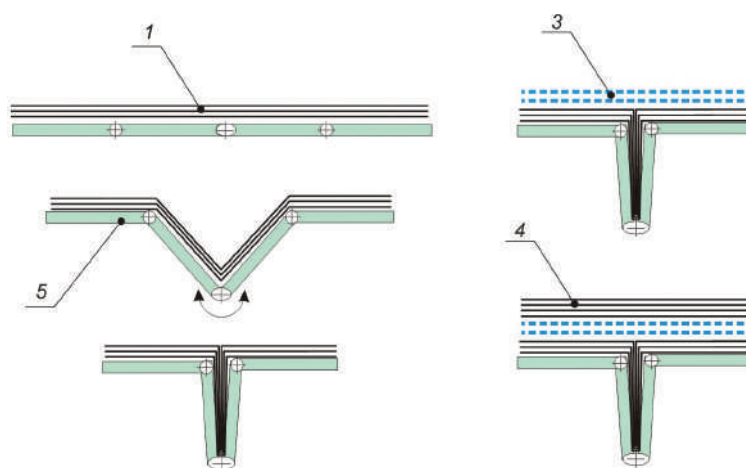
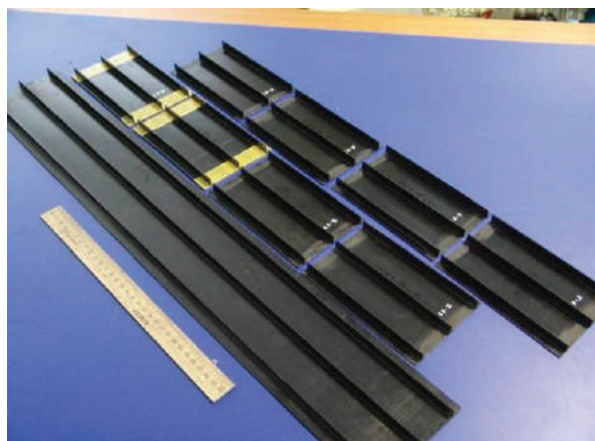
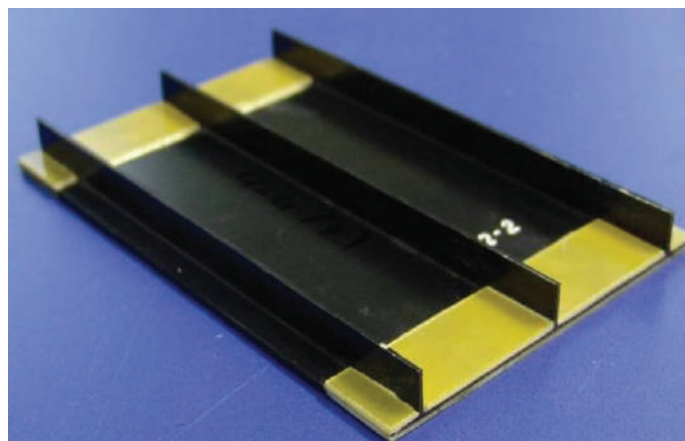


Рис. 1. Схема складывания образца интегральной панели с продольным силовым набором (пять этапов формирования заготовки детали)



а)



б)

Рис. 2. Объекты исследований: а – серия образцов углепластиковых интегральных панелей; б – образец панели со стеклопластиковыми накладками для испытаний на продольное сжатие

материала проводилось с использованием также безуткового углепрепрега и высокомодульной полиэтиленткани. Армирование – ортогональное. Схема укладки слоев: углепрепрег, формирующий нижнюю поверхность обшивки и стрингерный набор – четыре слоя ($0^\circ/90^\circ$); два слоя полиэтиленткани (толщина 0,45 мм); три слоя углепрепрега.

Технологическая схема изготовления образцов комбинированных панелей методом складывания представлена на рис. 1. Согласно данной схеме на предварительно сложенный в трансформируемой оправке 5 пакет из четырех слоев углепрепрега 1, формирующих нижнюю сторону панели и продольный силовой набор, укладываются два плоских слоя препрега из высокомодульной полиэтиленткани 3. Верхнюю часть обшивки панели образуют три слоя углепрепрега ($0^\circ/90^\circ/0^\circ$) 4.

Для предотвращения разрушения панели на кромке при нагружении на верхнюю и нижнюю кромки панелей наклеивались накладки из стеклопластика (рис. 2, б). Толщина накладок 1,5 мм. Общий вид исследуемых панелей приведен на рис. 2.

Обоснование выбора методики испытаний

При выборе методики ударных и постударных испытаний интегральных панелей рассматривались существующие стандартные методики:

1) ГОСТ 4647–80 регламентирует испытание пластмасс, в том числе и армированных пластиков, на маятниковом копре. Метод служит для определения ударной вязкости материалов по величине затраченной энергии на разрушение образца;

2) ГОСТ 33496-2015 / ASTM D7136M регламентирует испытания армированных пластиков (плоских пластин) и дает рекомендации по анализу результатов испытаний по диаграмме «Усилия удара – время удара»;

3) ГОСТ 33495-2015 / ASTM D7137. Данная методика используется для испытаний композиционных пластин толщиной от 4 мм при продольном сжатии в специальной оснастке и не регламентирует испытание многослойных и интегральных панелей;

4) ГОСТ Р 56809-2015 / ASTM C 364-99 регламентирует статические испытания плоских сотовых панелей на продольное сжатие (нагрузка прикладывается к кромкам панели параллельно обшивкам), но эта методика не применяется при испытаниях пластин и интегральных панелей;

5) ГОСТ Р 56791–2015 / ASTM C393 — методика определения изгибной прочности и жесткости образцов сэндвич-панелей при трех- и четырехточечном изгибе;

б) методика определения постударной прочности многослойных сотовых панелей при четырехточечном изгибе. Данная методика дает комплексную характеристику повреждаемости обшивок и заполнителя многослойной панели, но не используется для испытаний ламинатов и интегральных панелей.

Ни одну из стандартных методик, рассмотренных выше, нельзя применить одновременно для решения комплексной задачи по определению ударостойкости, постударной прочности и сопоставлению полученных результатов для интегральных панелей, сотовых панелей и плоских пластин. Поэтому для решения поставленных задач решено использовать комбинацию известных методов испытаний.

При проведении постударных испытаний, как правило, используют методы продольного сжатия или поперечного изгиба многослойных панелей. При повреждении многослойной панели от удара значительно снижаются сдвиговые характеристики заполнителя, особенно если он повреждается в области эффективного сечения панели. Поэтому четырехточечный изгиб панели характеризует потерю заполнителем своих сдвиговых свойств после удара.

Для оценки повреждений обшивки, вызванных ударом, наиболее предпочтительным является продольное сжатие. На данный момент не существует стандартизованных методик испытаний панелей после удара. Известен международный стандарт для испытаний многослойных композиционных пластин на постударное нагружение — ГОСТ 33495–2015 / ASTM D7137. Поэтому для исследования постударной прочности выбрана схема продольного сжатия образцов. Данная схема отражает один из основных видов работы многослойных панелей и панелей с силовым набором в конструкции летательного аппарата.

Испытания на ударостойкость интегральных панелей

Ударное воздействие на образцы осуществлялось с помощью ударной машины с вертикально падающим грузом, Instron «Dynatup-9250 HV» (рис. 3, а). Стенд оснащен высокочувствительным датчиком нагрузки, закрепленным на ударном бойке. В качестве фиксирующей оснастки ис-

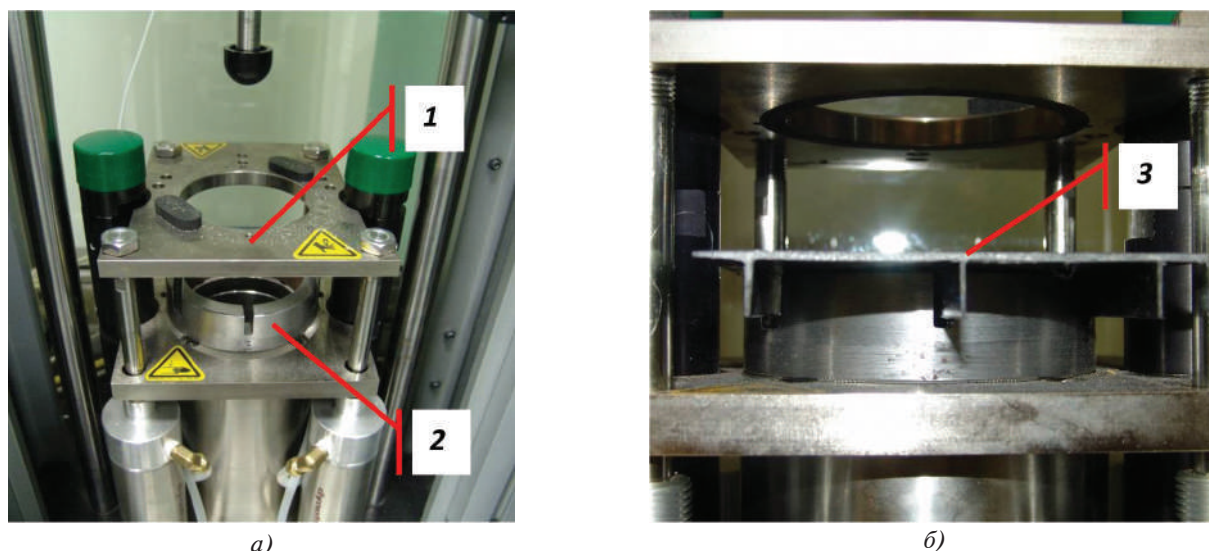


Рис. 3. Оснастка для проведения ударных испытаний интегральных панелей с продольным силовым набором: 1 – пневматическая фиксирующая оснастка; 2 – вкладыш для интегральной панели; 3 – образец интегральной панели для испытаний

пользуется оснастка Instron Dynatup 7800—100 с системой пневматического зажима образцов между двумя плитами со сквозным круглым вырезом диаметром 80 мм. Обработка данных эксперимента производилась при помощи программного обеспечения «IMPULSE».

Для проведения испытаний на стандартной оснастке изготовлен вкладыш интегральной панели с вырезами под продольный силовой набор. На рис. 3,б показан образец, установленный в испытательную оснастку.

Из условий инициации неполного разрушения интегральных панелей энергия удара составляла 2 и 10 Дж. Удар наносился в зону подкреп-

ления обшивки стрингером, так как повреждение в данной зоне должно приводить к более сильному снижению прочности панели при постударном нагружении. Испытания образцов углепластиковых интегральных панелей показали, что панели типа «С» обладают высокой жесткостью. Максимальная глубина внедрения ударника в панель (при ударе в 10 Дж) составляет 4,5—5,4 мм. Среднее значение максимальной реакции углепластиковой интегральной панели при ударе 2 Дж составляет 1700 Н, при ударе 10 Дж — 2500 Н. Результаты испытаний углепластиковых панелей представлены в табл. 1. На рис. 4 показан характер разрушения панели не-

Таблица 1

Результаты испытаний углепластиковых интегральных панелей на ударостойкость

Метка образца	Энергия удара, Дж	Скорость удара, м/с	Максимальная нагрузка, Н	Нагрузка иниц. повреждения, Н	Прогиб при макс. нагрузке, мм	Прогиб при нагрузке иниц. повреждения, мм
Энергии удара 2 Дж						
c2-3	1,986	1,020	1869,8	1703,4	1,837	1,630
c2-5	1,987	1,020	1696,7	1650,2	1,765	1,727
c3-8	1,983	1,019	1596,9	1257,6	2,203	1,385
Энергии удара 10 Дж						
c3-4	10,161	2,307	2548,5	1783,2	5,335	1,814
c2-7	10,191	2,310	2362,1	1710,1	4,803	1,764

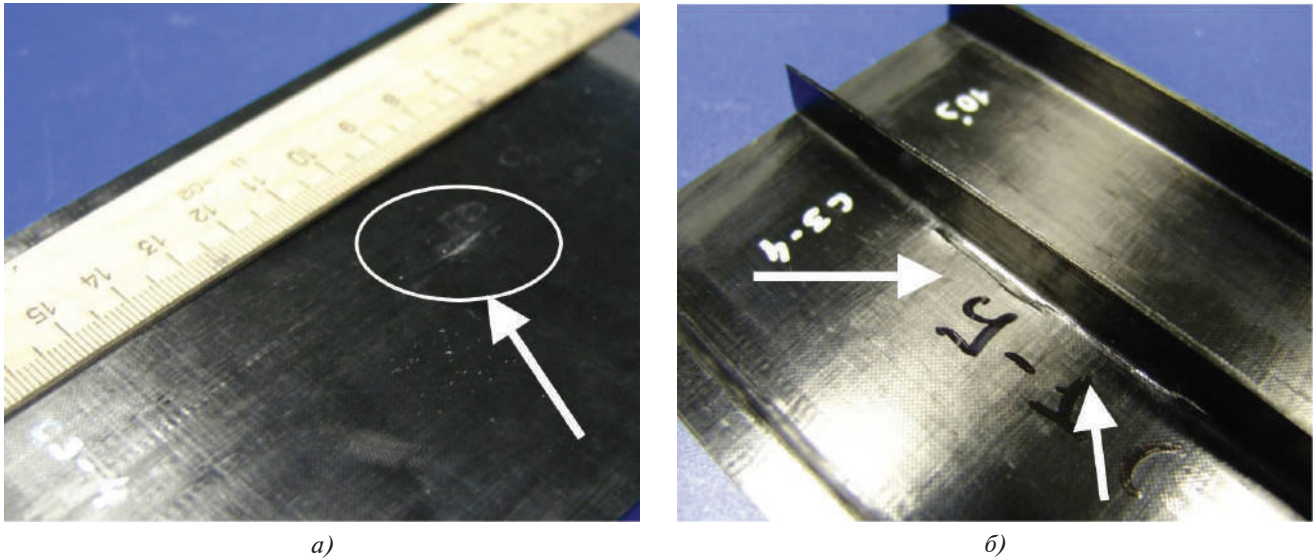


Рис. 4. Характер повреждения внешней (а) и внутренней (б) стороны панели и стрингера при ударе 10 Дж

посредственно в месте удара и с обратной стороны (в месте перехода нижней части обшивки в стрингер).

Результаты испытаний на ударостойкость интегральных панелей из комбинированного материала «углепластик — полиэтиленпластик» представлены в табл. 2.

По характеру нагружения можно сказать, что панели из комбинированного материала по сравнению со сплошными углепластиковыми панелями более упруго воспринимают удар в 2 Дж.

Визуальный осмотр показал, что при ударе в 2 Дж видимых повреждений на панелях нет. Удар

в 10 Дж приводит к частичному внутри и межслоевому разрушению панели с обратной стороны в месте перехода обшивки в стрингер.

Эксперимент показал, что среднее значение максимальной реакции углепластиковой интегральной панели при ударе 2 Дж составляет 1450 Н, при ударе 10 Дж — 2200 Н. По характеру нагружения можно сказать, что панели из комбинированного материала более упруго воспринимают удар в 2 Дж по сравнению со сплошными углепластиковыми панелями.

Визуальный осмотр показал, что при ударе в 2 Дж для каждого типа панелей видимых повреж-

Таблица 2

Результаты испытаний интегральных панелей из комбинированного материала на ударостойкость

Метка образца	Энергия удара, Дж	Скорость удара, м/с	Максимальная нагрузка, Н	Нагрузка иниц. повреждения, Н	Прогиб при макс. нагрузке, мм	Прогиб при нагрузке иниц. повреждения, мм
Энергии удара 2 Дж						
d2-5	1,971	1,016	1497,10	1084,60	2,088	1,269
d3-4	1,968	1,015	1350,70	-	2,116	-
d2-3	1,972	1,016	1463,90	-	2,229	-
Энергии удара 10 Дж						
d3-8	10,156	2,306	2242,40	1304,20	5,545	1,692
d2-7	9,803	2,306	1896,40	1344,10	6,344	1,528
d3-6	9,787	2,304	2335,50	1370,70	4,958	1,711

дений на панелях не наблюдалось, а удар в 10 Дж приводит к частичному внутрислоевому и межслоевому разрушению панелей с обратной стороны в месте перехода обшивки в стрингер.

На рис. 5 показан срез панели тип «С» по месту удара и характер разрушения. На данной фотографии видно, что по сечению панели наблюдаются характерные зоны повреждения: первая – трещина от действия удара под углом в 45° пересекает обшивку и выходит наружу у корневой части стрингера. Вторая зона – межслоевое разрушение, возникающее при продольном сжатии панели. Возможно, это связано с низкой межслоевой прочностью материала.

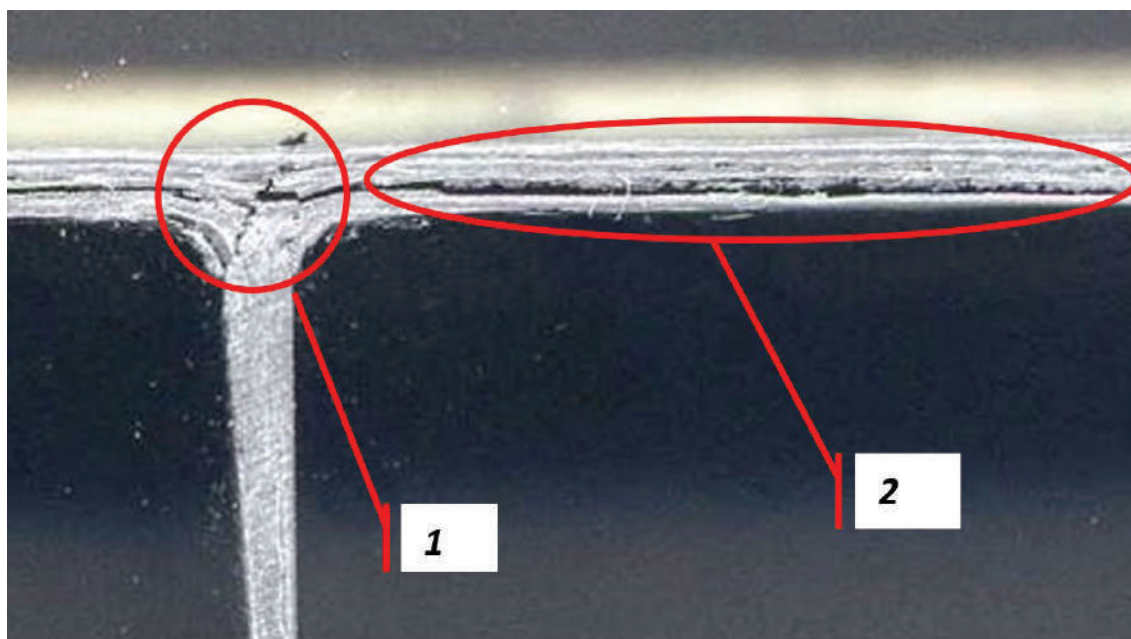


Рис. 5. Характер разрушения по сечению панели в месте удара (10 Дж) после испытаний на продольное сжатие

Статические постударные испытания на продольное сжатие

С целью определения остаточной прочности панелей после проведения испытаний на ударостойкость были проведены статические испытания на продольное сжатие. Результаты эксперимента на постударное сжатие сравнивались с результатами образцов, которые не подвергались удару. Так как образцы имеют различную форму и площадь поперечного сечения, то сравнение проводилось по величине абсолютной максимальной нагрузки, воспринимаемой образцом при продольном сжатии.

Для проведения постударных испытаний в данной работе используется универсальная элек-

тромеханическая машина Instron 5882 (рис. 6). Скорость нагружения штока составила 5 мм/мин. Образцы консольно защемлены по верхней и нижней кромке пластины в специализированной оснастке. Во время эксперимента отслеживается перемещение траверсы машины, что не позволило определить истинную деформацию образца.

При выборе схемы испытаний, позволяющей произвести продольное сжатие всех образцов панелей, учитывались следующие моменты: необходимость обеспечения нагружения образцов усилием, параллельным плоскости обшивок, и исключения преждевременной потери устойчивости от изгибающего момента при неточном его

позиционировании; исключения краевых эффектов, вызывающих преждевременное разрушение материала образцов в месте приложения нагрузки, так как обшивки панелей имеют малую толщину.

Оснастка для продольного сжатия пластин (рис. 7) состоит из: основания 1, боковин 2, верхней нажимной плиты 3, ограничивающих вертикальных и горизонтальных планок 4, 6. Между ограничительными планками устанавливается образец 5. Данная оснастка позволяет испытывать панели с различным типом закрепления боковых кромок: свободное расположение, шарнирно-опертое закрепление, защемленное закрепление.

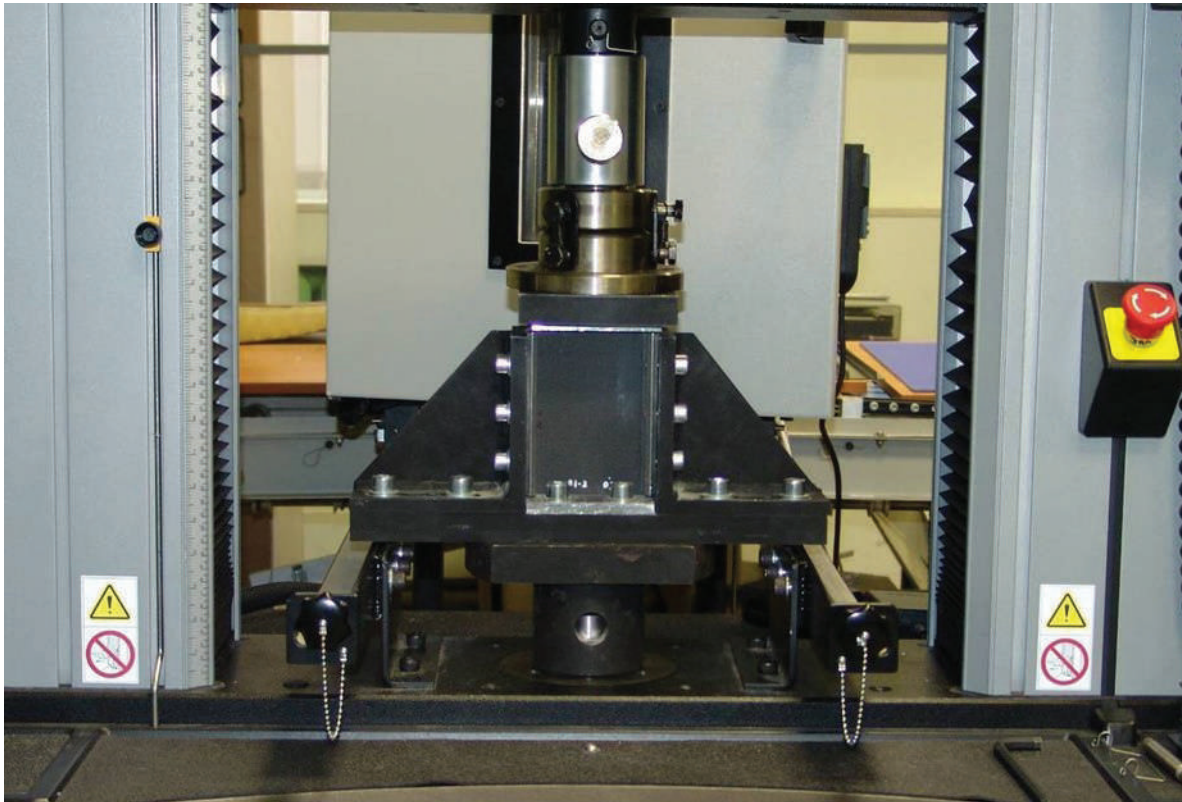


Рис. 6. Общий вид испытательной машины Instron 5882 с испытательной оснасткой на продольное сжатие

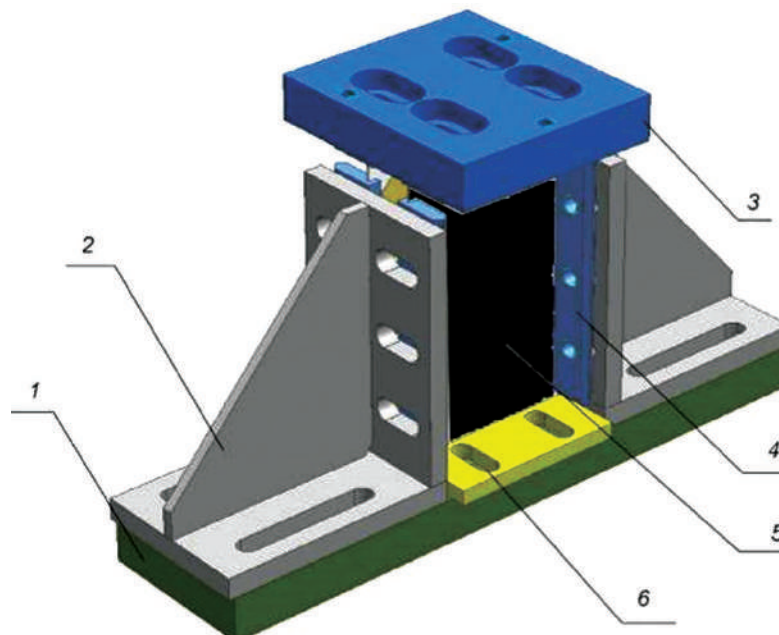


Рис. 7. Общий вид оснастки для испытания на продольное сжатие после удара композиционных пластин

Результаты испытаний интегральных углепластиковых и комбинированных панелей приведены в табл. 3.

Испытания серии образцов показали, что максимальная нагрузка при разрушении интег-

ральных углепластиковых панелей составляет около 42 кН, а комбинированных — 30 кН. Удар в 2 Дж практически не сказался на прочностных свойствах панелей при постударных испытаниях на продольное сжатие. Уменьшение макси-

Таблица 3

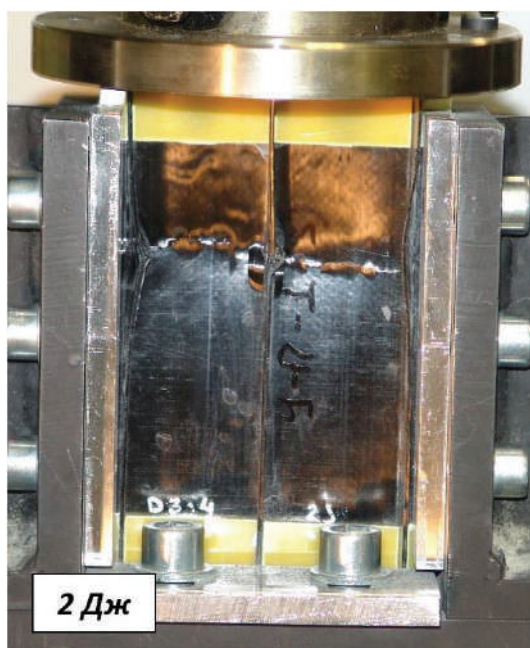
Результаты испытаний на продольное сжатие интегральных панелей

Метка образца	Энергия удара, Дж	Скорость удара, м/с	Максимальная нагрузка, Н	Нагрузка иниц. повреждения, Н	Прогиб при макс. нагрузке, мм	Прогиб при нагрузке иниц. повреждения, мм
Энергии удара 2 Дж						
d2-5	1,971	1,016	1497,10	1084,60	2,088	1,269
d3-4	1,968	1,015	1350,70	-	2,116	-
d2-3	1,972	1,016	1463,90	-	2,229	-
Энергии удара 10 Дж						
d3-8	10,156	2,306	2242,40	1304,20	5,545	1,692
d2-7	9,803	2,306	1896,40	1344,10	6,344	1,528
d3-6	9,787	2,304	2335,50	1370,70	4,958	1,711

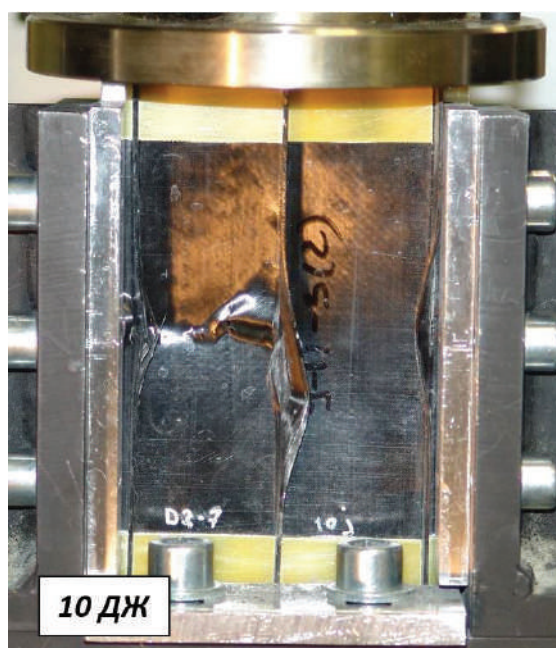
мального усилия при разрушении углепластиковых панелей составляет не более 7%, комбинированных — не более 5%. По сравнению с образцами, не подвергнутыми удару, характер разрушения не меняется для всех типов. Образцы интегральных панелей разрушаются в связи с потерей устойчивости армирующих слоев и смятием обшивки (как показано на рис. 8,а). Воз-

можно, это происходит вследствие низкой межслоевой прочности материала.

Удар в 10 Дж приводит к серьезным повреждениям панелей. Место удара является концентратором напряжений, от которого начинается потеря устойчивости стрингеров и обшивки панели. При этом, как правило, происходит отрыв стрингера от обшивки (как показано на рис. 8,б).



а)



б)

Рис. 8. Характер разрушения интегральных панелей из комбинированного материала при продольном сжатии после удара: а — межслоевое разрушение обшивки вследствие потери устойчивости армирующих слоев после удара в 2 Дж; б — частичный отрыв стрингера по месту удара и потеря устойчивости обшивки

Максимальное снижение прочности для интегральных углепластиковых панелей составляет 60%, комбинированных 68%.

Однако следует заметить, что образец D3-6 показал на 20% более высокую прочность при постударных испытаниях по сравнению с образцами D2-7 и D3-8, по которым также наносился удар в 10 Дж, и другой характер разрушения панели без отрыва стрингера от обшивки.

Анализ результатов эксперимента

В рамках данной работы проведена оценка ударостойкости и постударной прочности образцов интегральных панелей складчатого типа из двух типов материала: углепластика и комбинации армирующих слоев углепластика и полиэтиленпластика. Рассмотренные интегральные конструкции представляют собой плоские панели с продольным силовым набором.

Сопоставление ударостойкости интегральных панелей из двух типов материала показало, что образцы углепластиковых панелей (тип «С») обладают большей жесткостью по сравнению с образцами из комбинированного материала (уголь-полиэтиленпластик, тип «D»). Среднее значение максимальной реакции углепластиковой интегральной панели при ударе 2 Дж составляет 1700 Н (1450 Н для панелей из комбинированного материала), при ударе 10 Дж — 2500 Н (2200 Н для панелей из комбинированного материала). Однако по форме графиков зависимости нагрузки от времени на диаграмме ударного нагружения можно сказать, что панели из комбинированного материала более упруго воспри-

нимают удар в 2 Дж по сравнению с углепластиковыми панелями. При ударе в 2 Дж видимых повреждений на обоих видах панелей нет. Удар в 10 Дж приводит к частичному внутрислоевому и межслоевому разрушению панели с обратной стороны в месте перехода обшивки в стрингер.

Образцы интегральных углепластиковых панелей имеют максимальную нагрузку при сжатии в среднем 40 кН. Образцы панелей из материала «уголь-полиэтиленпластик» показали на 25% результат хуже (30 кН). Сравнение разных типов панелей при постударных испытаниях на продольное сжатие по среднему значению максимальной разрушающей нагрузки показано на рис. 9.

Удар в 2 Дж практически не сказался на прочностных свойствах образцов при постударных испытаниях на продольное сжатие. Уменьшение максимального усилия при разрушении панелей всех типов составляет не более 10%. Удар в 10 Дж приводит к серьезным повреждениям всех видов панелей. Для интегральных углепластиковых панелей остаточная прочность составляет 63%, а у комбинированных панелей — 60%. Интегральные панели обладают большей жесткостью благодаря продольному силовому набору, что привело к локальному характеру повреждений. Для повышения ударостойкости и живучести панелей необходимо повышать межслоевую прочность в композиционном материале. Увеличение толщины обшивки и стрингеров также должно повысить прочность и ударостойкость данных конструкций.

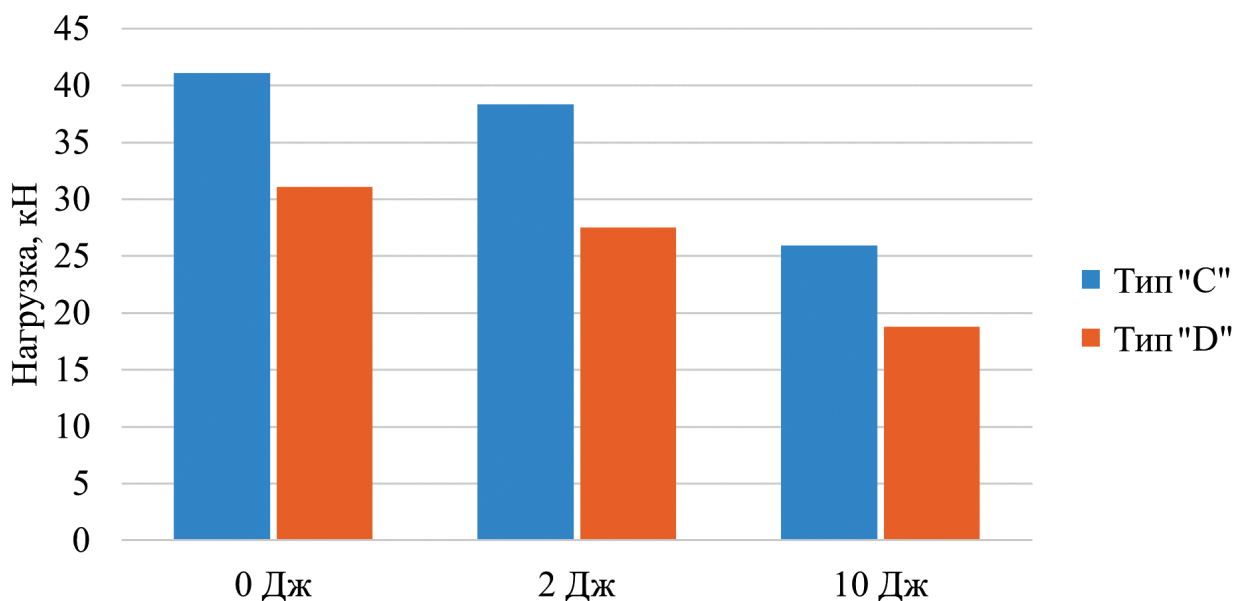


Рис. 9. Гистограмма сравнения прочностных свойств образцов при продольном сжатии

Выводы

Интегральные панели позволяют реализовать прочную и ударостойкую конструкцию, сочетающую в себе оптимальные решения по выбору конструктивных параметров панели, схемы подкрепления, армирующих материалов и схемы укладки.

Результаты эксперимента показали, что сочетание различных по свойствам материалов, таких как углепластик и полиэтиленпластик, может увеличить ударостойкость конструкции за счет предотвращения развития трещин и разрушения материала от места инициации повреждения на обшивке к силовому набору.

Список источников

1. *Каблов Е.Н.* Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // *Авиационные материалы и технологии*. 2015. № 1(34). С. 3-33.
2. *Каблов Е.Н.* Материалы и химические технологии для авиационной техники // *Вестник Российской академии наук*. 2012. Т. 82. №6. С. 520-530.
3. *Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А.* Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. № 5. С. 440-448.
4. *Борщев А.В., Гусев Ю.А.* Полимерные композиционные материалы в автомобильной промышленности // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. № S2. С. 34-38.
5. *Окольникова Г.Э., Бронников Д.А., Щедрин Н.И.* Использование углеродного волокна в конструкциях ветровых электростанций // *Системные технологии*. 2018. № 2(27). С. 60-64.
6. *Боголюбов В.С.* и др. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении // *Научные редакторы А.Г. Братухин, В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин*. — М.: Готика, 2003. — 516 с.
7. *Климакова Л.А., Комиссар О.Н., Половый А.О.* Проектные решения при создании размеростабильной углепластиковой рамной конструкции интегрального типа // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ): Сборник трудов Международной конференции, посвященной 250-летию МГУ им. М.В. Ломоносова (27-30 августа 2003; Москва)*. — М.: Знание, 2004. С. 646-651.
8. *Климакова Л.А., Комиссар О.Н.* Опыт создания интегральных конструкций из ПКМ для авиационной техники // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ):*

Сборник трудов Международной конференции, 2001. С. 63-72.

9. *Хмельницкий Я.А.* Каркасы солнечных батарей для перспективных космических аппаратов, выполненные из полимерных композиционных материалов на основе углеродных наполнителей // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ): Сборник трудов Международной конференции (6—8 октября 2015; Москва)*. С. 340-346.
10. *Халиулин В.И., Батраков В.В.* Опыт применения инновационных методов подготовки преформ и RTM формования интегральных конструкций // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ): Сборник трудов Международной конференции (6—8 октября 2015; Москва)*. С. 43-49.
11. *Шабалов А.В., Халиулин В.И.* Применение современных методов подготовки преформ при создании высокоинтегрированных конструкций // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ): Сборник трудов Международной конференции (6—8 октября 2015; Москва)*. С. 174-180.
12. *Рач В.А., Тарасов Ю.М., Воскобойников В.Н., Малков И.В.* Технология интегральной намотки пространственных ферменных конструкций космических аппаратов из углепластика // *Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ): Сборник трудов Международной конференции, 2005*. С. 425-429.
13. *Халиулин В.И., Батраков В.В.* Технология производства изделий из композитов: технология интегральных конструкций: Учебное пособие. — Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ. 2018. — 192 с.
14. *Бойчук А.С., Генералов А.С., Далин М.А., Степанов А.В.* Неразрушающий контроль технологических нарушений сплошности Т-образной зоны интегральной конструкции из ПКМ с использованием ультразвуковых фазированных решеток // *Все материалы. Энциклопедический справочник*. 2012. № 10. С. 38-44.
15. *Фегенбаум Ю.М., Дубинский С.В., Божевалов Д.Г., Соколов Ю.С., Метелкин Е.С., Миколайчук Ю.А., Шапкин В.С.* Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуатационных ударных воздействий: Монография. — М.: Техносфера, 2018. — 506 с.
16. *Серенсон С.В., Зайцев Г.П.* Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами. — Киев: Наукова думка, 1982. — 296 с.
17. *Bezzametnov O.N., Mitryaykin V.I., Khaliulin V.I., Statsenko E.O.* Investigation of Composite Materials Impact Damage by a Computer Tomography // *Key*

- Engineering Materials. 2019. Vol. 822, pp. 362–370. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.822.362
18. Колесников Ю.В., Морозов Е.М. Механика контактного разрушения. — М.: Изд-во ЛКИ, 2013. — 224 с.
 19. Romano F., Di Caprio F., Mercurio U. Compression after Impact Analysis of Composite Panels and Equivalent Hole Method // *Procedia Engineering*. 2016. Vol. 167, pp. 182–189. DOI: 10.1016/j.proeng.2016.11.686
 20. Singh H., Hazarika B.Ch., Dey S. Low velocity impact responses of functionally graded plates // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 173, pp. 264–270. DOI: 10.1016/j.proeng.2016.12.010
 21. Kurşun A., Şenel M., Enginsoy H.M. Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate // *Advances in Engineering Software*. 2015. Vol. 90, pp. 41–52. DOI: 10.1016/j.advengsoft.2015.06.010
 22. Сидоров И.Н., Митряйкин В.И., Горелов А.В., Шабалин Л.П. Исследование прочности композитной лопасти несущего винта вертолета, имеющей ударные повреждения, по теории предельного равно-
- весия // *Журнал Средневолжского математического общества*. 2019. Т. 21. № 3. С. 343–350. DOI: 10.15507/2079-6900.21.201903.343-352
23. Tan K.T., Watanabe N., Iwahori Y. Finite element model for compression after impact behaviour of stitched composites // *Composites Part B: Engineering*. 2015. Vol. 79, pp 53–60. DOI: 10.1016/j.compositesb.2015.04.022
 24. Полянский В.В., Нестеров В.А. Оценка изменения надежности конструкции планера с механическими повреждениями // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 5. С. 32–39.
 25. Небелов Е.В., Потоцкий М.В., Родионов А.В., Горский А.Н. Механизм развития повреждений лопастей воздушного винта из композиционных материалов при воздействии поражающих элементов // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 1. С. 26–31.
 26. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И. Испытания низкоскоростным ударом различных композиционных материалов // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 4. С. 216–229. DOI: 10.34759/vst-2019-4-216-229

References

1. Kablov E.N. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2015, no. 1(34), pp. 3–33.
2. Kablov E.N. *Vestnik Rossiiskoi akademii nauk*, 2012, vol. 82, no. 6, pp. 520–530.
3. Erasov V.S., Yakovlev N.O., Nuzhnyi G.A. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2012, no. S, pp. 440–448.
4. Borshchev A.V., Gusev Yu.A. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2014, no. S2, pp. 34–38.
5. Okol'nikova G.E., Bronnikov D.A., Shchedrin N.I. *Sistemnye tekhnologii*, 2018, no. 2(27), pp. 60–64.
6. Bogolyubov V.S. et al. *Tekhnologiya proizvodstva izdelii i integral'nykh konstruksii iz kompozitsionnykh materialov v mashinostroenii* (Technology of composite material products and integral constructions manufacturing in machine building), Moscow, Gotika, 2003, 516 p.
7. Klimakova L.A., Komissar O.N., Polovyi A.O. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"* (27–30 August 2003; Moscow), pp. 646–651.
8. Klimakova L.A., Komissar O.N. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"*, 2001, Moscow, pp. 63–72.
9. Khmel'nitskii Ya.A. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"* (6–8 October 2015; Moscow), pp. 340–346.
10. Khaliulin V.I., Batrakov V.V. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"* (6–8 October 2015; Moscow), pp. 43–49.
11. Shabalov A.V., Khaliulin V.I. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"* (6–8 October 2015; Moscow), pp. 174–180.
12. Rach V.A., Tarasov Yu.M., Voskoboinikov V.N., Malkov I.V. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii "Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskih splavov"*, 2005, Moscow, pp. 425–429.
13. Khaliulin V.I., Batrakov V.V. *Tekhnologiya proizvodstva izdelii iz kompozitov: tekhnologiya integral'nykh konstruksii* (Technology of composite products production: technology of integral structures), Kazan, KNITU-KAI. 2018, 192 p.
14. Boichuk A.S., Generalov A.S., Dalin M.A., Stepanov A.V. *Vse materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik*, 2012, no. 10, pp. 38–44.
15. Fegenbaum Yu.M., Dubinskii S.V., Bozhevalov D.G., Sokolov Yu.S., Metelkin E.S., Mikolaichuk Yu.A., Shapkin V.S. *Obespechenie prochnosti kompozitnykh aviatsionnykh konstruksii s uchetom sluchainykh ekspluatatsionnykh udarnykh vozddeystvii* (Strength ensuring of composite aircraft structures with account for random operational shock effects), Moscow, Tekhnosfera, 2018, 506 p.

16. Serenson S.V., Zaitsev G.P. *Nesushchaya sposobnost' tonkostennykh konstruktsii iz armirovannykh plastikov s defektami* (Bearing capacity of thin-walled structures from reinforced plastics with defects), Kiev, Naukova dumka, 1982, 296 p.
17. Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I., Statsenko E.O. Investigation of Composite Materials Impact Damage by a Computer Tomography. *Key Engineering Materials*, 2019, vol. 822, pp. 362–370. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.822.362
18. Kolesnikov Yu.V., Morozov E.M. *Mekhanika kontaktного razrusheniya* (Mechanics of contact destruction), Moscow, LKI, 2013, 224 p.
19. Romano F., Di Caprio F., Mercurio U. Compression after Impact Analysis of Composite Panels and Equivalent Hole Method. *Procedia Engineering*, 2016, vol. 167, pp. 182–189. DOI: 10.1016/j.proeng.2016.11.686
20. Singh H., Hazarika B.Ch., Dey S. Low velocity impact responses of functionally graded plates. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 173, pp. 264–270. DOI: 10.1016/j.proeng.2016.12.010
21. Kurşun A., Şenel M., Enginsoy H.M. Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate. *Advances in Engineering Software*, 2015, vol. 90, pp. 41–52. DOI: 10.1016/j.advengsoft.2015.06.010
22. Sidorov I.N., Mitryaikin V.I., Gorelov A.V., Shabalin L.P. *Zhurnal Srednevolzhskogo matematicheskogo obshchestva*, 2019, vol. 21, no. 3, pp. 343–350. DOI: 10.15507/2079-6900.21.201903.343-352
23. Tan K.T., Watanabe N., Iwahori Y. Finite element model for compression after impact behavior of stitched composites. *Composites Part B: Engineering*, 2015, vol. 79, pp. 53–60. DOI: 10.1016/j.compositesb.2015.04.022
24. Poliansky V.V., Nesterov V.A. Estimation of reliability alteration for airframe configuration with mechanical damage. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 32–39.
25. Nebelov E.V., Pototskii M.V., Rodionov A.V., Gorskii A.N. Mechanism of damage propagation to the propeller blades of composite materials with exposed damaging elements. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 26–31.
26. Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I. Low-speed impact testing of various composites. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 216–229. DOI: 10.34759/vst-2019-4-216-229

Статья поступила в редакцию 15.09.2021; одобрена после рецензирования 20.09.2021; принята к публикации 20.09.2021.

The article was submitted on 15.09.2021; approved after reviewing on 20.09.2021; accepted for publication on 20.09.2021.