

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.025: 539.3

DOI:10.34759/vst-2020-3-111-125

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТОЙКОСТИ К УДАРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗ КОМПОЗИТОВ С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

Беззаметнов О.Н.^{*}, Митряйкин В.И.^{**}, Халиулин В.И.^{***}, Кротова Е.В.^{****}

*Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева — КАИ (КНИТУ-КАИ),
ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия*

^{} e-mail: bezzametnovoleg@mail.ru*

*^{**} e-mail: vmitryaykin@bk.ru*

*^{***} e-mail: pla.kai@mail.ru*

*^{****} e-mail: kati_mit@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 25.06.2020

Целью данной работы является определение характеристик ударостойкости и живучести образцов сотовых панелей и фрагментов лопастей вертолета. Для ее достижения решались задачи, связанные с проектированием и изготовлением экспериментальных образцов, проведением ударных испытаний, а также исследованием характера и геометрических характеристик повреждений. Разработана методика определения стойкости к ударным воздействиям деталей летательных аппаратов из многослойных композиционных конструкций с сотовым наполнителем. Проведена оценка характера ударных повреждений фрагментов лопасти рулевого и несущего винтов методом рентгеновской компьютерной томографии.

Ключевые слова: сотовые панели, композиционные материалы, многослойные конструкции, ударные воздействия, повреждения, неразрушающий контроль, компьютерная томография.

Введение

Конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ) широко применяются в зарубежной и отечественной авиационно-космической технике [1–5], что позволяет разработчикам достигать более совершенных технических и экономических характеристик. Эти конструкции

обладают более высокой, чем у металлических сплавов, удельной прочностью и жесткостью, что позволяет снижать их массу.

Конструкции летательных аппаратов из композиционных материалов часто в ходе эксплуатации получают ударные повреждения, которые с большой вероятностью запускают процесс рассло-

ения в материале, что существенно снижает их прочность. Систематизация таких повреждений и распределение их по элементам летательного аппарата достаточно полно проведено в работе [6].

Размеры повреждений зависят от характеристик материала и энергии удара. Приблизительно они определяются расчетным путем, а действительные значения уточняются в ходе экспериментальных исследований [7, 8]. В работе [9] 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 [10–13], где оценивалось влияние энергии удара, параметров слоев на степень поврежденности композиционных материалов.

Расчетно-экспериментальная оценка влияния ударных повреждений на прочность композиционных материалов проводилась отечественными и зарубежными авторами [14, 15].

Многослойные композиционные конструкции, состоящие из прочных внешних слоев и расположенного между ними легкого заполнителя, являются одними из наиболее перспективных конструктивных элементов современных транспортных средств: авиации, ракетно-космической техники, судостроения и машиностроения. Это обусловлено, в первую очередь, рациональным включением материала в работу по восприятию внешних нагрузок и обеспечением высокого уровня удельной прочности и надежности подобных конструкций. Благодаря высокому весовому совершенству и отработанной технологии соты до сих пор остаются доминирующим заполнителем.

Конструктивная особенность многослойных панелей с сотовым заполнителем обеспечивает наибольшую сдвиговую жесткость и предел прочности при сжатии, по сравнению с существующими другими типами легких заполнителей (газонаполненные, ячеистые, многостаночные, гофрированные, плетеные, многокамерные). Производятся готовые конструкции в основном из синтетической каландрованной бумаги «Номекс» производства фирмы «Дюпон». Изготавливается готовый заполнитель по технологии растяжения пакета с использованием фенольного или другого подходящего связующего. Механические свойства арамидных бумаг в структуре заполнителя, конечно, ниже, чем у алюминия (особенно модуль упругости), однако они обладают уникальной способностью сохранять эксплуатационные качества при

перегрузках в локальных областях без необратимых повреждений.

Исследования, посвященные определению ударостойкости образцов материалов и 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 специальному образом смоделированным ударам, приближенным по своим параметрам к возможным ударам при ее эксплуатации [16–19]. Основными характеристиками ударного воздействия на объект являются скорость удара и энергия удара. В данной работе рассматривается воздействие низкоскоростного удара (до 30 м/с), как одного из наиболее распространенного при эксплуатации летательных аппаратов. Данная категория моделирует столкновение конструкции с относительно большим телом и низкой энергией (например, случайное падение рабочего инструмента).

Объекты исследований

Объектами исследования характеристик ударостойкости являлись образцы многослойных композиционных деталей в виде фрагментов лопастей вертолета, а также панелей с сотовым заполнителем. Для изготовления панелей использовались углепластиковые обшивки и сотовый заполнитель из арамидной бумаги. Марка сот ПСП-2,5, объемный вес — 64 кг/м³, высота сотоблока 27,4 мм. Обшивки изготовлены из однонаправленного безуткового углепрепрега, армирование — ортогональное, количество слоев — 3 (0°/90°/0°), толщиной 0,30–0,32 мм. Высота панелей для испытания выбиралась в соответствии с рекомендациями ГОСТ Р 56809-2015 [20], исходя из условия обеспечения эффективной высоты панели не менее 8 ее толщин ($L \leq 8h$, где L — высота неподкрепленной части панели; h — толщина сотовой панели). Общий вид образцов сотовых панелей для испытаний приведен на рис. 1.

В качестве многослойных композиционных конструкций были выбраны фрагменты лопастей несущего и рулевого винта (рис. 2). Они представляют собой конструкции, состоящие из слоев стеклопластика Т-25, между которыми располагался сотовый и пенопластовый заполнитель. Характеристики материалов и условия изготовления приведены в технических требованиях к со-



Рис. 1. Образцы сотовых панелей для испытаний

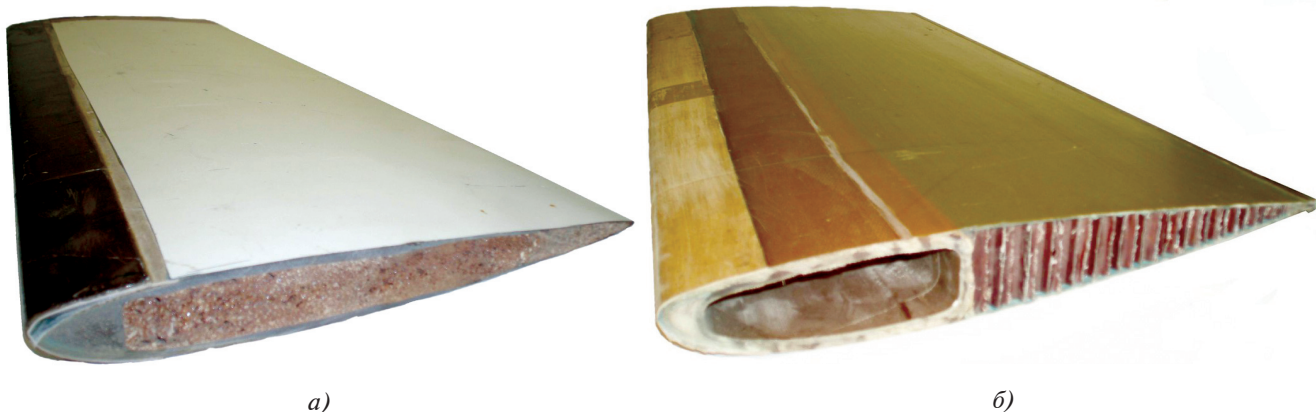


Рис. 2. Фрагменты лопастей рулевого (а) и несущего (б) винта

ответствующим изделиям. Для нанесения удара выбирались зоны обшивки, имеющие различия в толщине.

Планирование эксперимента

При проведении лабораторных исследований ударостойкости и живучести композиционных материалов и конструкций возникают серьезные сложности с выбором методики испытаний и интерпретацией полученных данных, так как результат испытаний зависит от множества факторов (характеристик удара, вида ударника, геометрических параметров образца, схемы закрепления и т.д.). Первые эксперименты по исследованию ударных свойств композиционных материалов начали проводить на маятниковых копрах со схе-

мами нагружения по Изоду или Шарпи, главным образом вследствие широкого использования этих методик при изучении металлических материалов. Данные методики отличаются простотой изготовления оборудования, легкостью в работе, а также возможностью снятия диаграмм нагружения при установке тензо- и пьезометрических преобразователей. В настоящее время эти методики в применении испытания композитов стандартизованы и в России, и за рубежом.

При использовании копра с падающим грузом возможность варьирования условиями испытаний, геометрической формой образцов и способами закрепления становится значительно шире. Согласно названию данного метода, нагружение образца осуществляется за счет свободного падения

груза на него. Энергия удара определяется массой груза и высотой падения. При этом разрушение образца может быть полным или частичным, в зависимости от условий эксперимента. Отсутствие полного разрушения необходимо, например, в случае исследования постударных характеристик материала. Для оцифровки результатов применяют различные системы, оснащенные датчиками силы и перемещения.

Использование пьезометрических преобразователей при ударных испытаниях позволяет регистрировать диаграммы ударного нагружения, которые помимо общей энергосиловой оценки дают возможность поэтапного изучения ударного нагружения (рис. 3). При проведении испытания

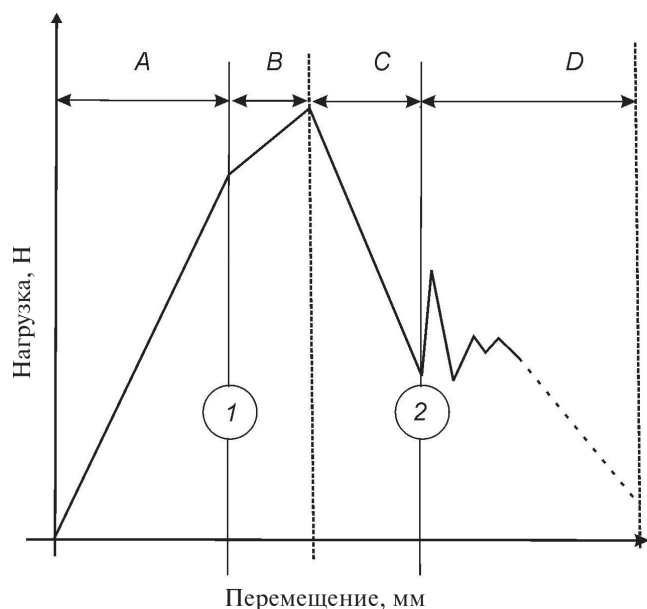


Рис. 3. Типовой график низкоскоростного удара в координатах «нагрузка—перемещение»; *A* — упругая деформация; *B* — пластическая деформация; *C* — развитие повреждения; *D* — вторичное разрушение; 1 — инициация повреждения; 2 — разрушение

отображение параметров ударного нагружения производится в трех координатах: «нагрузка—энергия—время». При необходимости полученная диаграмма посредством двойного интегрирования может быть переведена в координаты «нагрузка—энергия—перемещение». Напрямую из графика ударного нагружения можно получить значения предельной разрушающей нагрузки и доли энергии разрушения, потраченной на разных стадиях деформирования материала.

Методика нанесения ударного воздействия

Методика ударных испытаний сотовых панелей разрабатывалась в соответствии с требованиями ГОСТ Р 56684-2015 «Метод определения стойкости к разрушению сэндвич-конструкций». Ударное воздействие на образцы осуществлялось с помощью копра с вертикально падающим грузом Instron «Dynatup — 9250 HV» (рис. 4,а). Фиксирующая оснастка представляет собой систему пневматического зажима образцов между двумя плитами со сквозным круглым вырезом диаметром 80 мм. Общий вид образца, установленного в специализированную оснастку, показан на рис. 4,б.

Испытательная машина имеет ряд характерных особенностей, позволяющих значительно повысить качество проведения эксперимента: ударный наконечник диаметром $d = 16$ мм оснащен высокочувствительным датчиком нагрузки (модель PCB 208M138, серийный номер P 23502), который позволяет регистрировать нагрузку с точностью $\pm 1\%$ от измеряемого диапазона и линейностью 0,2%; падающий груз перемещается по вертикальным направляющим, что позволяет с высокой точностью наносить удары в выбранное место панели; машина оснащена пневматической системой предотвращения повторного удара. Эта система не позволяет ударнику после отскока произвести дополнительное повреждение панели; подъем, взвешивание и установка груза на заданную высоту производятся автоматически, тем самым исключаются неточности при подготовке оборудования к эксперименту.

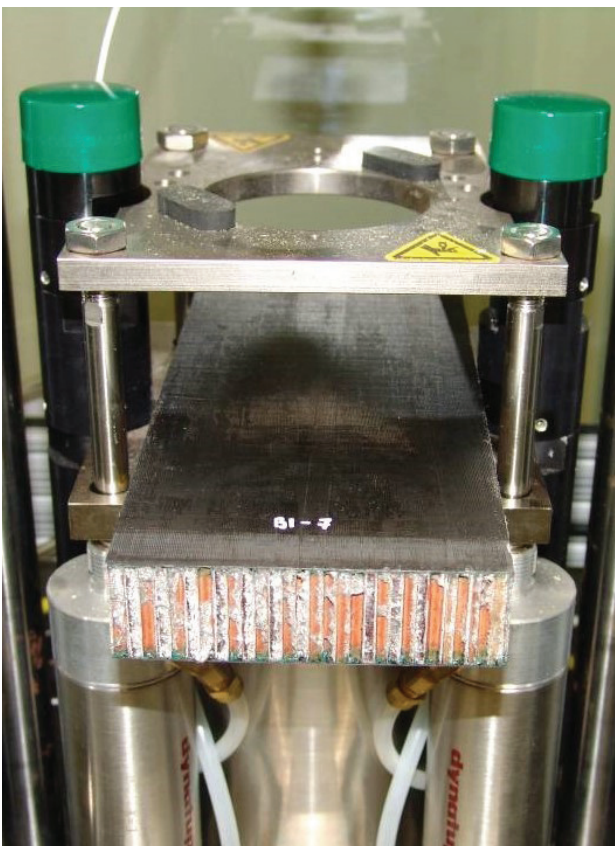
Критерии оценки ударостойкости панелей

Ударная машина позволяет с высокой степенью точности анализировать реакцию панели на ударное воздействие, выделять характерные стадии удара и проводить их сравнительную оценку.

Разделение ударного воздействия на стадии производят в следующем порядке. На первой стадии происходит упругое взаимодействие панели и ударника, на диаграмме «нагрузка—время» или «нагрузка—деформация» эта стадия характеризуется линейным видом. При возникновении повреждений в панели происходит изменение соотношения контактного усилия и деформации панели. На диаграммах это выражается появлением излома или осцилляций в виде пиков и впадин. Точное определение этого момента важно для установления следующих критериев оценки: нагрузки инициации повреждения; энергии инициации



а)



б)

Рис. 4. Ударная установка копел Instron «Dynatup 9250 HV» (а) и образец сотовой панели в испытательной установке (б)

повреждения; внедрения инициации повреждения. Эти критерии позволяют установить стойкость образцов к ударным нагрузкам при данных условиях испытаний.

На второй стадии происходит развитие повреждения заполнителя и обшивки по длине и ширине, а также в глубину. В зависимости от типа панели могут быть следующие основные варианты: обширное повреждение заполнителя при минимальном повреждении обшивки; значительное повреждение обшивки без заметных повреждений заполнителя; большие повреждения обшивки и заполнителя.

Реакция панели на ударное воздействие на этой стадии определяет живучесть панели. Под живучестью будем понимать способность панели выполнять свое функциональное назначение после удара. В зависимости от схемы нагружения панели в реальной конструкции живучесть панели определяется потерей механических свойств заполнителем, обшивкой и клеевой прослойкой. Например, если панель в конструкции подвергается продольному сжатию, то живучесть панели в основном будет определяться степенью повреждения обшивки; в случае изгиба — потерей заполнителем свойств на сжатие или сдвиг. Живучесть панели определяется постударными статическими испытаниями. При ударных испытаниях в качестве критериев можно взять максимальную нагрузку и внедрение ударника при максимальной нагрузке. По этим критериям можно судить об общей реакции панели на ударное воздействие.

Третья стадия характеризуется продолжением внедрения ударника, но с уменьшением контактной нагрузки. На панели это выглядит как долом. На этой стадии прекращается развитие повреждения и происходит остановка внедрения ударника. В качестве критерия можно выбрать максимальное внедрение ударника.

На четвертой стадии, в зависимости от доли упругой энергии, происходит либо выталкивание ударника обратно, либо его полная остановка. Критерием оценки этой стадии может являться количество поглощенной энергии. По этому критерию можно судить об объеме необратимых повреждений панели и ее общей реакции.

Наряду с параметрами, которые могут быть замерены во время проведения ударных испытаний, для оценки степени повреждения панели можно использовать визуальную оценку повреждения заполнителя и обшивки и неразрушающие методы контроля. В данной работе, помимо визуальной оценки повреждений, был проведен

неразрушающий контроль внутренней структуры панелей методами рентгеновской компьютерной томографии и активной инфракрасной термографии.

Испытание сотовых панелей на низкоскоростной удар

Энергия удара выбиралась в соответствии с условием обеспечения неполного разрушения образцов и инициирования существенных повреждений обшивки и заполнителя. Удары наносились

при энергии 0,6 Дж возникает разрушение обшивки и поднятие заполнителя. Величина максимальной реакции панели составляет 1000 Н при ударе 2 Дж и 1600 Н при ударе 10 Дж.

При ударе в 2 Дж на внешней стороне панели визуально можно увидеть вмятину и частичное внутрислойное разрушение обшивки размером 8×25 мм, глубиной 2 мм (рис. 6). По графику нагружения можно отметить, что панели поглоща-

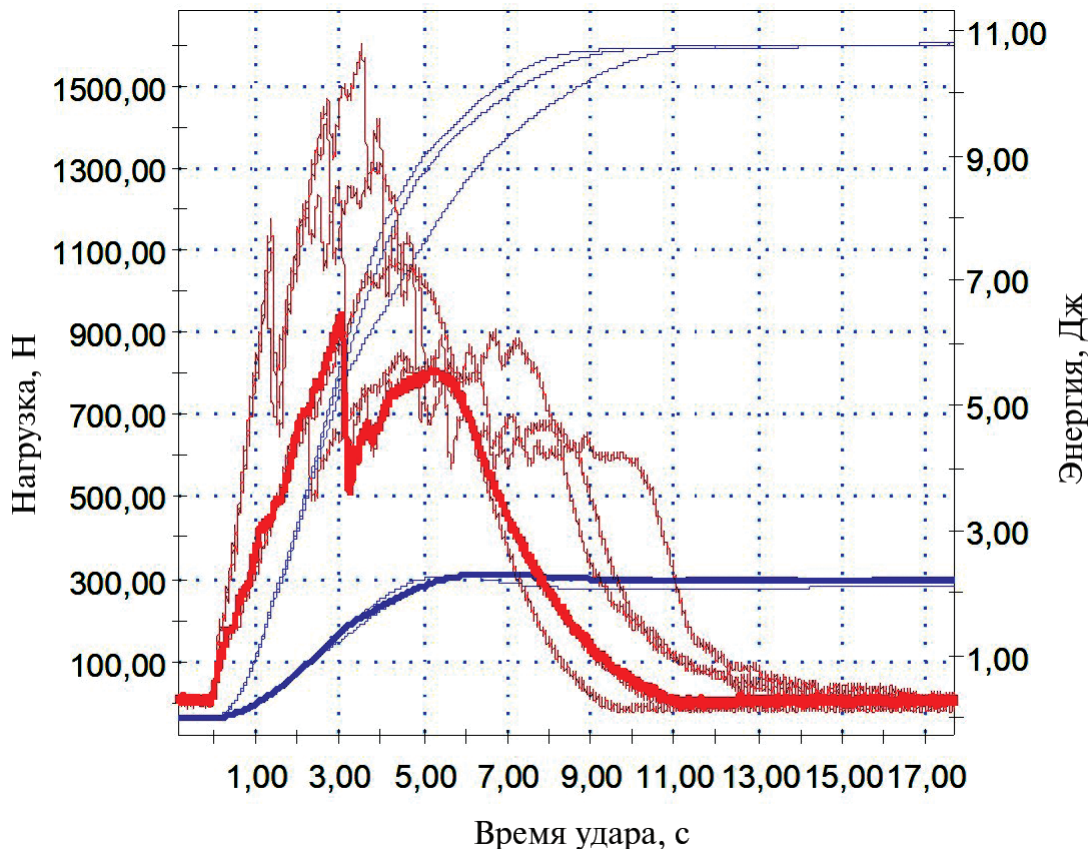


Рис. 5. Диаграмма ударного нагружения сотовых панелей с энергией удара 2 и 10 Дж

двумя энергиями: 2 Дж и 10 Дж. Для каждой энергии удара испытано по три образца панелей.

По результатам испытаний проводилась оценка энергии инициации повреждений, поглощенной энергии, максимальной нагрузки при ударе. На рис. 5 представлены диаграммы «нагрузка—время» и «энергия—время». График нагрузки свидетельствует о характере разрушения образца и максимальной ударной нагрузке, а график энергии показывает величину поглощения данного параметра образцом. Результаты измерений параметров удара представлены в табл. 1.

Анализ полученных данных показал, что в сотовых панелях при контактной нагрузке в 500 Н

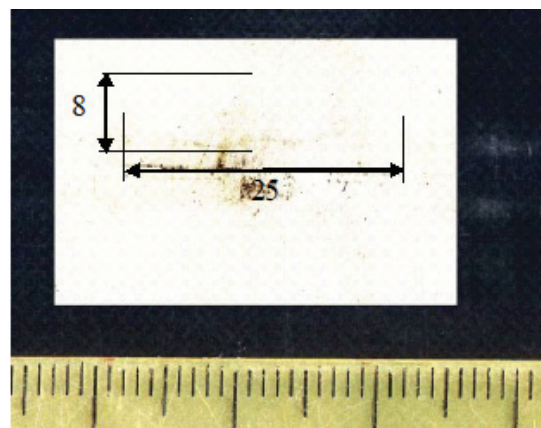


Рис. 6. Зона повреждения обшивки (негативное изображение)

Таблица 1

Результаты испытаний сотовых панелей на ударостойкость

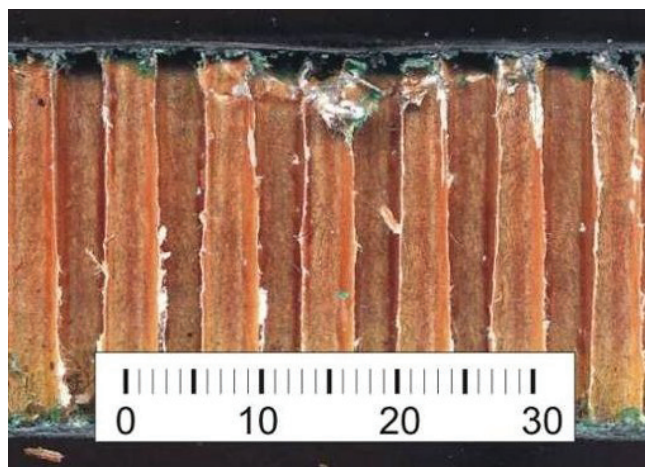
№ п/п	Энергия удара, Дж	Скорость удара, м/с	Максимальная нагрузка, Н	Нагрузка инициации повреждения, Н	Прогиб при максимальной нагрузке, мм	Прогиб при нагрузке инициации повреждения, мм	Энергия инициации повреждения, Дж
Энергия удара 2 Дж							
1	1,995	1,082	858,4	618,8	3,900	1,978	0,614
2	1,986	1,079	1084,6	465,8	3,651	1,594	0,404
3	1,999	1,083	951,5	20,0	2,982	-	-
Энергия удара 10 Дж							
4	10,202	2,446	1270,9	858,4	6,527	2,662	1,133
5	10,219	2,448	1417,3	878,3	6,059	2,638	1,148
6	10,192	2,445	1603,6	818,4	7,418	2,427	0,992

ют практически всю энергию удара за счет деформации и разрушения обшивок и сотового наполнителя. Энергия инициации повреждения фиксируется на уровне 0,6 Дж.

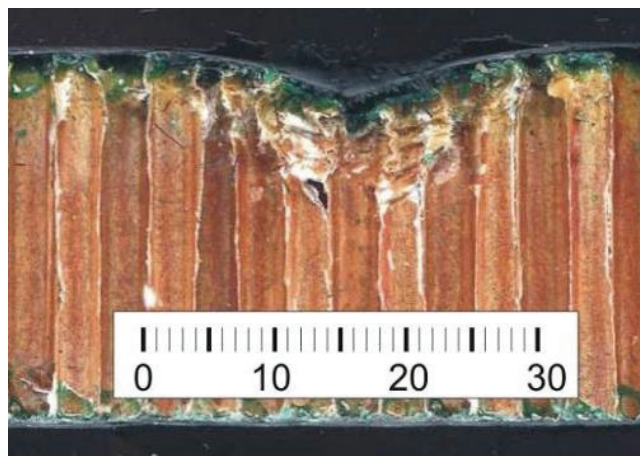
На рис. 7 показан характер разрушения обшивок и сотового наполнителя при ударах в 2 Дж и 10 Дж. Видно, что уже малая энергия удара приводит к образованию вмятины на обшивке и смятию с частичным разрушением сотового наполнителя. Энергия 10 Дж приводит к разрушению и

пробую обшивки и разрушению наполнителя на глубину до 16 мм.

Визуальный анализ образцов позволил определить характерные повреждения обшивки сотовых панелей. При ударе в 10 Дж наблюдается существенное разрушение обшивок и сотового наполнителя под ними. На внешней стороне пластины, подверженной удару, наблюдается пробой и расщепление материала обшивок по длине панели. Ширина повреждения составляет около 38–45 мм.



а)



б)

Рис. 7. Зона разрушения обшивки и наполнителя при ударе в 2 Дж (а); при ударе в 10 Дж (б)

Исследование характера ударных повреждений многослойных композиционных конструкций

Следующим этапом исследований являлось изучение характера повреждений многослойных композиционных конструкций, определение взаимосвязи между размером повреждения и энергией удара и установление границ надежного обнаружения размеров повреждений при визуальном и неразрушающем контроле.

Первоначально исследовался фрагмент лопасти рулевого винта с размерами 220×610 мм. Толщина обшивок составляла $\delta = 1 \div 3$ мм. Удары наносились под прямым углом к поверхности, вдоль линий, параллельных образующей, ударным бойком диаметром $d = 34$ мм. Толщина пакета h в се-

чении составляла 10,7 мм. Наименьшее значение энергии удара, при которой на конструкции не оставалось остаточных повреждений, составляло 5 Дж. С увеличением энергии удара наряду с продольной трещиной возникала перпендикулярная ей трещина (рис. 8). При дальнейшем возрастании энергии удара размеры повреждений увеличивались.

Размеры повреждений, определенные на внешней поверхности при испытании трех образцов, приведены в табл. 2. Усредненная зависимость площади разрушенной зоны от энергии удара приведена на рис. 9. Установлено, что эта зависимость носит линейный характер. Размер повреждения в большинстве случаев превышал диаметр ударника.



а)



б)

Рис. 8. Характер повреждений при различных значениях энергии удара

Таблица 2

Размеры повреждений на внешней поверхности при испытании трех образцов

Энергия удара A , Дж	Глубина вмятины W , мм	Ширина повреждения $2L$, мм	Площадь повреждения S , мм ²
5,0	1,25	48,7	40,5
	0,89	42,4	58,5
	1,13	46,6	42,3
Ср. значение	1,09	45,9	47,1
14,0	4,55	95,9	231,3
	4,84	93,6	198,6
	5,5	94,4	229,5
Ср. значение	4,96	94,6	219,8
30,0	5,23	142,7	412,6
	6,52	155,6	298,1
	6,22	178,2	348,9
Ср. значение	5,99	158,8	353,2

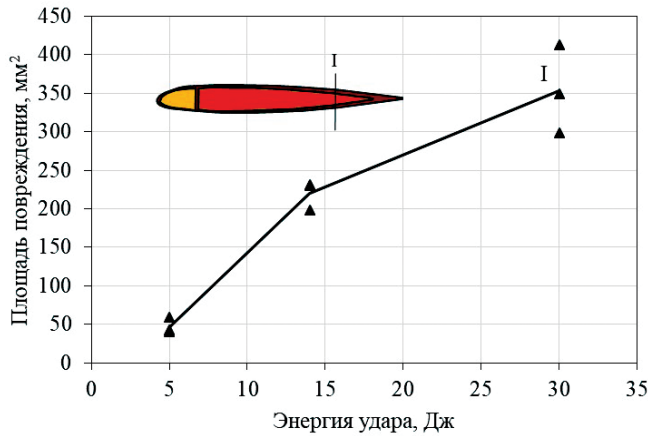


Рис. 9. Зависимость размеров повреждения от энергии

ные (рис. 11), затем при увеличении энергии удара наблюдается их рост.

Дополнительно для сравнительной оценки было проведено исследование стойкости к ударным нагрузкам фрагмента лопасти несущего винта бойком диаметром $d = 16$ мм. Сечение фрагмента было выбрано аналогичным предыдущему эксперименту $h = 30$ мм. Величина энергии удара, с учетом высоты подъема ударника, варьировалась в диапазоне 2–12 Дж.

При малых значениях энергии наблюдалось расслоение в обшивке без разрыва материала, при увеличении ударной нагрузки происходило локальное разрушение обшивки и подмятие сотового наполнителя (рис. 12). В табл. 4 представлена

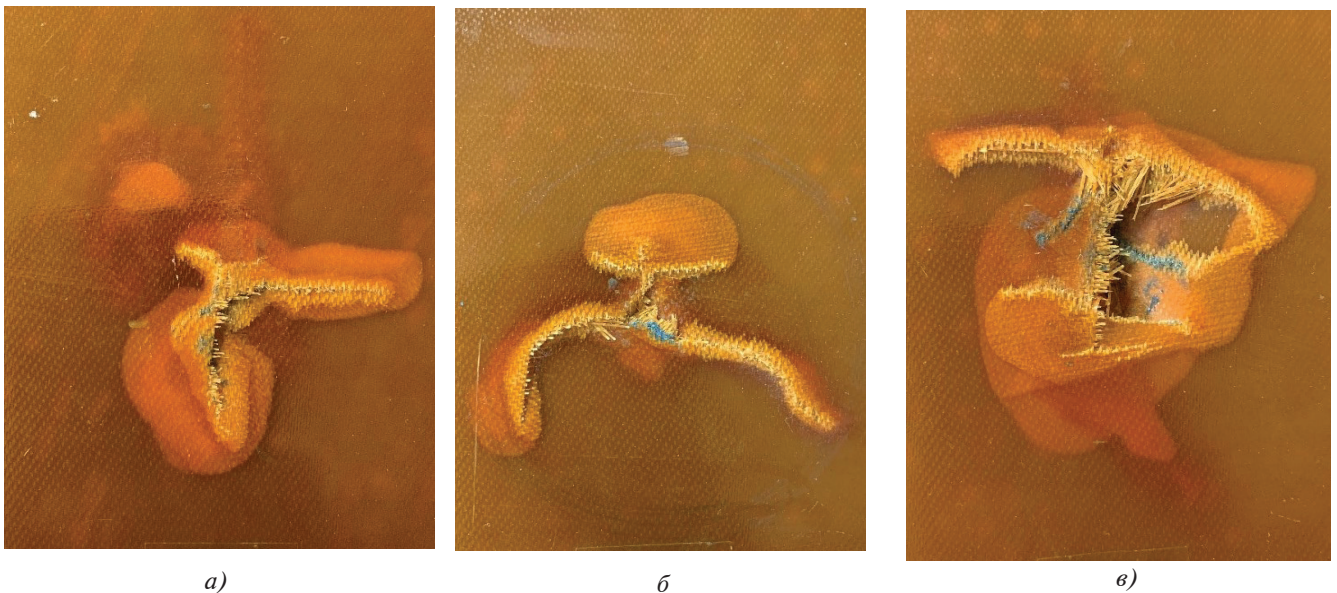


Рис. 10. Характер повреждений при различных значениях энергии удара: а — 7,5 Дж; б — 30 Дж; в — 55 Дж

Аналогичные исследования были проведены на фрагменте лопасти несущего винта, состоящей из двух стеклопластиковых пакетов, внутри которого располагался сотовый наполнитель. Толщина стеклопластиковых обшивок составляла $\delta = 1$ мм, высота всего пакета в данном сечении $h = 30$ мм. Удары были нанесены сферическим наконечником диаметром $d = 34$ мм, величина энергии составляла 7,5, 30 и 55 Дж.

После удара образуется вмятина глубиной W и происходит осветление стеклопластика, что говорит о его расслоении, кроме того, происходил разрыв волокон в направлении от центра удара (рис. 10). Площадь разрушения менялась в зависимости от энергии удара (табл. 3). При силе удара < 5 Дж повреждения образца незначитель-

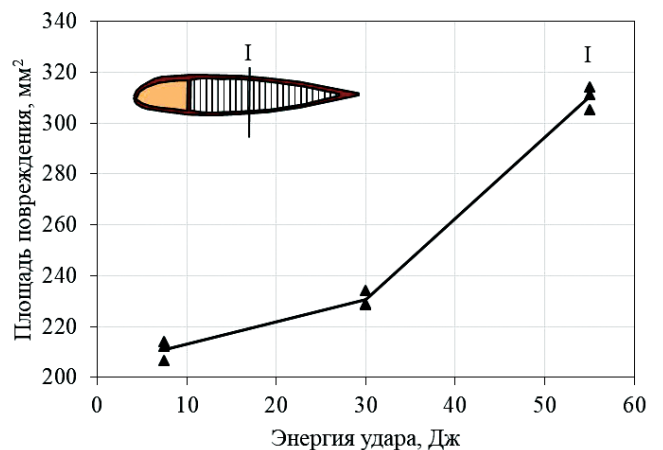
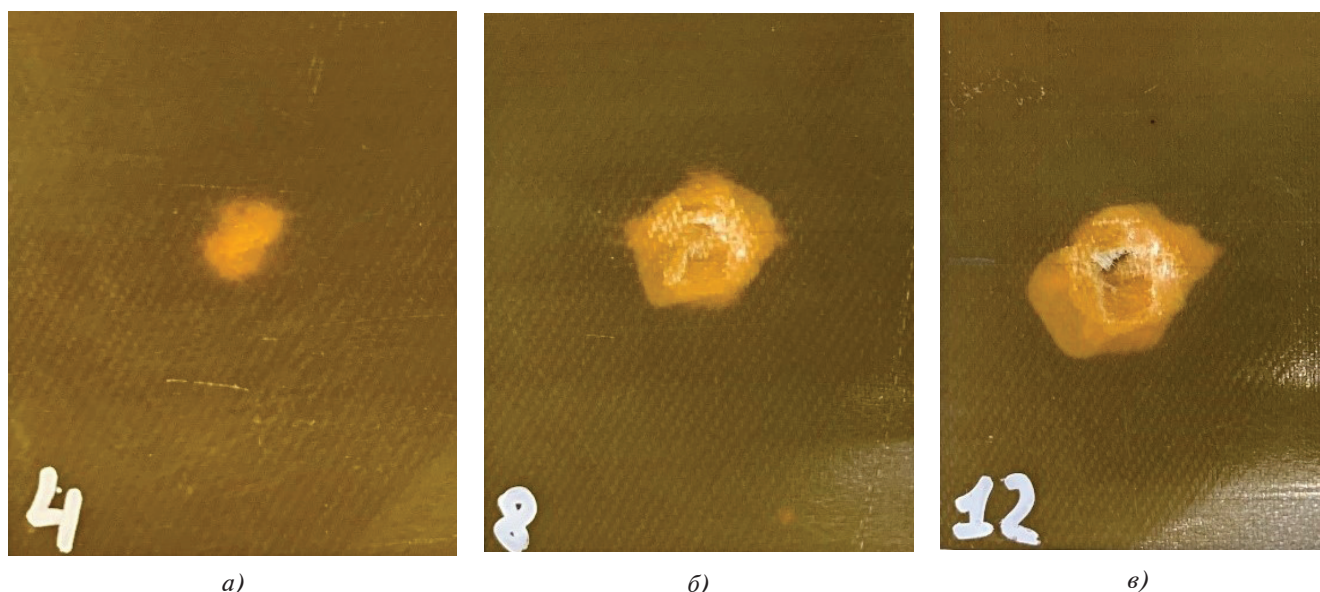


Рис. 11. Зависимость размеров повреждения от энергии удара для образца с сотовым наполнителем

Таблица 3

Изменение площади разрушения в зависимости от энергии удара

Энергия удара A , Дж	Глубина вмятины W , мм	Ширина повреждения $2L$, мм	Площадь повреждения S , мм ²
7,5	2,12	67,5	213,94
	2,24	72,67	206,65
	1,62	71,72	212,29
Ср. значение	2,0	70,62	210,96
30,0	4,21	57,83	228,6
	4,1	62,82	234,19
	3,86	60,55	228,86
Ср. значение	4,06	60,4	230,55
55,0	8,15	74,65	314,34
	7,89	78,6	305,46
	8,05	88,85	311,4
Ср. значение	8,03	80,7	310,4

Рис. 12. Характер повреждений при различных значениях энергии удара: a — 4 Дж; b — 8 Дж; v — 12 Дж

информация о геометрических характеристиках полученных повреждений фрагмента лопасти. По полученным данным была построена полиномиальная аппроксимирующая кривая второй степени (рис. 13). Уравнение, описывающее данную зависимость, выглядит следующим образом:

$$W = 1,3125A^2 + 5,9104A + 9,1449,$$

где W — глубина вмятины, мм; A — величина энергии удара, Дж.

Оценить величину достоверности аппроксимации позволяет число R^2 , которое отражает бли-

зость значения линии тренда к фактическим данным. Для полученной линии тренда величина $R^2 = 0,9663$, что говорит о высокой достоверности результатов.

Для внутренней диагностики поврежденных образцов использовался компьютерный томограф. Диагностика проводилась в пределах ударных повреждений. На рис. 14 показано сечение лопасти рулевого винта с внутренними повреждениями при максимальной энергии удара. Видно, что произошел разрыв слоя стеклопластика, один

Таблица 4

Геометрические характеристики полученных повреждений фрагмента лопасти

Энергия удара A , Дж	Глубина вмятины W , мм	Ширина повреждения $2L$, мм	Площадь повреждения S , 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

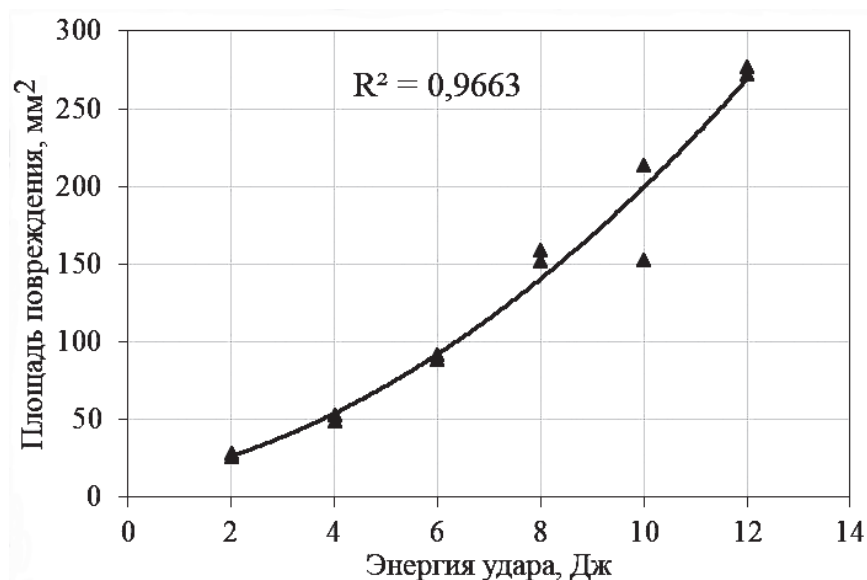


Рис. 13. Зависимость размеров повреждения от энергии удара для образца с сотовым наполнителем

край разрыва опустился вниз и смял слой пенопласта.

Томограммы сечения лопасти несущего винта с сотовым наполнителем в зоне наибольшего

повреждения показаны на рис. 15. На снимке виден разрыв верхнего слоя стеклопластика. В последующем этот разрыв увеличивается, и край стеклоткани сдавливает соты, наблюдается учас-



Рис. 14. Компьютерное изображение в зоне ударного повреждения

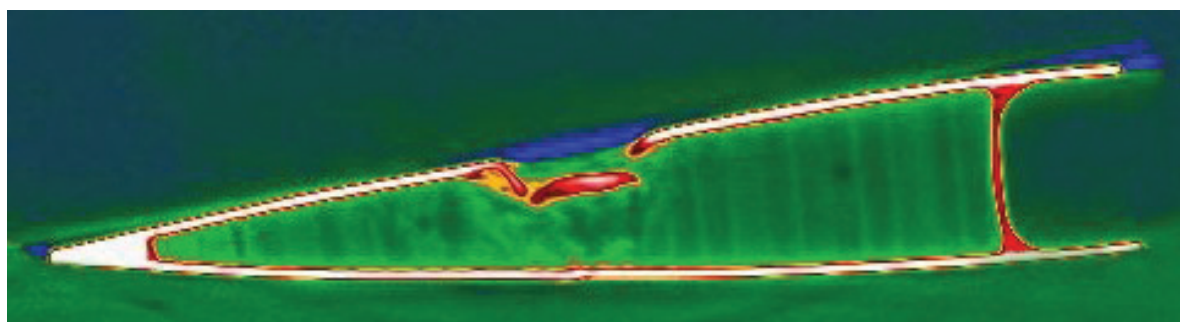


Рис. 15. Пошаговая реконструкция участка ударного повреждения

ток, оторванный с двух сторон. В результате повреждения получила также нижняя обшивка конструкции.

Выводы

По результатам работы была разработана методика и проведено исследование ударостойкости деталей летательных аппаратов из многослойных панелей с сотовым наполнителем. Полученные результаты позволили провести поэтапный анализ ударного воздействия и сравнительную оценку энергоемкости деталей. Из анализа характера повреждений можно сказать, что уже малые энергии удара приводят к образованию вмятины на обшивке и смятию с частичным разрушением сотового наполнителя. При энергии удара 10 Дж наблюдается существенное разрушение обшивок и наполнителя под ними. На внешней стороне пластины, подверженной удару, наблюдается пробой и расщепление материала обшивок по длине панели. Ширина повреждения составляет около 38–45 мм, глубина повреждения 16 мм.

Относительно невысокая стойкость сотовых панелей к ударным нагрузкам объясняется необходимостью использования тонких обшивок для обеспечения равенства поверхностной массы образца сотовой панели с образцами углепластиковых пластин и интегральных панелей.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 19-08-00577).

Библиографический список

1. *Каблов Е.Н.* Авиационное материаловедение в XXI веке. Перспективы и задачи // Авиационные материалы. Избранные труды ВИАМ 1932-2002. — М.: Изд-во ВИАМ, 2002. С. 23-47.
2. *Колосова А.С., Сокольская М.К., Виткалова И.А., Торлова А.С., Пикалов Е.С.* Современные полимерные композиционные материалы и их применение // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2018. № 5 (ч. 1). С. 245-256.
3. *Савин С.П.* Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолётов семейства МС-21 // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14. №4 (ч. 2). С. 686-693.
4. *Баженов С.Л., Берлин А.А., Кульков А.А., Ошмян В.Т.* Полимерные композиционные материалы: Научное издание. — Долгопрудный: ИД «Интеллект», 2010. — 352 с.
5. *Bilisik K.* Multiaxis three-dimensional weaving for composites: A review // Textile Research Journal. 2012. Vol. 82. No. 7, pp. 725-743. DOI: 10.1177/0040517511435013
6. *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.
7. Серенсон С.В., Зайцев Г.П. Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами. — Киев: Наукова думка, 1982. — 296 с.
 8. 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
 9. Колесников Ю.В., Морозов Е.М. Механика контактного разрушения. — М.: Изд-во ЛКИ, 2013. — 224 с.
 10. Romano F., Di C.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
 11. 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
 12. 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
 13. 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 равновесия // Журнал Средневолжского математического общества. 2019. Т. 21. № 3. С. 343–350. DOI: 10.15507/2079-6900.21.201903.343-352
 14. 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
 15. Методы расчета оболочек: В 5-ти т. Т. 1. Теория тонких оболочек, ослабленных отверстиями / Под общ. ред. А. Н. Гузя. — Киев: Наукова думка, 1980. — 636 с.
 16. 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.
 17. 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.
 18. 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
 19. Крылов А.А., Москаев В.А. Методика проведения рентгеноскопического контроля и анализа технического состояния элементов конструкции воздушного судна с сотовым наполнителем // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 139–146.
 20. ГОСТ Р 56809–2015. Композиты полимерные. Метод определения предела прочности на сжатие параллельно плоскости «сэндвич»-конструкций. — М.: Стандартинформ, 2016. — 16 с.

DEVELOPING TECHNIQUE FOR IMPACT ACTION RESISTANCE DETERMINING OF THE AIRCRAFT PARTS FROM COMPOSITES WITH HONEYCOMB FILLER

Bezzametnov O.N.* , Mitryaikin V.I.** , Khaliulin V.I.*** , Krotova E.V.****

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (KNRTU-KAI),
10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia

* e-mail: bezzametnovoleg@mail.ru

** e-mail: vmitryaykin@bk.ru

*** e-mail: pla.kai@mail.ru

**** e-mail: kati_mit@mail.ru

Abstract

The presented study is focused on determining the impact resistance and survivability characteristics of panel samples with the honeycomb filler and fragments of helicopter blades. The problems, associated with developing and producing the experimental samples

impact tests performing, as well as studying the character and geometry characteristics of damages were being solved while these works execution. The authors developed a technique for impact resistance determining of aircraft sandwiched composite parts

with honeycomb filler. The composite sandwiched structures in the form of the helicopter steering and main rotor fragments, and standard samples of the sandwiched panels with the honeycomb filler were the objects of the study. Carbon composite skins and honeycombed filler from aramid paper were employed for the panels manufacturing. The blade fragments represented the structures composed of T-25 fiberglass plastic layers with honeycomb or foam filler placed between them.

A technique for inflicting impact damages by vertically falling load, and registering such parameters as impact energy, maximum loading and impactor penetration depth was developed while laboratory studies. Application of piezometric transducers while impact tests allowed registering diagrams of the impact damage, which, besides the general energy-force assessment, allow step-by-step studying of the impact loading. The impact energy for the samples of sandwich-panels was being selected from the condition of incomplete destruction ensuring (2 J), and initiating significant damages of the skin and filler (10 J). The damages character studies of the helicopter steering and main rotor blades fragments were conducted within the energies range of 5–50 J. The depths of dents and cracks were determined by the digital indicator head. Computer tomography was employed for internal diagnostics of the damaged samples. Tomograms of the blades sections allowed studying stage-by-stage growth of damages in dependence of the impact loading increasing.

It can be declared by the results of this work that already small impact energies lead to dent on the skin forming, and crumpling of the honeycomb filler with partial destruction. At the impact energy of 10 J, significant destruction of skins and filler under them is being observed. The breakdown and cleavage of the skin material along the panel length are being observed on the external side of the sandwich-panel subjected to the impact. The tomographic images of the tail rotor blade show fractures of the fiberglass plastic layer and crumpling of the foam filler. Analysis of the main rotor blade sections also revealed the fracture of the skin upper layer and subsequent compression of the honeycomb filler.

Keywords: honeycomb panels, composites, sandwiched structures, impact actions, damages, non-destructive inspection, computer tomography.

References

1. Kablov E.N. *Aviatsionnoe materialovedenie v XXI veke. Aviatsionnye materialy. Izbrannye trudy VIAM 1932–2002*, Moscow, VIAM, 2002, pp. 23–47.
2. Kolosova A.S., Sokol'skaya M.K., Vitkalova I.A., Torlova A.S., Pikalov E.S. *Mezhdunarodnyi zhurnal prikladnykh i fundamental'nykh issledovaniy*, 2018, no. 5 (part 1), pp. 245–256.
3. Savin S.P. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2012, vol. 14, no. 4 (part 2), pp. 686–693.
4. Bazhenov S.L., Berlin A.A., Kul'kov A.A., Oshmyan V.T. *Polimernye kompozitsionnye materialy* (Polymer composite materials: scientific publication), Dolgoprudnyi, Izdatel'skii dom "Intellect", 2010, 352 p.
5. Bilisik K. Multiaxis three-dimensional weaving for composites: A review. *Textile Research Journal*, 2012, vol. 82, no. 7, pp. 725–743. DOI: 10.1177/0040517511435013
6. 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 vozdeistvii* (Strength ensuring of composite aircraft structures with account for random operational shock effects), Moscow, Tekhnosfera, 2018, 506 p.
7. Serenson S.V., Zaitsev G.P. *Nesushchaya sposobnost' tonkostennykh konstruksii iz armirovannykh plastikov s defektami* (Bearing capacity of thin-walled structures from reinforced plastics with defects), Kiev, Naukova dumka, 1982, 296 p.
8. Bezzametnov O.N., Mitryaykin V.I., Khaliulin V.I.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
9. Kolesnikov Yu.V., Morozov E.M. *Mekhanika kontaktnogo razrusheniya* (Mechanics of contact destruction), Moscow, LKI, 2013, 224 p.
10. Romano F., Di C.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
11. 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
12. 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.advensoft.2015.06.010
13. Sidorov I.N., Mitryaikin V.I., Gorelov A.V., Shabalina L.P. *Zhurnal Srednevolzhskogo matematicheskogo obshchestva*, 2019, vol. 21, no. 3, pp. 343–350. DOI: 10.15507/2079-6900.21.201903.343-352

14. 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
15. Guz' A.N. (ed.) *Metody rascheta obolochek: V 5-ti t. T. 1. Teoriya tonkikh obolochek, oslablennykh otverstiyami* (Shells calculating techniques. In 5 vols. Vol. 1 "Theory of thin shells slacken by holes"), Kiev, Naukova dumka, 1980, 636 p.
16. 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.
17. 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.
18. 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
19. Krylov A.A., Moskaev V.A. A technique for fluoroscopic control and analysis of technical condition of aircraft structural elements with honeycomb filler. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 139-146.
20. *Kompozity polimernye. Metod opredeleniya predela prochnosti na szhatie parallel'no ploskosti "sendvich"-konstruktsii. GOST R 56809-2015* (Polymer composites. Techniques for ultimate compressive strength determining parallel to the "sandwich"-structure plane. State Standard R 56809-2015), Moscow, Standartinform, 2016, 16 p.