

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов

И.А. Давыдов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации,  
г. Санкт-Петербург, Россия

**Аннотация:** Подготовленная автором статья представляет собой исследование влияния цвета, отделки поверхности и формы вмятин на надежность визуального контроля 3D-вмятин на поверхности, которые образуются при повреждении эпоксидных композиционных материалов, армированных углеродным волокном, вследствие ударов. В данной статье представлен анализ влияния цвета поверхности элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов, на надежность визуального контроля. Приведены результаты испытаний. Используя эти значения, можно определить профили сечения поверхностных дефектов, вызванных ударами с энергией в пределах диапазона от 5 до 80 Дж. В новых конструкциях воздушных судов, которые введены в эксплуатацию на сегодняшний день, содержится 50 % и более от массы планера композиционных материалов, а также используются монолитные композиционные панели из углепластика для обшивки фюзеляжа. Композит из углепластика особенно чувствителен к снижению прочности на сжатие после удара, а окружающая среда, в которой эксплуатируются воздушные суда, характеризуется наличием множества источников ударных повреждений. Примеры внешнего вида поверхности реальных композиционных конструкций самолета при ударе являются конфиденциальной информацией. В доступной литературе, касающейся повреждения композиционных материалов от ударов, основное внимание уделено испытаниям на удар с использованием полусферических ударных элементов, обычно диаметрами Ø15, 20 или 25 мм, информация по испытаниям образцов большего размера не представлена. Нет опубликованных исследований повреждений от ударов для монолитных, полностью готовых композиционных материалов из углепластика.

**Ключевые слова:** композиционные материалы, авиация, визуальный контроль, эксплуатация воздушного транспорта, техническое обслуживание.

**Для цитирования:** Давыдов И.А. Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials

I.A. Davydov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia

**Abstract:** The given article represents the study of the influence of color, surface finish and shape of dents on the reliability of 3D surface dents visual inspection, which are formed due to damage to epoxy composite materials reinforced with carbon fiber resulted from impacts. This article provides an analysis of the influence of surface color of aircraft structural components made of composite materials on the reliability of a visual inspection. The test results are given. Using these values, it is possible to determine the cross-section profiles of surface defects caused by impacts with energy within the range from 5 J to 80 J. The new designs of aircraft, which have been put into service thus far, feature 50% and more composite materials of the airframe mass and use monolithic carbon fiber composite panels for the fuselage skin. Carbon fiber composite is particularly sensitive to the post-impact compressive strength reduction, and the operating aircraft environment is characterized by an array of sources of impact damages. Samples of the surface appearance of real composite structures of the aircraft on impact is the confidential information. Currently available literature concerning impact damage to composite materials, focuses on impact testing using hemispherical impact elements of

typical diameters Ø15mm, Ø20 mm or Ø25 mm. Testing information regarding larger diameter samples is not provided. There is no published research into impact damages to monolithic, fully finished carbon fiber composites.

**Key words:** composite materials, aviation, visual inspection, air transport operation, maintenance.

**For citation:** Davydov, I.A. Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

## Введение

Большая часть авиационного персонала способна определить вмятину или разрыв на металлической конструкции и сообщить о них как о предполагаемом повреждении. Однако поверхность из композиционного материала даже после сильного удара может казаться неповрежденной, если на ней отсутствуют следы удара или дефекты [1–3]. Наземная бригада в таком случае не сообщит о дефектах, потому что они выглядят так же, как небольшие вмятины на металлической конструкции, и ремонтная бригада не приступит к ремонту композиционной конструкции [4, 5].

В настоящее время опубликовано много экспериментов по визуальному контролю распознавания повреждений металлической конструкции от удара, но, что касается композиционной конструкции, приходится констатировать существенный дефицит информации [6–8].

Это может привести к тому, что повреждение композиционных конструкций воздушного судна не распознается авиационным персоналом [9]. Как результат – акт о повреждении не составляется и, следовательно, ремонт поврежденных ударом композиционных конструкций не производится. Такая ситуация имеет гораздо более серьезные последствия для летной годности основных конструкций (например, таких как обшивка герметизируемых объемов фюзеляжа), чем второстепенных (например, обтекателей и обшивки, не испытывающей воздействия давления) [10–14].

## Методы исследования

В новых конструкциях воздушных судов, которые введены в эксплуатацию на сегодняшний день, по весу содержится 50 % ком-

позиционных материалов и используются монолитные композиционные панели из углепластика для обшивки фюзеляжа<sup>1</sup>. Композит из углепластика особенно чувствителен к снижению прочности на сжатие после удара, а окружающая среда, в которой эксплуатируются воздушные суда, характеризуется наличием множества источников ударных повреждений. Примеры внешнего вида поверхности реальных композиционных конструкций самолета при ударе являются конфиденциальной информацией. В доступной литературе, касающейся повреждения композиционных материалов от ударов, основное внимание уделено испытаниям на удар с использованием полусферических ударных элементов, обычно диаметрами Ø15, 20 или 25 мм, информация по испытаниям образцов большего диаметра не представлена [15–17]. Нет опубликованных исследований топографии вдавливания от ударов для монолитных, полностью готовых композиционных материалов из углепластика.

Существует ряд методов неразрушающего контроля/инспекции (МНК/МНИ), которые позволяют обнаружить и определить характеристики повреждений композиционных материалов из углепластика вследствие ударов. Несмотря на это, визуальный осмотр до сих пор является эффективным методом сканирования больших участков конструкции и, таким образом, очевидно, останется первым этапом обнаружения повреждений композиционных материалов. Однако в открытом доступе отсутствует статистически достоверная информация о надежности визуального осмотра на предмет повреждений при ударе конструкций самолетов CRFP (АУВП – арми-

<sup>1</sup> Boeing 787 Training Student Lab Notebook Structures ECS in 5 books. Book 3: Structures – ECS. Engineering Department, 2016. 30 p.



Рис. 1. Разрез 33-слойного композита с окрашенной поверхностью  
Fig. 1. Section of the 33-layer composite with a painted surface



Рис. 2. Оборудование для проведения эксперимента  
Fig. 2. Equipment to carry out an experiment

рованный углеродным волокном пластик/полимер) [18].

## Результат научно-исследовательской работы

Автором в ходе эксперимента на ударные воздействия использовались «образцы-свидетели», т. е. образцы из материала, непосредственно применяемого в конструкциях воздушных судов, а именно 17- и 33-слойные углепластики (рис. 1).

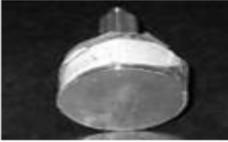
Для создания дефектов на образцах применялось оборудование Rosand Type 5 (рис. 2) со сменными наконечниками (ударниками). Как подробно отражено в табл. 1, использовались четыре разных типа ударных наконечников из нержавеющей стали. Полушарические ударные наконечники диаметрами  $\varnothing 20$  и  $90$  мм применялись для воссоздания типичных эксплуатационных дефектов.

Плоский цилиндрический наконечник был включен для получения информации об ударных дефектах по сравнению с наконечниками полусферической формы. Точно так же ударный элемент в форме клина (или инструмента) был включен для оценки морфологии повреждений, которые могут возникнуть при ударах от таких предметов, как инструменты.

После удара каждый образец подвергался С-сканированию с помощью ультразвукового дефектоскопа (рис. 2), чтобы измерить подповерхностное расслоение в месте удара. Координатно-измерительная машина (КИМ) с сенсорным датчиком использовалась для создания оцифрованных характеристик дефектов. Поверхности образцов из углепластика измерялись с использованием трехмерных точек данных с координатами X, Y и Z (трехмерное облако точек). Машина была настроена на сканирование с шагом  $1 \times 1$  мм по осям X и Y с точностью  $\pm 1$  мкм по оси Z.

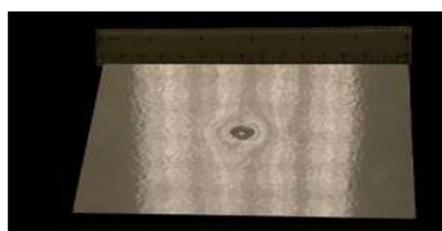
Таблица 1  
Table 1

Матрица для ударных испытаний образцов из углепластика  
Matrix for carbon fiber samples impact tests

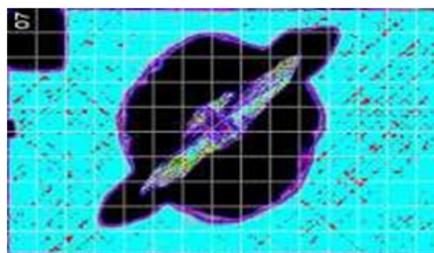
Тип ударного элемента							
							
Ø20 мм, полусфера		Ø87 мм, полусфера		Ø70 мм, плоский цилиндр		13 мм x 4 мм Форма клина/ инструмента	
Масса ударника – 2,2 кг		Масса ударника – 2,4 кг		Масса ударника – 2,9 кг		Масса ударника – 2,1 кг	
Образцы из 17-сл. углепластика с окрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
28	5 Дж	96	5 Дж	37	10 Дж	35	5 Дж
27	10 Дж	95	10 Дж	38	15 Дж	34	10 Дж
26	15 Дж	94	15 Дж	39	20 Дж	33	15 Дж
25	20 Дж	30	20 Дж	41	30 Дж	36	17,5 Дж
24	30 Дж	93	30 Дж	40	40 Дж	32	20 Дж
		31	40 Дж	1	45 Дж		
		91	50 Дж				
Образцы из 17-сл. углепластика с неокрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
A14	5 Дж	A19	5 Дж	A26	10 Дж	A31	5 Дж
A15	10 Дж	A20	10 Дж	A27	15 Дж	A32	10 Дж
A16	15 Дж	A21	15 Дж	A28	20 Дж	A33	15 Дж
A17	20 Дж	A22	20 Дж	A29	30 Дж	A35	17,5 Дж
A18	30 Дж	A23	30 Дж	A30	40 Дж	A36	20 Дж
		A24	40 Дж				
		A25	50 Дж				
Образцы из 33-сл. углепластика с окрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
3	5 Дж	10	20 Дж	19	10 Дж	15	20 Дж
4	10 Дж	9	30 Дж	20	20 Дж	16	30 Дж
5	15 Дж	11	40 Дж	21	30 Дж	17	40 Дж
6	20 Дж	12	50 Дж	22	40 Дж	18	50 Дж
8	30 Дж	13	60 Дж	2	50 Дж		
7	50 Дж	14	70 Дж	71	60 Дж		
Образцы из 33-сл. углепластика с неокрашенной поверхностью							
Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара	Образцы №	Энергия удара
A39	5 Дж	A45	20 Дж	A51	10 Дж	A57	20 Дж
A40	10 Дж	A46	30 Дж	A52	20 Дж	A58	30 Дж
A41	15 Дж	A47	40 Дж	A53	30 Дж	A59	40 Дж
A42	20 Дж	A48	50 Дж	A54	40 Дж	A60	50 Дж
A43	30 Дж	A49	60 Дж	A55	50 Дж		
A44	50 Дж	A50	70 Дж	A56	60 Дж		

Площадь сканирования составляла 80 × 80 мм с центром дефекта на поверхности каждого образца. Оборудование, использованное автором в эксперименте, имеет соответствующие сертификаты и лицензии. Образцы и оборудование для чистоты эксперимента были рекомендованы и предоставлены компанией Boeing.

На рис. 3 представлен типичный дефект на поверхности многослойного углепластика вследствие удара. Подобные дефекты возникают в процессе эксплуатации воздушных судов. На фотографии видно, что на поверхности образца нет трещин и разрывов, только небольшая вмятина размером не более 20 мм, но ультразвуковое С-сканирование демон-



Фотография образца на повреждение от удара №7 (33 слоя + окрашен., Ø20 мм/50 Дж)



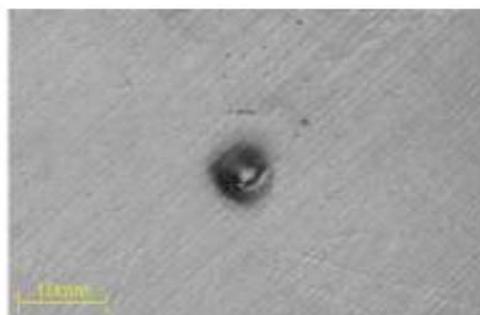
C-Скан образца на повреждение от удара №7



Металлографическое изображение сечения при ударе Ø20 мм/50 Дж

**Рис. 3.** Типичный результат ударного воздействия по образцу из 33-слойного углепластика с окрашенной поверхностью с энергией 50 Дж наконечником диаметром 20 мм

**Fig. 3.** Typical result of impact on the sample of the 33-layer carbon fiber with a painted surface with energy 50 J using a penetrator of a diameter 20 mm



**Рис. 4.** Удар 15 Дж/Ø20 мм на 17-слойный композит с окрашенной поверхностью, удар 15 Дж/Ø20 мм на 17-слойный композит с неокрашенной поверхностью

**Fig. 4.** Impact 15 J/Ø20 mm on the 17-layer composite with a painted surface, impact 15 J/Ø20 mm on the 17-layer composite with an unpainted surface

стрирует значительную площадь расслоения и разрыв между подповерхностными слоями. Анализ, проведенный ниже, показал, что авиационный персонал при визуальном осмотре зачастую пропускает или игнорирует подобные дефекты. Приведены подробные сведения о количестве образцов, энергии удара и типе ударного наконечника для каждого из протестированных экземпляров (табл. 1). Примеры повреждений при ударе окрашенных и неокрашенных образцов слоистого углепластика были получены с использованием устройства Rosand (рис. 2) при различных энергиях удара. Ударные воздействия привели к появлению вмятин (дефектов),

подповерхностных расслоений и разрывов волокон на задней поверхности (рис. 3), что согласуется с типичным проявлением постударных повреждений на композитных материалах из углепластика [19]. Удары по окрашенным образцам приводили к поверхностным дефектам, их внешний вид был более «округлым», чем на неокрашенных. Результаты экспериментов по ударным повреждениям, которые выявили различия в морфологии между окрашенными и неокрашенными композитами, описаны ниже.

Как видно из рис. 4, типичный внешний вид дефектов на поверхности после удара элементом диаметром 20 мм представлял со-

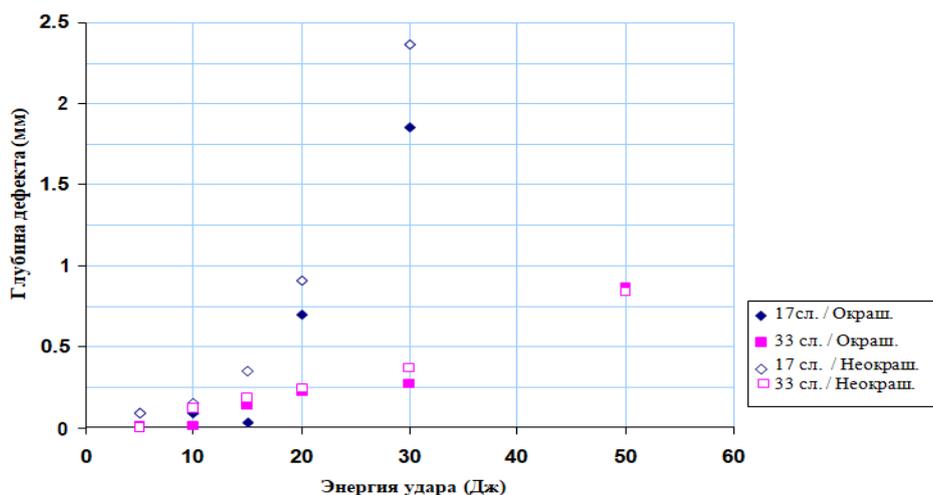


Рис. 5. Глубина дефекта по сравнению с энергией удара для ударного элемента диаметром Ø20 мм  
Fig. 5. Depth of the defect in comparison with impact energy for an impactor of a diameter Ø20 mm

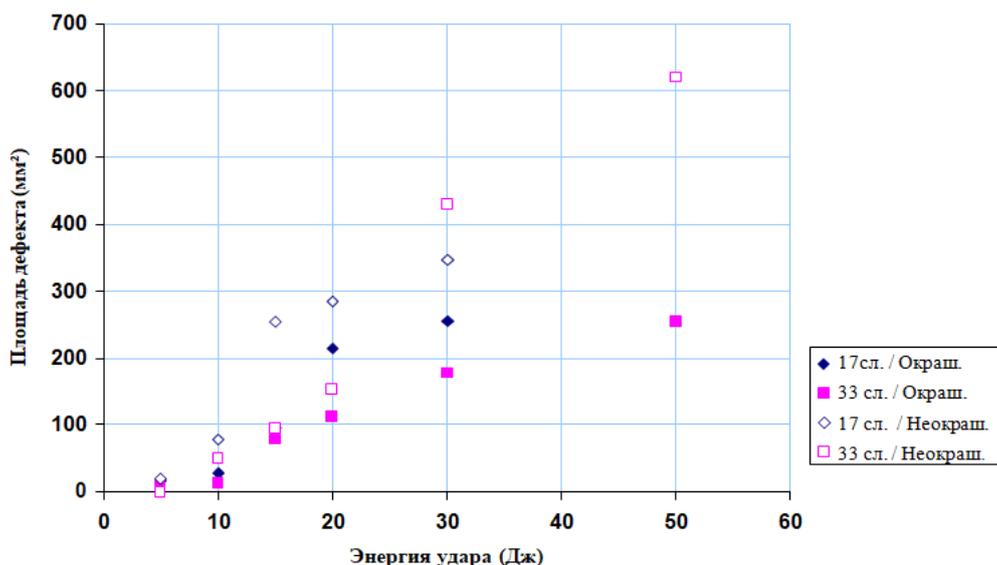


Рис. 6. Площадь дефекта в сравнении с энергией удара для ударного элемента диаметром Ø20 мм  
Fig. 6. Area of the defect in comparison with impact energy for an impactor of a diameter Ø20 mm

бой округлое углубление. Как общая тенденция – увеличение энергии удара приводило к более глубоким поверхностным дефектам и большим зонам повреждений. Размеры поверхностных дефектов достигали максимума при глубине вмятины 1,85 мм и площади расслоения 255 мм<sup>2</sup> на окрашенных образцах и 2,36 мм при 346 мм<sup>2</sup> на неокрашенных. На рис. 5 показан график зависимости глубины поверхностного дефекта от энергии удара. Из графика видно, что дефекты на неокрашенных образцах глубже (0,1 до 2 мм), чем при тех же условиях воздействия на окра-

шенных. График зависимости площади дефектов от энергии удара (рис. 6) показывает, что площади дефектов на неокрашенных образцах от 4 до 300 мм<sup>2</sup> больше, чем при тех же условиях воздействия на окрашенных.

В табл. 1 приведены зависимости, полученные линейной регрессией методом наименьших квадратов по испытанным образцам для двух размеров ударных элементов и двух толщин композита [20]. Также дан энергетический диапазон, для которого соотношение остается действительным. Все соотношения справедливы только для воздействий, превы-

Таблица 2  
Table 2

Соотношения геометрических переменных для дефектов поверхности при ударном повреждении

Ratios of geometric variables for surface defects in case of impact damage

17-слойный/ Ø20 мм	17-слойный/ Ø90 мм
Энергия $E = (R-1,278)/0,4859$ Глубина $d = 0,0368(\exp(0,1358E))$ X Point $X_t = (0,248E)-0,2934$ Y Point $Y_t = 0,0199(\exp(0,1554E))$	Энергия $E = (R-0,7448)/0,2575$ Глубина $d = 0,0665(\exp(0,0238E))$ X Point $X_t = (0,0825E)+0,1556$ Y Point $Y_t = 0,0599(\exp(0,0138E))$
Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 40 Дж	Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 50 Дж
33-слойный/ Ø20 мм	33-слойный/ Ø90 мм
Энергия $E = (R-2,385)/0,2714$ Глубина $d = 0,079(\exp(0,044E))$ X Point $X_t = (0,0159E)+0,2264$ Y Point $Y_t = 0,0728(\exp(0,044E))$	Энергия $E = (R+1,1479)/0,4844$ Глубина $d = 0,1243(\exp(0,0159E))$ X Point $X_t = (0,2394E)-3,8806$ Y Point $Y_t = 0,1199(\exp(0,0076E))$
Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 80 Дж	Применимый энергетический диапазон: 5 Дж – 80 Дж

шающих 5 Дж; воздействия ниже этого энергетического уровня не приведут к повреждению слоев, следовательно, не имеют отношения к данному исследованию. Удары выше заданного предела будут проникать в композит или вызывать значительное изменение формы композита, характеристики поверхностных дефектов выходят за рамки данного исследования, в этом случае используется верхний предел.

Соотношения, приведенные в табл. 1, были использованы для расчета энергии удара (E) в зависимости от ширины (2R) и глубины дефекта (d), значения  $X_t$  и  $Y_t$  – в зависимости от энергии удара (E) для выбранных значений ширины дефекта (2R). Используя эти параметры, можно определить профили сечения изображений поверхностных дефектов, вызванных ударами, при энергиях в пределах диапазонов, указанных в табл. 2, от наконечников диаметрами Ø20 и 90 мм на 17- и 33-слойном углепластиковом композите. Путем ввода значений глубины R,  $X_t$  и  $Y_t$  определены геометрические линии, представляющие профили сечений ударного повреждения, и соответствующие 3D-модели дефектов были созданы в CAD-системе 3D [21].

Пять отобранных дефектов на каждом цвете образца подвергались измерению на КИМ для проверки соответствия первоначальной спецификации. В экспериментах по визуальному контролю участвовали действующие сотрудники инженерно-технического состава авиакомпании Uzbekistan Airways, имеющие допуск на техническое обслуживание композиционных конструкций воздушных судов, в частности Boeing-787 (Dreamliner), в котором 50 % от массы планера – композиты. По результатам исследований можно построить простые графики процента обнаружения по сравнению с шириной дефекта. Такие графики не будут иллюстрировать глубину. Аналогичным образом графики вероятности обнаружения по сравнению с глубиной дефекта не отображают тот факт, что два дефекта с одинаковой глубиной могут иметь разные значения ширины. Чтобы отобразить значения как ширины, так и глубины поверхностного дефекта и процент обнаружения, были получены 2D-участки процента обнаружения по сравнению с шириной и глубиной дефекта. Рис. 4–9 иллюстрируют матрицы процентов обнаружения для дефек-

та на поверхности серых, белых и синих смоделированных образцов. Диапазон глубины дефекта был разделен на 18 равных интервалов по 0,05 мм, а диапазон ширины дефекта был разделен на 8 равных интервалов по 5 мм. Каждый дефект в наборе одного образца был соответствующим интервалом размера, а проценты обнаружения всех дефектов в каждом диапазоне размера были усреднены, что обеспечивает одно значение обнаружения процентных соотношений для всех дефектов в данном интервале глубины и ширины.

Матрицы обнаружения объективны для сравнения вероятности обнаружения в определенном диапазоне размеров. Например, можно убедиться, что для дефектов в диапазоне глубины от 0,1 до 0,149 мм и ширины от 5,1 до 10 мм вероятность обнаружения не превышает 25 % (глянцевый синий, рис. 6). Точно так же можно определить, что диапазон размеров дефектов глубиной от 0,9 до 0,949 мм и от 25,1 до 30 мм дает 100%-ное обнаружение на виртуальных образцах и всех вариациях моделированных. Второй метод представления результатов состоял в использовании программного обеспечения Statistica statistical data analysis [4] для получения графиков рассеяния, причем процент участников, обнаруживающих каждое повреждение, строился на основе соответствующей глубины и ширины каждого дефекта (рис. 7–9). Для осей X и Y используется логарифмическая шкала на основе системы натуральных логарифмов, позволяющая лучше разделить отдельные точки данных при меньших значениях ширины и глубины.

Графики рассеяния позволили увидеть процент обнаружения каждого дефекта и сравнить его по глубине и ширине с другими повреждениями в наборе образцов. Например, на рис. 7 видно, что на образцах глянцевого серого цвета нет четкой корреляции между шириной дефекта и процентом обнаружения [21]. Все дефекты глубиной свыше 0,3 мм были обнаружены более чем у 90 % участников. На глянцевых серых образцах вероятность обнаружения более 90 %, когда глубина дефекта была ниже 0,3 мм. Однако на образцах глянцевого синего цвета не было

случаев обнаружения более 90% при глубине дефекта менее 0,3 мм.

График (рис. 7), представляющий образцы, поверхность которых окрашена в серый цвет, демонстрирует широкий диапазон глубины и ширины дефекта, в котором повреждения были обнаружены более чем у 90 % участников. Контур указывает на то, что для дефектов небольшой глубины и ширины обнаружение происходило с наименьшей вероятностью [21]. Если выбрана номинальная глубина дефекта 0,2 мм, то график показывает, что вероятность обнаружения дефекта варьируется от < 10 % до > 90 % при изменении ширины, то есть обнаружение может меняться для одной и той же глубины дефекта в зависимости от ширины.

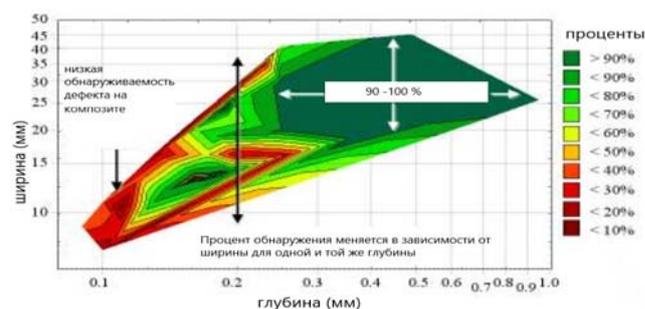


Рис. 7. График результатов анализа образцов глянцевого серого цвета с комментариями  
Fig. 7. Graph of the analysis results of glossy gray samples with comments

График (рис. 8) образцов с глянцевой белой поверхностью показывает, что существуют некоторые различия по сравнению с результатами, полученными для серых образцов. Большая площадь обнаружения (90–100 %) немного изменила форму. Для дефектов глубиной от 0,2 до 0,3 мм и шириной > 25 мм процент обнаружения уменьшается с увеличением ширины.

На рис. 9 показаны результаты, полученные на образцах глянцевого синего цвета. На этом графике видно, что контуры обнаружения имеют значительно иную форму по сравнению с результатами, полученными на серых и белых образцах. Нижняя граница области обнаружения > 90 % сдвинулась на глубину 0,7 мм по сравнению с результатами се-

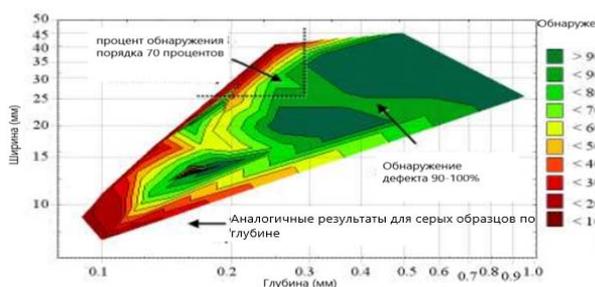


Рис. 8. График результатов анализа образцов глянцевого белого цвета  
Fig. 8. Graph of the analysis results of glossy white samples

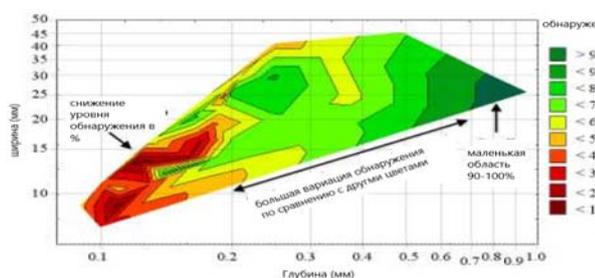


Рис. 9. График результатов глянцевого синего с комментариями  
Fig. 9. Graph of the results of glossy blue samples with comments

рых и белых образцов. Контуры обнаружения повреждений  $> 0,2$  мм изменяются с шириной дефекта от 60 до 80 % по сравнению с вариациями от  $< 10$  % до  $> 90$  % обнаружения на других цветах (рис. 4–9), то есть вероятность обнаружения для той же глубины дефекта изменяется меньше с шириной на образцах глянцевого синего цвета. Для образцов глянцевого синего цвета с глубиной дефекта  $> 0,2$  мм контуры обнаружения изменяются меньше (от 0 до 30 % вариации против  $> 50$  %) в зависимости от ширины, чем для того же диапазона на серых и белых образцах.

## Заключение

По результатам эксперимента на ударные воздействия по «образцам-свидетелям» из многослойного углепластика можно сделать вывод, что даже после сильного удара на поверхности отсутствует трещина или разрыв и

остается небольшая вмятина, что препятствует визуальному обнаружению дефекта, а визуальный контроль очевидно является первой линией обнаружения дефекта. С помощью ультразвукового дефектоскопа, который позволяет сканировать подповерхностные дефекты, обнаруживается разрыв между слоями и широкая площадь расслоения, несмотря на отсутствие трещины на поверхности (рис. 3).

Это исследование выполнено в целях выявления внешнего вида дефектов конструкции самолета, возникающих в результате удара, и далее – определения связи между надежностью обнаружения и размером и формой поверхностных дефектов в ходе визуального осмотра. Кроме того, было исследовано возможное влияние цвета поверхности и отделки на надежность визуального обнаружения.

## Список литературы

1. Амелина Е.В. О нелинейном деформировании углепластиков: эксперимент, модель, расчет / Е.В. Амелина, С.К. Голушко, В.С. Ерасов, С.В. Идимешев, Ю.В. Немировский, Б.В. Семисалов, А.В. Юрченко, Н.О. Яковлев // Вычислительные технологии. 2015. Т. 20, № 5. С. 27–52.
2. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 264 с.
3. Иванов Д.А. Композиционные материалы в современной авиации, использование и контроль за их состоянием в эксплуатации / Д.А. Иванов, Т.В. Петрова, И.А. Давыдов, И. Давыдов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2019. № 4 (25). С. 108–121.
4. Давыдов И.А. Анализ надежности визуального осмотра композиционных конструкций самолетов и пошаговая его реализация / И.А. Давыдов, Д.А. Иванов, Т.В. Петрова, И. Давыдов, В.Р. Гамзаев // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2020. № 4 (29). С. 121–136.
5. Каблов Е.Н. Разработки ФГУП «ВИАМ» в области расплавных связующих для поли-

мерных композиционных материалов / Е.Н. Каблов, Л.В. Чурсова, А.Н. Бабин, Р.Р. Мухаметов, Н.Н. Панина // Полимерные материалы и технологии. 2016. Т. 2, № 2. С. 37–42.

**6. Каблов Е.Н.** Материалы нового поколения – основа инноваций, технологического лидерства и национальной безопасности России // Интеллект и технологии. 2016. № 2 (14). С. 16–21.

**7. Молчанов Б.И., Гудимов М.М.** Свойства углепластиков и области их применения // Авиационная промышленность. 1997. № 3–4. С. 22–26.

**8. Низина Т.А.** Моделирование влияния актинометрических параметров на изменение декоративных характеристик эпоксидных композитов, экспонирующихся в натуральных условиях / Т.А. Низина, В.П. Селяев, Д.Р. Низин, А.Н. Чернов // Региональная архитектура и строительство. 2015. № 2 (23). С. 27–36.

**9. Раскутин А.Е.** Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 5. С. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367

**10. Раскутин А.Е.** Термостойкие углепластики для конструкций авиационной техники, эксплуатирующихся при температурах до 400 °С: дис. ... канд. техн. наук. М., 2007. 166 с.

**11. Семин М.И., Стреляев Д.В.** Расчеты соединений элементов конструкций из композиционных материалов на прочность и долговечность. М.: ЛАТМЭС, 1996. 294 с.

**12. Старцев В.О.** Климатическая стойкость полимерных композиционных материалов и защитных покрытий в умеренно теплом климате: дис. ... докт. техн. наук. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.

**13. Старцев О.В.** Акустическая спектроскопия полимерных композитных материалов, экспонированных в открытом космосе / О.В. Старцев, Е.Д. Сортыяков, В.В. Исупов, А.Д. Насонов, Ю.Г. Скурыдин, А.А. Коваленко, Е.Ф. Никишин // Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: сборник трудов Всероссийской научно-технической

конференции. Барнаул, 12–14 сентября 1996 г. Барнаул: Изд-во АГУ, 1997. С. 32–39.

**14. Старцев В.О., Лебедев М.П., Фролов А.С.** Измерение показателей рельефа поверхности при изучении старения и коррозии материалов. 1. Российские и зарубежные стандарты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2018. № 6. С. 32–38.

**15. Тарнапольский Ю.М., Кинцис Т.Я.** Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд., доп. и перер. М.: Химия, 1981. 272 с.

**16. Abdallah E.A.** Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates / E.A. Abdallah, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, and J. Barrau // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, iss. 7–8. Pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

**17. Davies G.A.O., Zhang X.** Impact damage prediction in carbon composite structures // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 16, iss. 1. Pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

**18. Kingdom F.A.A.** Perceiving light versus material // Vision research. 2008. Vol. 48, iss. 20. Pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

**19. Mitrevski T.** Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes / T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson, R. Jones // Composite Structures. 2006. Vol. 76, iss. 3. Pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

**20. Pymouli A., Harris D., Irving P.** The Inspection of composite aircraft structures: a signal detection approach // Human Factors and Aerospace Safety. 2005. Vol. 5, no. 2. Pp. 91–108.

**21. Валуева М.И.** Мировой рынок высокотемпературных полиимидных углепластиков (обзор) / М.И. Валуева, И.В. Зеленина, М.А. Жаринов, К.Р. Ахмадиева [Электронный ресурс] // Труды ВИАМ. 2019. № 12 (84). С. 67–79. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-12-67-79 (дата обращения: 25.03.2022).

## References

1. Amelina, E.V., Golushko, S.K., Yerashov, V.S., Idimeshev, S.V., Nemirovsky, Yu.V., Semisalov, B.V., Yurchenko, A.V. & Yakovlev, N.O. (2015). *Nonlinear deformation of carbon fiber reinforced plastics: experiment, model, and simulation*. Computing technologies, vol. 20, no. 5, pp. 27–52. (in Russian)
2. Vasiliev, V.V. (1988). [*Mechanics of structures made of composite materials*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 264 p. (in Russian)
3. Ivanov, D.A., Petrova, T.V., Davydov, I.A. & Davydov, I. (2019). *Composite materials in modern aviation, the use and control of their condition in operation*. Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii, no. 4 (25), pp. 108–121. (in Russian)
4. Davydov, I.A., Ivanov, D.A., Petrova, T.V., Davydov, I. & Gamzaev, V.R. (2020). *Analysis of maintenance of composite materials on the Boeing-787 aircraft (dreamliner), introduction of the concept “quick repair of the composite (QCR)” and step-by-step implementation of it*. Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii, no. 4 (29), pp. 121–136. (in Russian)
5. Kablov, E.N., Chursova, L.V., Babin, A.N., Mukhametov, R.R. & Panina, N.N. (2016). *FSUE “VIAM” solvent-free binders for polymer composite materials*. Polimernyye Materialy i Tekhnologii, vol. 2, no. 2, pp. 37–42. (in Russian)
6. Kablov, E.N. (2016). [*New generation materials are the basis of innovation, technological leadership and national security of Russia*]. Intellekt i tekhnologii, no. 2 (14), pp. 16–21. (in Russian)
7. Molchanov, B.I. & Gudimov, M.M. (1997). [*Properties of carbon fiber plastics and their applications*]. Aviatsionnaya promyshlennost, no. 3–4, pp. 22–26. (in Russian)
8. Nizina, T.A., Selyaev, V.P., Zinin, D.R. & Chernov, A.N. (2015). [*Influence modeling of actinometric parameters on the change of decorative characteristics of epoxy composites exposed in natural conditions*]. Regional Architecture and Engineering, no. 2 (23), pp. 27–36. (in Russian)
9. Raskutin, A.E. (2017). *Russian polymer composite materials of new generation, their exploitation and implementation in advanced developed constructions*. Aviacionnye materialy and tehnologii, no. 5, pp. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367 (in Russian)
10. Raskutin, A.E. (2007). [*Heat-resistant carbon fiber plastics for aircraft structures operating at temperatures up to 400 °C: Cand. of Tech. Sc. Thesis*]. Moscow, 166 p. (in Russian)
11. Semin, M.I. & Strelyaev, D.V. (1996). [*Strength and durability calculations of structural elements joints made of composite materials*]. Moscow: LATMES, 294 p. (in Russian)
12. Startsev, V.O. (2018). [*Climatic resistance of polymer composite materials and protective coatings in a moderately warm climate: D. Tech. Sc. Thesis*]. Moscow: VIAM, 308 p. (in Russian)
13. Startsev, O.V., Sortyyakov, Ye.D., Isupov, V.V., Nasonov, A.D., Skurydin, Yu.G., Kovalenko, A.A. & Nikishin, Ye.F. (1997). [*Acoustic spectroscopy of polymer composite materials exposed in open space*]. Eksperimentalnyye metody v fizike strukturno-neodnorodnykh sred: sbornik trudov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Barnaul: Izdatelstvo AGU, pp. 32–39. (in Russian)
14. Startsev, V.O., Lebedev, M.P. & Frolov, A.S. (2018). *Measurement of surface relief indicators in the study of aging and corrosion of materials. 1. Russian and foreign standards*. All materials. Encyclopaedic reference manual, no. 6, pp. 32–38. (in Russian)
15. Tarnopolsky, Yu.M. & Kintsis, T.Ya. (1981). [*Methods of static testing of reinforced plastics*]. 3rd ed., dop. i perer. Moscow: Khimiya, 272 p. (in Russian)
16. Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivallant, S., Broll, B. & Barrau, J. (2009). *Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates*. Composites Science and Technology, vol. 69, issue 7–8, pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029
17. Davies, G.A.O. & Zhang, X. (1995). *Impact damage prediction in carbon composite structures*. International Journal of Impact Engi-

neering, vol. 16, issue 1, pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom, F.A.A. (2008). *Perceiving light versus material*. Vision research, vol. 48, issue 20, pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S. & Jones, R. (2006). *Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes*. Composite Structures, vol. 76, issue 3, pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Pymouli, A., Harris, D. & Irving, P. (2005). *The inspection of composite aircraft structures: a signal detection approach*. Human Factors and Aerospace Safety, vol. 5, no. 2, pp. 91–108.

21. Valueva, M.I., Zelenina, I.V., Zhari-nov, M.A. & Akhmadieva, K.R. (2019). *World market of high temperature polyimide carbon plastic (review)*. Proceedings of VIAM, no. 12 (84), pp. 67–79. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-12-67-79 (accessed: 25.03.2022).

### Сведения об авторе

Давыдов Искандар Ахтамович, ассистент кафедры авиационной техники и диагностики, ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации» (СПбГУ ГА), iskander\_bek@mail.ru.

### Information about the author

Iskandar A. Davydov, Assistant of the Aviation Engineering and Diagnostics Chair, FSFEI HE Saint-Petersburg State University of Civil Aviation, iskander\_bek@mail.ru.

Поступила в редакцию 29.03.2022  
Принята в печать 25.07.2022

Received 29.03.2022  
Accepted for publication 25.07.2022