

Научная статья
УДК 629.7.025: 539.3
DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ УДАРНЫХ И ПУЛЕВЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Виктор Иванович Митряйкин¹, Рустем Хайдарович Закиров², Олег Николаевич Беззаметнов^{3✉},
Дмитрий Александрович Носов⁴, Екатерина Викторовна Кротова⁵

^{1,3,4,5} Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева — КАИ
(КНИТУ—КАИ),

Казань, Республика Татарстан, Россия

² Республиканская клиническая инфекционная больница им. проф. А.Ф. Агафонова,
Казань, Республика Татарстан, Россия

¹ vmitryaykin@bk.ru

² metsur@yandex.ru

³ bezzametnovoleg@mail.ru ✉

⁴ danosov@kai.ru

⁵ kati_mit@mail.ru

Аннотация. Рассмотрены возможности применения рентгеновской компьютерной томографии для исследования ударных и пулевых повреждений лопастей вертолётa и других композиционных конструкций. Изучен характер повреждений на поверхности конструкции в зависимости от энергии удара. Произведена оценка размеров внутренних разрушений структуры и слоёв материала. Использование неразрушающих методов контроля, наряду с визуальным контролем, позволяет осуществлять мониторинг таких повреждений для оценки остаточной прочности или проведения ремонта.

Ключевые слова: ударное взаимодействие, композиционные конструкции, пулевые повреждения, рентгеновская компьютерная томография, лопасть вертолётa, мониторинг повреждений

Для цитирования: Митряйкин В.И., Закиров Р.Х., Беззаметнов О.Н., Носов Д.А., Кротова Е.В. Неразрушающий контроль ударных и пулевых повреждений композиционных конструкций // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 227–239. DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239

Original article

NON-DESTRUCTIVE TESTING OF SHOCK AND BULLET DAMAGES TO COMPOSITE STRUCTURES

Viktor I. Mitryaikin¹, Rustem Kh. Zakirov², Oleg N. Bezzametnov³✉, Dmitrii A. Nosov⁴, Ekaterina V. Krotova⁵

^{1,3,4,5} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI,
Kazan, Republic of Tatarstan, Russia

² Republican Clinical Infectious Diseases Hospital named after prof. A.F. Agafonov,
Kazan, Republic of Tatarstan, Russia

¹ vmitryaykin@bk.ru

² metsur@yandex.ru

³ bezzametnovoleg@mail.ru ✉

⁴ danosov@kai.ru

⁵ kati_mit@mail.ru

Abstract. The question area of the work tackles with one of the aircraft building state-of-the-art problems, namely shock and bullet damages diagnostics of the structures from polymer composite materials for subsequent selection of the technique for their refurbishment. Visible damages on the surface do not give a comprehensive idea of the destruction inside the structure. Instrumental control methods application allows studying both character and sizes of the damage to define the type and scope of the repair job in case of the damage confirmation.

The possibilities of the X-ray computer tomography for the composite structures studying were considered in the course of the work. Both shock and bullet damages were inflicted to the samples for the operative refurbishment technology work-out. Non-destructive control was performed with the X-ray computer tomography (CT) to determine the character and sizes of the damages.

The studies of the internal structure of the samples was being performed with various X-ray computer tomographs. The presented work studied the character of bullet damages of the two helicopter composite structures, namely the fragment of the steering rotor blade and a part of the experimental spring of the skid landing gear. A fragment of the helicopter rotor blade was subjected to the shock damages.

Computer tomography allowed considering the layer of interest in details, scaling the pattern, and determining the defects sizes and their location in the structure. The sizes of the visually registered dent on the surface were much smaller than the fracture zone inside the sample. The fibers destruction, fibers damage with stratification and stratification without fibers damage are being observed. All these damages alter the structure of the material and increase the porosity in the damage zone, which reduces the mechanical characteristics. The size of the shock damage depends on the characteristics of the material and the impact energy. The inference can be drawn from the shock damages analysis that even low impact energies on a honeycomb structure lead to the dent forming in the skin and a honeycomb filler crumpling with partial destruction. At the higher impact energies the skin bursting and honeycomb filler destruction occurs. The issue of performing non-destructive control of the damaged zones after refurbishment and its quality assessment is an up-to-date one.

Keywords: impact interaction, composite structures, bullet damages, X-ray computer tomography, helicopter blade, damage monitoring

For citation: Mitryaikin V.I., Zakirov R.Kh., Bezzametnov O.N., Nosov D.A., Krotova E.V. Non-Destructive Testing of Shock and Bullet Damages to Composite Structures. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 227–239. DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239

Введение

В современном авиастроении наблюдается существенное увеличение конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [1–3]. Такие конструкции могут получать при эксплуатации различные ударные повреждения [4], а при использовании в районах боевых действий — повреждения поражающими элементами [5]. Ударные повреждения, внешне малозаметные, могут вызывать значительные внутренние разрушения слоёв, что ведёт к снижению прочности конструкций [6–8]. Характер ударных и пулевых повреждений для различных ПКМ существенно различается, как и их влияние на прочностные характеристики.

Нормативные документы по лётной годности требуют, чтобы все разрушения и повреждения, уменьшающие прочность конструкции ниже уровня расчётной нагрузки, ремонтировались по мере обнаружения [9, 10]. Размеры ударных повреждений зависят от характеристик материала и энергии удара.

Вопрос о том, какие повреждения допустимы в данной конструкции или требуют ремонта, решается службой прочности предприятия изготовителя. Для этого проводятся необходимые расчёты и испытания конструктивно подобных элементов с ударными повреждениями при действии различных нагрузок. При проведении таких испытаний есть возможность, для оценки характера и размеров повреждений, применять методы неразрушающего контроля. Результаты этих исследований позволят устанавливать взаимосвязь между размерами повреждений, определённых при визуальном осмотре, и размерами, полученными с применением инструментальных методов неразрушающего контроля. Это позволит создать базу данных повреждений для конкретной конструкции.

Такая база создана для самолётов зарубежного производства, для отечественных летательных аппаратов (ЛА) с конструкциями из ПКМ она находится в стадии освоения [4]. Создание такой базы повреждений является актуальной задачей, поскольку в полевых условиях и на аэродромах возможны, в основном, визуальный контроль повреждений с измерением глубины и площади вмятины, проведение фотосъёмки и передача фотографий повреждения на предприятие. Там с использованием базы данных о повреждениях оперативно принимается решение о продолжении эксплуатации ЛА или проведении ремонта, который тоже зависит от характера и размеров повреждений [11, 12].

Для неразрушающего контроля таких повреждений применяют акустические, тепловые и другие методы.

Компьютерная томография с наибольшей результативностью позволяет обнаружить поражённые участки конструкции с установлением точного геометрического положения, размера повреждения и изменения состояния окружающих слоёв [13].

В работе, с применением метода рентгеновской томографии, исследован характер ударных и пулевых повреждений лопастей вертолёт с целью определения размеров повреждений и внутренних разрушений ударного воздействия.

При исследовании внутренних повреждений образцов использовались различные рентгеновские компьютерные томографы. Послойный анализ участка повреждения проводился с применением системы промышленной микротомографии Phoenix V|Tome|X S240. Пулевые и ударные повреждения исследовались на медицинском спиральном рентгеновском томографе фирмы «Siemens». Выбор томографа был обусловлен габаритными размерами исследуемых конструкций. Пробные исследования показали, что повреждения конструкций из ПКМ могут достаточно эффективно диагностироваться на таких томографах. В промышленных томографах объект размещается на поворотном столе, у медицинских томографов для укладки и перемещения исследуемой конструкции внутри томографа имеется стол с приводным механизмом, который перемещается горизонтально, и это позволяет исследовать конструкции больших размеров.

Исследование пулевых повреждений композиционных конструкций

Если характер ударных повреждений конструкций из ПКМ достаточно полно рассмотрен в исследованиях отечественных и зарубежных учёных, то работ по анализу повреждений различными боевыми поражающими элементами в печати мало.

Механизмы возникновения ударных и пулевых повреждений подобны и различаются только энергией удара. Процессы проникновения и пробития преграды, наряду с расчётными методами, изучаются, в силу своей сложности, экспериментально. Под проникновением обычно понимается движение ударника в преграде без выхода ударника из последней, а пробитие означает полный проход поражающего элемента через преграду.

Для решения практических задач эксплуатации и ремонта необходимо иметь общую картину повреждаемости элементов конструкции ЛА. Ее

можно получить посредством анализа параметров дефектов (вид, размер) после воздействия поражающих элементов. Механизм пробития многослойных композиционных конструкций с различным углом укладки слоев очень сложен, поэтому для получения достоверной информации о пробитии предпочтение отдается реальным испытаниям конструкции.

В работе [14] представлен анализ эксплуатационных повреждений сотовых конструкций самолетов и показаны меры по их устранению. Методика проведения экспериментальных исследований повреждаемости лопастей воздушных винтов при воздействии боевых поражающих средств разработана в статье [15].

В настоящей работе был исследован характер пулевых повреждений двух композиционных конструкций вертолёта: фрагмента лопасти рулевого винта и части экспериментальной рессоры ползкового шасси.

Для детального изучения характера и размеров пулевых повреждений по этим конструкциям была проведена стрельба из зенитного пулемёта ПКТ. Сами исследуемые фрагменты были жёстко закреплены на решётчатой раме, не препятствующей полёту пуль калибром 7,62 мм. Стрельба проводилась на дальностях, гарантирующих надёжное пробитие конструкций. По окончании стрельбы был проведён визуальный контроль входных и выходных пулевых отверстий, замерены размеры и описан характер этих повреждений.

Лопать рулевого винта представляет собой многослойную композиционную конструкцию, состоящую из слоёв стеклопластика Т-25, между которыми располагается пенопластовый наполнитель.

Пулевые повреждения были нанесены на фрагмент лопасти, вырезанный из её средней части (рис. 1). У поперечного сечения аэродинамический профиль, в результате этого обшивка лопасти имеет различную толщину: в передней части, где установлена бобышка, она равна 3 мм, а в хвостовой части — 1 мм.

На рис. 2 показаны фотографии фрагмента лопасти РВ с пулевыми повреждениями. Входные отверстия видны на рис. 2,а, а выходные отверстия — на рис. 2,б. В средней и хвостовой части лопасти характер входных и выходных пулевых повреждений примерно одинаковый, их размеры примерно равны диаметру пули. Сами отверстия почти полностью закрыты волокнами стеклопластика, которые, вероятно, разрывались и раздвигались при прохождении пули. Вокруг отверстий наблюдались побелевшие участки верхних слоёв стеклопластика диаметром 20–22 мм, вероятно вызванные их отслоением и повреждением. Выходное отверстие в передней части лопасти имеет значительно большие разрушения. Произошёл отрыв и разрушение верхних слоёв стеклоткани. Площадь повреждения в 8,9 раз больше площади пули.

Внутренние повреждения были изучены на спиральном компьютерном томографе. Он позволяет при обследовании сделать до 70 срезов, толщиной 1 мм, с различным шагом (обычно в несколько миллиметров). Для ориентации в расположении полученных слоёв делается обзорный цифровой снимок всей изучаемой области с нумерацией каждого слоя. Цифровые компьютерные технологии помогают детально рассмотреть интересующий нас слой, масштабировать картину, определить размеры дефектов и их расположение в конструкции.

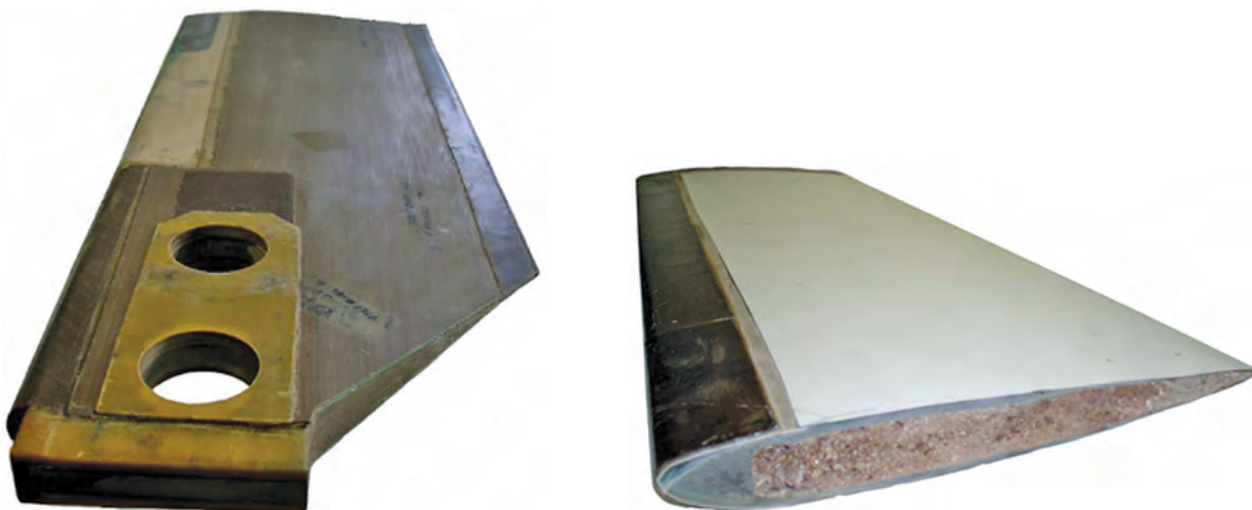


Рис. 1. Фрагмент лопасти РВ

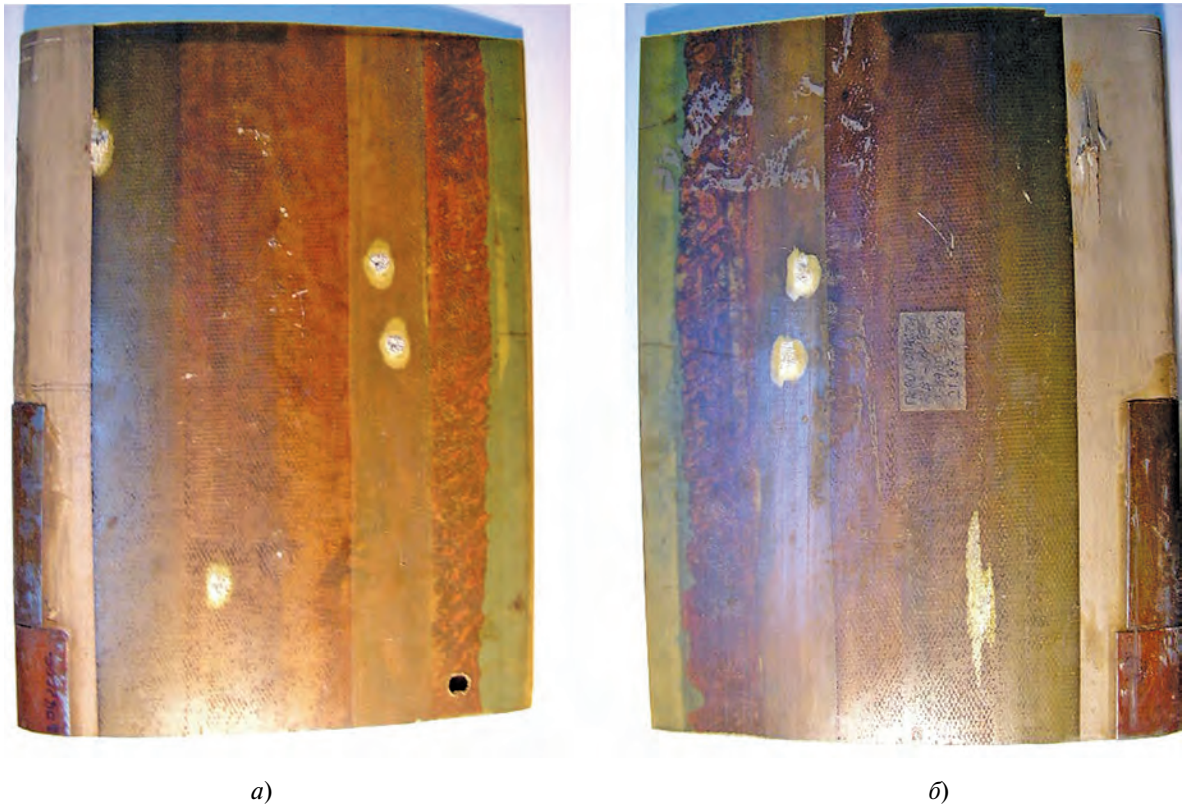


Рис. 2. Фото лопасти РВ с пулевыми входными (а) и выходными (б) повреждениями

Наиболее плотные материалы светятся ярче, а менее плотные выглядят более затемнёнными. Серые тона можно заменить цветными по соответствующей шкале.

Томограммы сечений с пулевыми отверстиями показаны на рис. 3. Видно, что в хвостовой части пуля пробивала верхний и нижний слои стеклопластика и разрушила участок пенопластового заполнителя (рис. 3,а). Размер этого разрушения (тёмный участок на томограмме) в 2,6 раза больше размера пули.

Характер пулевого повреждения передней части лопасти отличается от характера повреждения хвостовой части (рис. 3,б). Входное отверстие в верхнем слое равно диаметру пули. Размеры выходного отверстия больше, чем размеры входного отверстия. Это хорошо видно на томограмме этого повреждения в другой плоскости (рис. 4). Томограммы этого повреждения в середине верхнего и нижнего слоя стеклопластика показаны на рис. 5. Для сравнения на рис. 5 слева показан внешний вид этих повреждений. Результаты данных исследований могут быть полезны при выборе типа ремонта лопасти с пулевыми повреждениями.

Аналогичным испытаниям был подвергнут фрагмент рессоры ползкового шасси вертолёта.

Рессора представляет собой прямоугольную трубу, изготовленную из многослойного стеклопластика Т-25(ВМ).

На рис. 6,а показано повреждение входного отверстия, а повреждение выходного отверстия показано на рис. 6,б.

Диаметр входного отверстия меньше диаметра пули, не имеет чётких границ, оно как бы затянулось расщеплёнными армирующими волокнами. Посветление вокруг пулевого отверстия объясняется тем, что произошло отслоение верхнего слоя от остальных слоёв многослойного композиционного материала. Повреждения входного и выходного отверстий почти идентичны, но выходное отверстие больше разрушено. Пулевое отверстие также закрыто расщеплёнными армирующими волокнами. Повреждения имеют форму эллипса с размерами, $a = 23$ мм, $b = 76$ мм. Большая ось эллипса располагается под углом 45° к оси рессоры (по направлению укладки нитей основы ткани). В центре повреждения имеются разрушенные и полностью оторванные участки верхних слоёв ткани. Внутри рессоры имеется разрыв волокон в зоне пулевого отверстия. Более детально изучить характер пулевого повреждения позволяет компьютерный томограф. Томограмма продольного

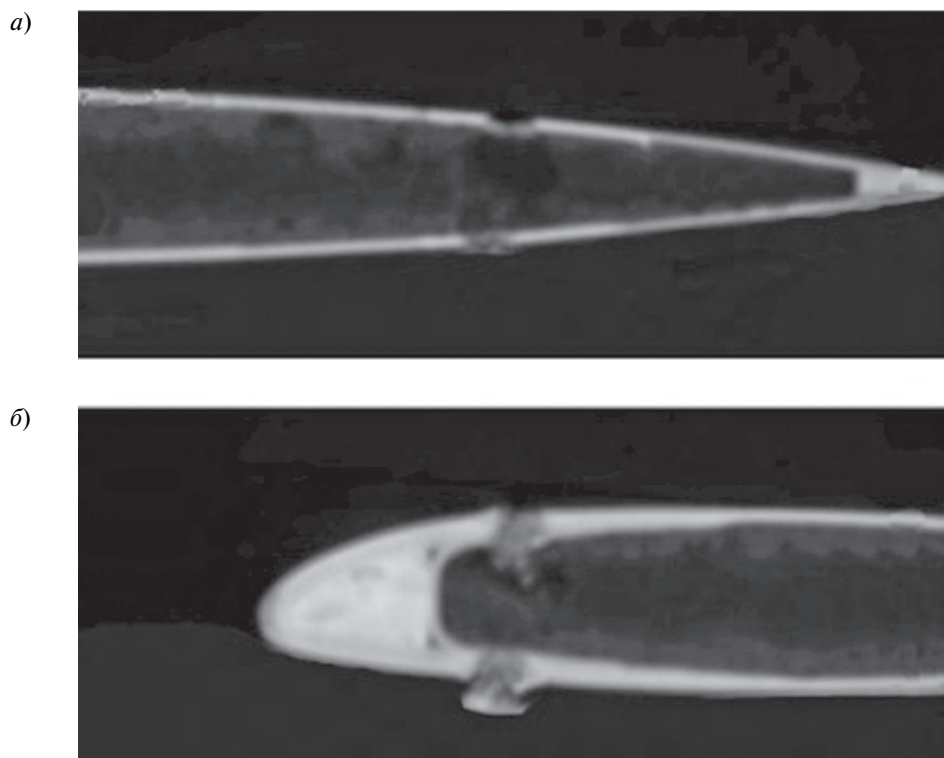


Рис. 3. Томограммы хвостовой (а) и передней (б) частей лопасти с пулевыми отверстиями

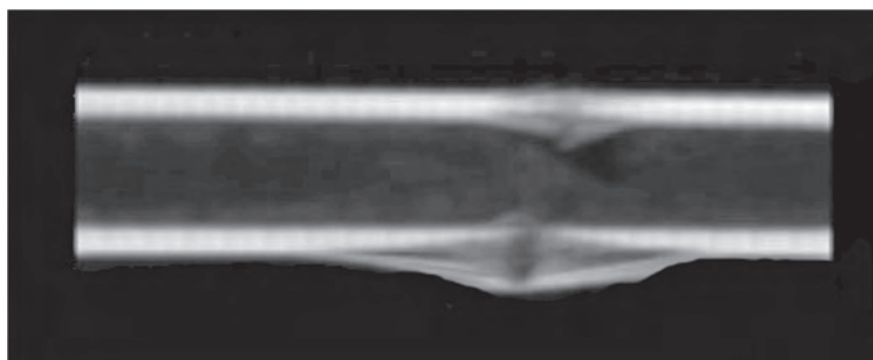


Рис. 4. Вид повреждения в продольной плоскости

сечения рессоры с пулевыми повреждениями показана на рис. 7. Видны разрушения внутри рессоры. В компьютерном томографе предусмотрен вариант реконструкции интересующей нас области. Например, на рис. 8 показана развёртка среднего сечения рессоры. Входное и выходное отверстия имеют цилиндрическую форму, размер входного отверстия меньше размера выходного.

Кроме визуального анализа компьютерных томограмм, спиральные компьютерные томографы позволяют проводить количественную оценку плотности материала, основанную на разнице поглощения рентгеновского излучения различными материалами. Для измерения плотности материала в спиральных компьютерных томографах используется система отсчёта в единицах Хаунс-

филда — ед.Н. В этой системе отсчёта за нулевой уровень принята плотность воды, соответственно плотность воздуха равна минус 1000 ед.Н. Предварительные измерения плотности стеклопластика Т-25 показали значения $980 \div 1200$ ед.Н [16]. Программное обеспечение позволяет определить значение ед.Н в любой точке исследуемого сечения или вдоль выбранного направления, найти среднее значение для выбранной площади. Погрешность этих измерений, определённая при тестировании томографа, составляет 9%.

На рис. 9 приведена томограмма поперечного сечения рессоры с выходными пулевыми отверстием, её диаметр близок к размеру пули, стенки ровные. По углам сечений видны затемнённые участки с более низкой плотностью, что является техноло-

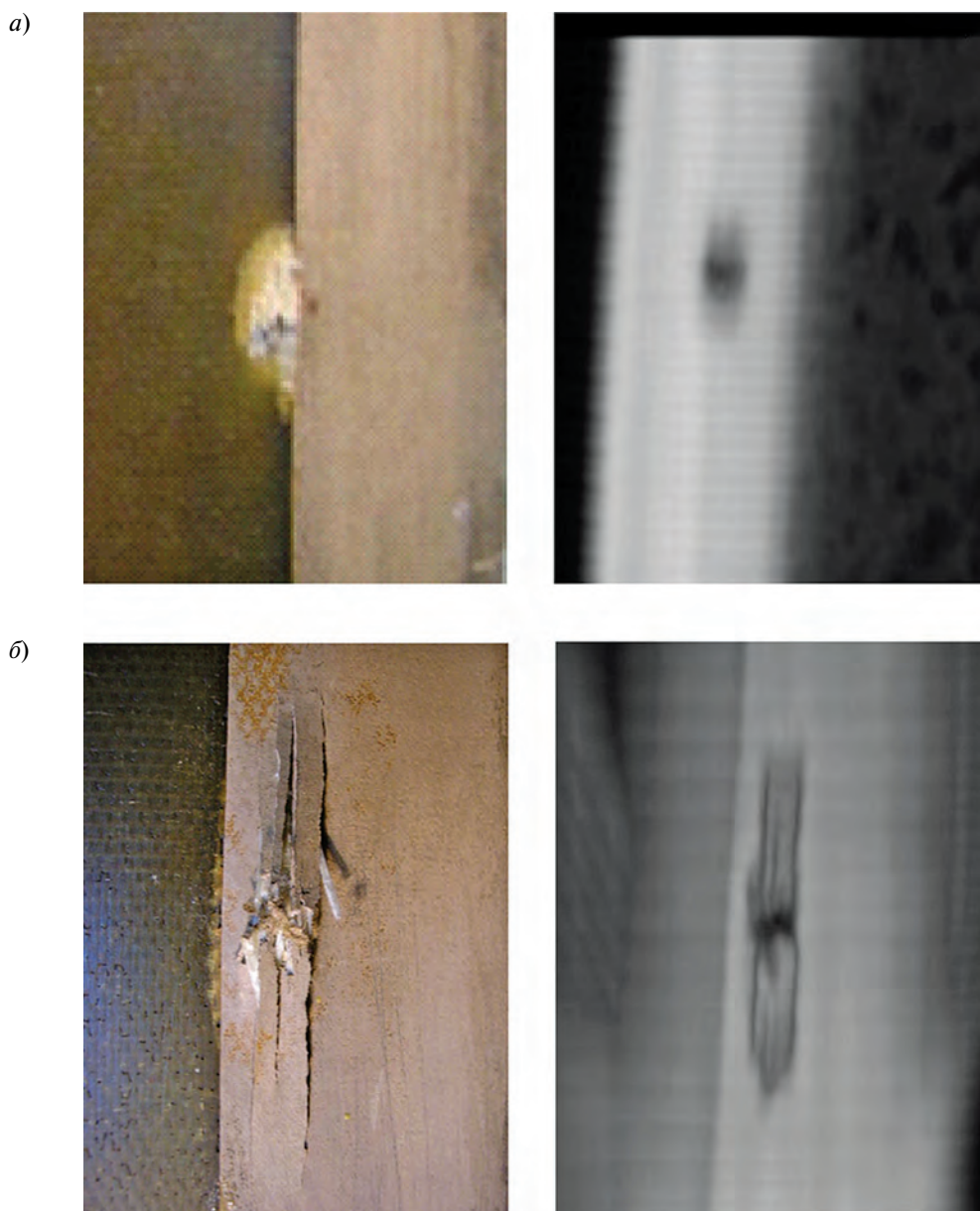


Рис. 5. Компьютерные реконструкции входных (а) и выходных (б) повреждений

гическим дефектом. В нижней части рессоры, где расположено пулевое повреждение, проведён замер ед.Н, белой линией показано положение замеров. Значение ед.Н вдоль линии замера показано на рис. 10. Пулевое отверстие и участки разрушения, содержащие воздух, хорошо обнаруживаются на графике. Установлено, что зона повреждения в 5 раз больше размеров пули, эту повреждённую часть надо удалять при ремонте. Значения ед.Н по углам сечения составили 410 и 520, что в 2,15–2,8 раза меньше бездефектной области.

Исследование ударных повреждений лопасти

Размеры ударных повреждений зависят от характеристик материала и энергии удара. Приближенно они определяются расчетным путем,

а действительные значения уточняются в ходе экспериментальных исследований. В работе [17] изложены современные представления о механике разрушения контактирующих тел и рассмотрены методы их практического использования. Расчеты многослойных композиционных конструкций, подвергнутых воздействию низкоскоростного удара, проведены в ряде работ [18–21], где оценивалось влияние энергии удара, параметров слоев на степень поврежденности композиционных материалов.

Многослойные композиционные конструкции, состоящие из прочных внешних слоев и расположенного между ними легкого заполнителя, являются одними из наиболее перспективных конструктивных элементов современных ЛА. Исследования,



а)



б)

Рис. 6. Внешний вид входного (а) и выходного (б) пулевого отверстия фрагмента рессоры ползкового шасси вертолёта

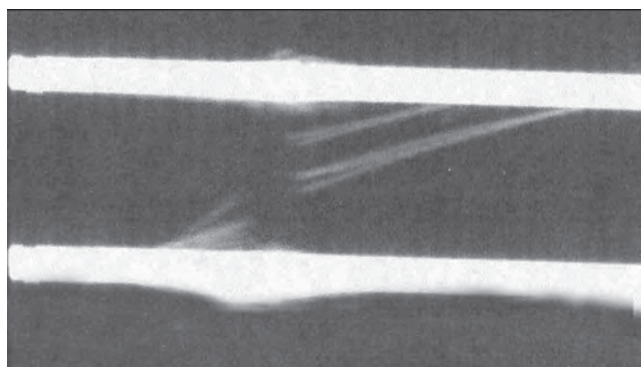


Рис. 7. Компьютерная реконструкция продольного сечения рессоры с повреждением

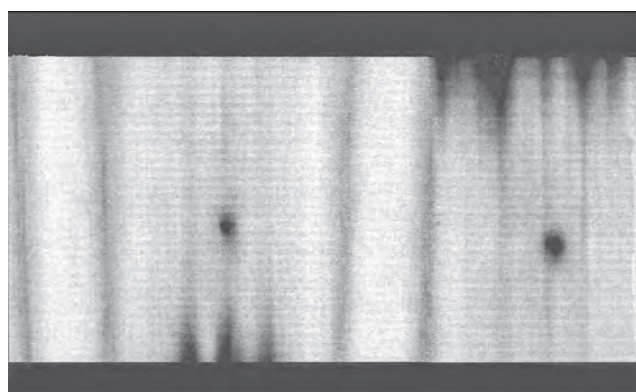


Рис. 8. Компьютерная реконструкция развёртки среднего сечения рессоры с пулевыми отверстиями

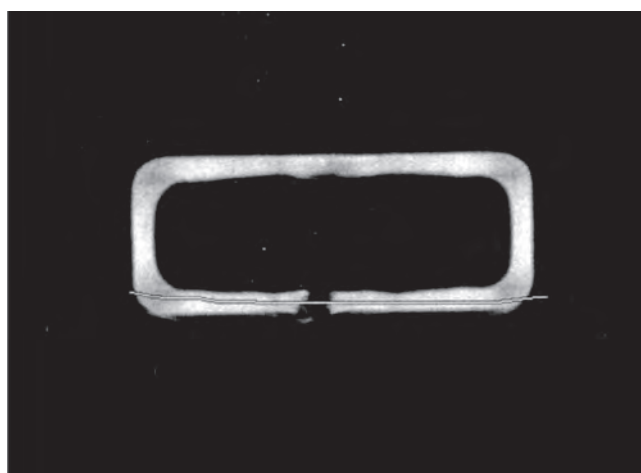


Рис. 9. Томограмма сечения рессоры в зоне повреждения

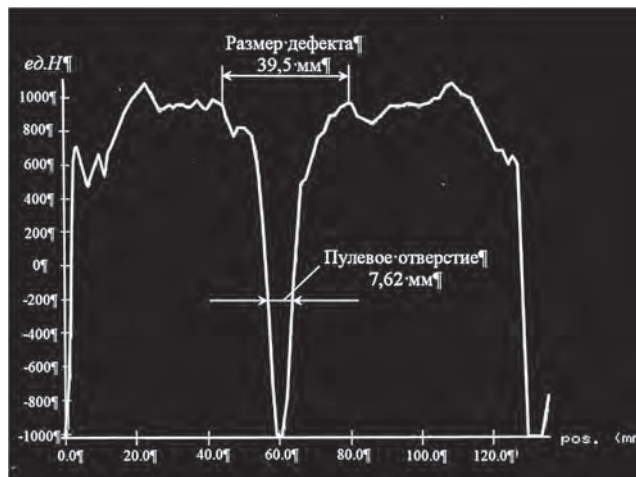


Рис. 10. Распределение ед.Н в зоне пулевого отверстия

посвященные определению ударостойкости образцов составных конструкций, как правило, носят сравнительный характер, и редко по их результатам можно уверенно говорить о свойствах той или иной конструкции при реальных условиях эксплуатации. Наиболее точные результаты можно получить при натуральных испытаниях реальной конструкции, подверженной специальным образом смоделированным ударам, приближенным по своим параметрам к возможным ударам при ее эксплуатации.

В данной работе исследуется воздействие низкоскоростного удара на фрагмент лопасти несущего винта (НВ) вертолёта, представляющей собой трёхслойную конструкцию с сотовым наполнителем. Внешние обшивки изготовлены из многослойного стеклопластика Т-25(ВМ), сотовый наполнитель изготовлен из арамидной бумаги, пропитанной фенольной смолой.

Ударное воздействие на образцы осуществлялось с помощью копра с вертикально падающим грузом, Instron Dynatup — 9250 HV. Методика ударных испытаний разрабатывалась в соответствии с требованиями ГОСТ Р 56684—2015 «Метод определения стойкости к разрушению сэндвич конструкций». Фрагмент лопасти располагался в нижней зоне ударной машины и фиксировался

в оснастке прижимными механизмами (рис. 11). Толщина стеклопластиковых обшивок фрагмента лопасти составляла $\delta = 1$ мм, высота конструкции в зоне удара $h = 30$ мм. Удары были нанесены сферическим наконечником диаметром $d = 16$ мм.

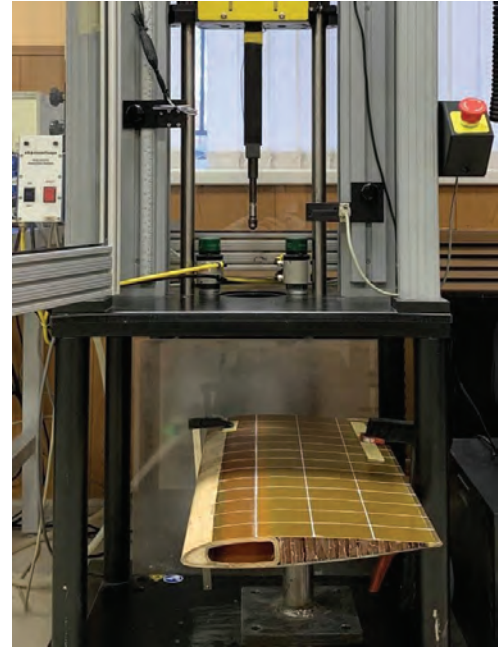


Рис. 11. Фрагмент лопасти в зоне испытаний копра Instron Dynatup 9250HV

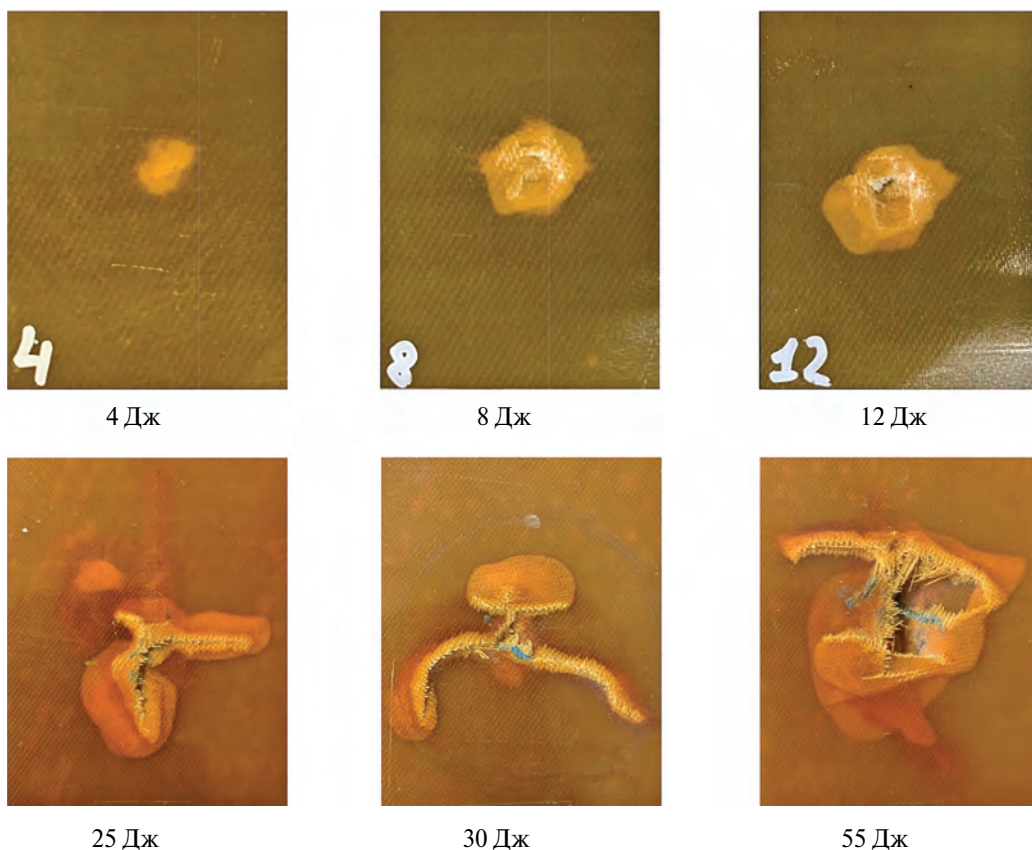


Рис. 12. Характер повреждений при различных значениях энергии удара

Характер ударных повреждений в области соевого заполнителя показан на рис. 12. Площадь разрушений меняется в зависимости от энергии удара. При силе удара меньше 5 Дж повреждения незначительные, без пробоя. После удара образуется вмятина и появляется осветление верхнего слоя стеклопластика, что свидетельствует о его расслоении. Увеличение энергии удара приводит к

росту площади повреждений. Происходит разрыв волокон в направлении от центра удара, наблюдаются пробои обшивки и повреждение сот. Нанесение нескольких ударов одной энергии вызывает примерно одинаковые повреждения.

Размеры повреждений при различной энергии удара приведены в таблице.

Геометрические характеристики полученных повреждений фрагмента лопасти

Энергия удара, Дж	Глубина вмятины, мм	Ширина повреждения, мм	Площадь повреждения, мм ²
2	0,019	5,67	28,095
2	0,018	5,41	26,13
Ср. значение	0,0185	5,54	27,1125
4	0,066	8,41	52,945
4	0,075	9,17	48,765
Ср. значение	0,0705	8,79	50,855
6	0,318	12,15	88,063
6	0,504	13,29	91,475
Ср. значение	0,411	12,72	89,769
8	1,478	16,11	159,224
8	1,252	15,65	151,423
Ср. значение	1,365	15,88	155,3235
10	1,598	18,08	152,981
10	2,6	19,51	213,475
Ср. значение	2,099	18,795	183,228
12	3,195	23,17	272,473
12	3,33	21,12	276,686
Ср. значение	3,262	22,145	274,579
30	4,21	57,83	228,6
30	4,1	62,82	234,19
30	3,86	60,55	228,86
Ср. значение	4,06	60,4	230,55
55	8,15	74,65	314,34
55	7,89	78,6	305,46
55	8,05	88,85	311,4
Ср. значение	8,03	80,7	310,4

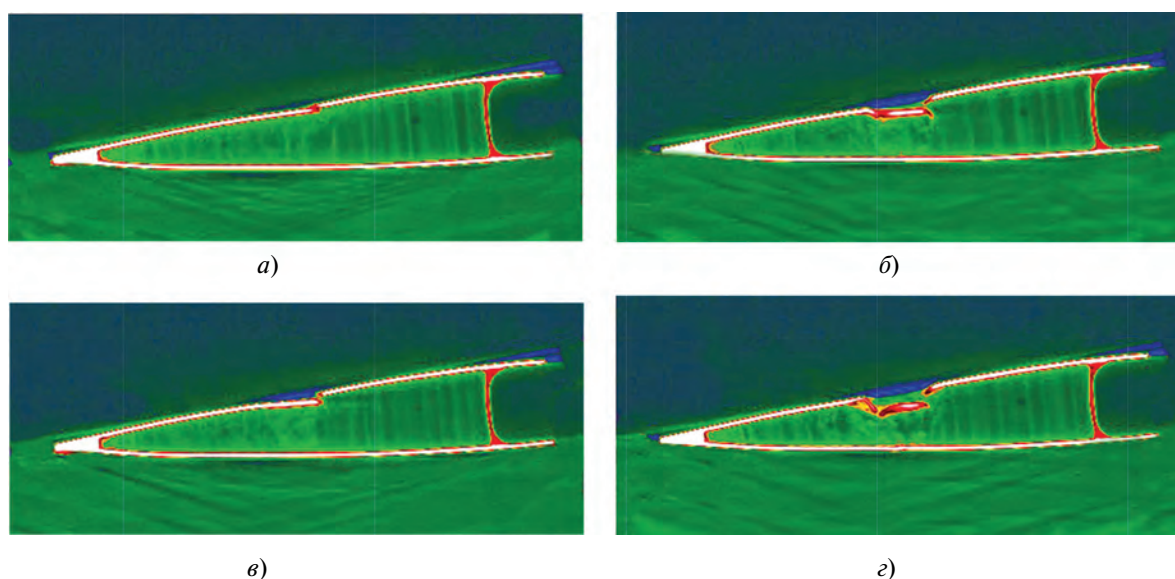


Рис. 13. Пошаговая реконструкция участка ударного повреждения

Для внутренней диагностики поврежденных образцов использовался спиральный компьютерный томограф «Siemens». Диагностика проводилась в пределах ударных повреждений. Пошаговая реконструкция сечений лопасти НВ в зоне наибольшего повреждения показана на рис. 13. На снимке виден разрыв верхнего слоя стеклопластика. В последующем этот разрыв увеличивается, и край стеклоткани сдавливает соты, наблюдается учас-

ток, оторванный с двух сторон. В результате удара также получила повреждение нижняя обшивка лопасти.

Полученные томограммы показали недостаточную разрешающую способность для подробного изучения внутренней структуры образцов после нанесения ударных повреждений. Поэтому для получения более подробной картины повреждений было решено использовать систему Phoenix

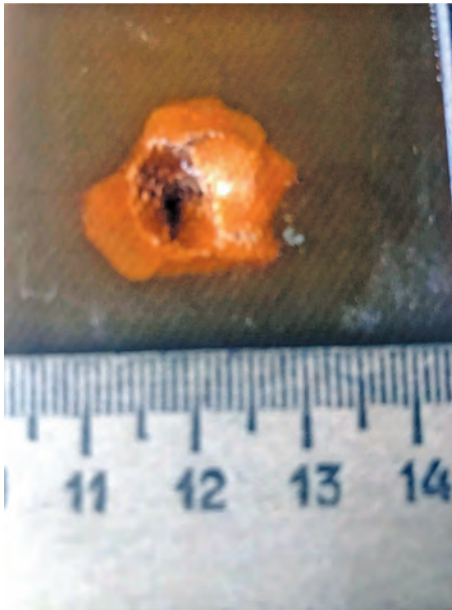


Рис. 14. Ударное повреждение лопасти

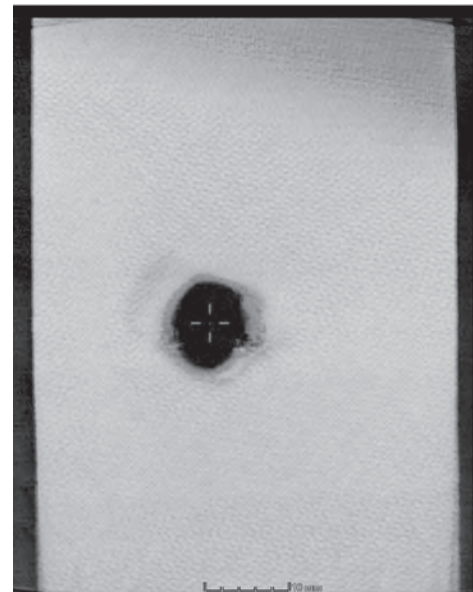
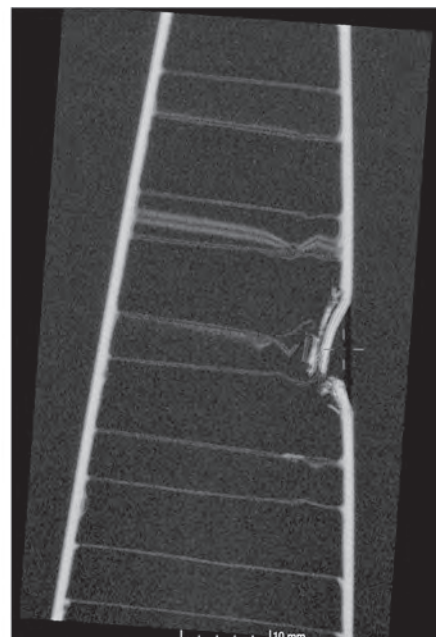


Рис. 15. Томограмма повреждения верхней обшивки лопасти



а)



б)

Рис. 16. Томограмма повреждения сотового заполнителя лопасти со стороны верхней обшивки в продольном (а) и поперечном (б) сечениях

V|Tome|X S240. В ходе эксперимента были получены томограммы зоны удара в двух плоскостях. Это позволило с высокой точностью определить размеры повреждения по объему образца и в отдельных слоях. На рис. 14 показан внешний вид исследуемого повреждения. Результаты микро-томографического исследования повреждения верхнего слоя обшивки и сотового заполнителя представлены на рис. 15 и 16. Хорошо видно, какой участок сот повреждён, что позволяет определить размеры участка для дальнейшего ремонта.

Выводы

Разработка технологических решений по оперативному ремонту различных композиционных конструкций авиационной техники является важной задачей. Первоначально проводится отработка технологии ремонта на конструктивно подобных образцах. Для этого необходимо нанести различные эксплуатационные повреждения на образцы и с применением средств неразрушающего контроля определить размеры повреждений для определения вида и объема ремонтных работ. В работе проведена имитация ударных и пулевых повреждений на лопастях вертолета. С применением рентгеновской компьютерной томографии изучен характер повреждений, установлена взаимосвязь между размерами разрушений и энергией удара, установлены размеры (границы) повреждений при визуальном и неразрушающем контроле. Из анализа ударных повреждений можно сделать вывод, что уже малые энергии удара по сотовым конструкциям приводят к образованию вмятины в обшивке и смятию с частичным разрушением сотового заполнителя. Актуальным является вопрос проведения неразрушающего контроля зон повреждений после ремонта и оценки его качества.

Список источников

1. Каблов Е.Н. Авиационное материаловедение в XXI веке. Перспективы и задачи // Авиационные материалы. Избранные труды ВИАМ 1932–2002: Юбилейный научно-технический сборник. М.: Изд-во ВИАМ, 2002. С. 23–47.
2. Башаров Е.А., Вагин А.Ю. Анализ применения композиционных материалов в конструкции планеров вертолёта // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID = 77071>
3. Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID = 57755>
4. Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В., Божевалов Д.Г. и др. Обеспечение прочности композиционных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуата-

ционных ударных воздействий. — М.: Техносфера, 2018. — 505 с.

5. 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.
6. Bilisik K. Characterization of multi-stitched woven nano composites under compression after low velocity impact (CALVI) load // Polymer Composites. 2018. Vol. 39. No. 10, pp. 3750–3764. DOI: 10.1002/pc.24406
7. Benedetto R., Raponi O., Junqueira D. et al. Crashworthiness and Impact Energy Absorption Study Considering the CF/PA Commingled Composite Processing Optimization // Material Research. 2017. Vol. 20, pp. 1–8. DOI: 10.1590/1980-5373-mr-2017-0777
8. Ismail M.F., Sultan M.T.H., Hamdan A. et al. Low velocity impact behaviour and post-impact characteristics of kenaf/glass hybrid composites with various weight ratios // Journal of Material Research and Technology. 2019. Vol. 8. No. 3, pp. 2662–2673. DOI: 10.1016/j.jmrt.2019.04.005
9. МС 25.571-1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. — СЦ «Прочность», инв № 123/16, 2015. — 32 с.
10. Federal Aviation Administration. AC 20-107B — Composite Aircraft Structure. Change 1. — Document Information. Advisory Circular, 2010.
11. Borrelli R., Franchitti S., Di Caprio F. et al. A Repair Criterion for Impacted Composite Structures Based on the Prediction of the Residual Compressive Strength // Procedia Engineering. 2014. Vol. 88, pp. 117–124. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.11.134
12. Куликов В.В., Петрова А.П. Применение клеев при ремонте авиационной техники. (Обзор литературы) // Ремонт. Восстановление. Модернизация. 2017. № 2. С. 21–27.
13. Клоев В.В., Соснин Ф.Р., Ковалев А.В. и др. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: Машиностроение, 2003. — 656 с.
14. Госсен С.А. Анализ эксплуатационных повреждений сотовых конструкций самолетов Ил-86 и меры по их устранению // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. № 109. С. 94–99.
15. Богданов М.А., Горский А.Н., Евдокимов А.А. и др. Методика проведения экспериментальных исследований повреждаемости лопастей воздушных винтов и винтовентиляторов из композиционных материалов при воздействии боевых поражающих средств // Перспективы развития авиационных комплексов: Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского. М.: Радиотехника, 2008. С. 109–115.
16. Зайцева Т.А., Митряйкин В.И. Внедрение спиральной компьютерной томографии для определения механических характеристик материала путём исследования его внутренней структуры // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 6. С. 311–315.
17. Колесников Ю.В., Морозов Е.М. Механика контактного разрушения. — Изд. 4-е. — М.: Изд-во ЛКИ, 2013. — 224 с.
18. 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
19. Нестеров В.А., Полянский В.В. Оценка изменения надежности конструкции планера с механическими повреждениями // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 32–39.
 20. Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н., Кротова Е.В. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 27–33.
 21. Голдовский А.А., Фирсанов В.В. Алгоритмы исследования ударного взаимодействия элементов авиационных конструкций // Труды МАИ. 2020. №111. DOI: 10.34759/trd-2020-111-6
- ### References
1. Kablov E.N. *Aviatsionnye materialy. Izbrannye trudy VIAM 1932–2002*, Moscow, VIAM, 2002, pp. 23–47.
 2. Basharov E.A., Vagin A.Yu. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77071>
 3. Endogur A.I., Kravtsov V.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57755>
 4. Feigenbaum Yu.M., Dubinskii S.V., Bozhevalov D.G. et al. *Obespechenie prochnosti kompozitsionnykh aviatsionnykh konstruktсий s uchetom sluchainykh ekspluatatsionnykh udarnykh vozdeystvii* (Strength ensuring of composite aircraft structures with account for accidental operational impacts), Moscow, Tekhnosfera, 2018, 505 p.
 5. 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.
 6. Bilisik K. Characterization of multi-stitched woven nano composites under compression after low velocity impact (CALVI) load. *Polymer Composites*, 2018, vol. 39, no. 10, pp. 3750–3764. DOI: 10.1002/pc.24406
 7. Benedetto R., Raponi O., Junqueira D. et al. Crashworthiness and Impact Energy Absorption Study Considering the CF/PA Commingled Composite Processing Optimization. *Material Research*, 2017, vol. 20, pp. 1–8. DOI: 10.1590/1980-5373-mr-2017-0777
 8. Ismail M.F., Sultan M.T.H., Hamdan A. et al. Low velocity impact behaviour and post-impact characteristics of kenaf/glass hybrid composites with various weight ratios. *Journal of Material Research and Technology*, 2019, vol. 8, no. 3, pp. 2662–2673. DOI: 10.1016/j.jmrt.2019.04.005
 9. MOS 25.571-1A. *Otsenka dopustimosti povrezhdenii i ustalostnoi prochnosti konstruktсийu* (Assessment of damage tolerance and fatigue strength of the structure. MOS 25.571-1A). STs “Prochnost”. No. 123/16, 2015, 32 p.
 10. Federal Aviation Administration. *AC 20-107B — Composite Aircraft Structure. Change 1*. Document Information. Advisory Circular, 2010.
 11. Borrelli R., Franchitti S., Di Caprio F. et al. A Repair Criterion for Impacted Composite Structures Based on the Prediction of the Residual Compressive Strength. *Procedia Engineering*, 2014, vol. 88, pp. 117–124. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.11.134
 12. Kulikov V.V., Petrova A.P. *Remont. Vosstanovlenie. Modernizatsiya*, 2017, no. 2, pp. 21–27.
 13. Klyuev V.V., Sosnin F.R., Kovalev A.V. et al. *Nerazrushayushchii kontrol' i diagnostika* (Non-destructive testing and diagnostics), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 656 p.
 14. Gossen S.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2006, no. 109, pp. 94–99.
 15. Bogdanov M.A., Gorskii A.N., Evdokimov A.A. et al. *Perspektivy razvitiya aviatsionnykh kompleksov. Sbornik trudov VVIA im. N.E. Zhukovskogo*, Moscow, Radiotekhnika, 2008, pp. 109–115.
 16. Zaitseva T.A., Mitryaikin V.I. *Nauchno-tehnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2012, no. 6, pp. 311–315.
 17. Kolesnikov Yu.V., Morozov E.M. *Mekhanika kontaktного razrusheniya*. (Mechanics of contact destruction), 4 ed., Moscow, LKI, 2013, 224 p.
 18. 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
 19. 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.
 20. Mitryaikin V.I., Bezzametnov O.N., Krotova E.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2020, no. 3, pp. 27–33.
 21. Goldovskii A.A., Firsanov V.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. DOI: 10.34759/trd-2020-111-6

Статья поступила в редакцию 26.09.2022; одобрена после рецензирования 29.12.2022; принята к публикации 08.01.2023.

The article was submitted on 26.09.2022; approved after reviewing on 29.12.2022; accepted for publication on 08.01.2023.