

**Методика по определению уровня деградации  
упругих свойств композитных панелей  
больших толщин под воздействием низкоскоростных  
ударных воздействий**

© О.Р. Мольков, А.А. Больших

Московский авиационный институт (национальный исследовательский  
университет), Москва, 125993, Российская Федерация

*Предложена методика расчета уровня деградации упругих свойств композитных панелей под воздействием низкоскоростных ударов, позволяющая приводить их дефекты к линейной постановке на основе энергии удара и толщины исследуемой панели. Проведено исследование по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных нагрузок, приводящих к дефектам 1-й категории. Для представления разработанной методики была проведена серия численных моделирований ортотропных композитных панелей разных толщин на основе экспериментального стандарта по копровым испытаниям ASTM D7136 по моделированию ударных повреждений композитной панели. Данная методика представляет собой комбинацию как численного анализа, так и эмпирического подхода для выявления уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных нагрузок, а также вычисления эмпирического коэффициента. Определено, что с помощью данной методики можно предварительно оценивать остаточную прочность и критическое усилие по потере устойчивости композитных панелей на ранних этапах проектирования летательных аппаратов без проведения сложных и ресурсоемких расчетов. При апробации предложенная методика показала хорошую сходимость полученных численных результатов и экспериментальных данных. Отмечено приемлемое качественное сходство моделируемого механизма и формы разрушения с наблюдаемыми в экспериментах.*

**Ключевые слова:** удар, едва видимое повреждение, композитная панель больших толщин, VUMAT, дефекты, низкоскоростной удар, остаточная прочность, толстенная панель

**Введение.** За последние несколько десятилетий авиационная промышленность расширила использование композитных материалов в конструкции гражданских транспортных самолетов. Современная авиация постоянно сталкивается с проблемами усиления конкуренции и повышения цен на топливо. Очевидным решением этих проблем является снижение веса конструкции за счет применения композитных материалов. В настоящее время передовые полимерные композитные материалы (ПКМ) используются в большинстве агрегатов летательного аппарата, включая такие силовые элементы, как кессоны крыла и оперения [1]. В современных гражданских широкофюзеляжных самолетах, таких как Boeing 787, Boeing 777, Airbus A350

и российско-китайский CR929, объем применения композитных материалов достигает 55 %.

Во время эксплуатации самолета на поверхность крыла могут упасть инструменты или фрагменты взлетно-посадочной полосы. Низкоскоростные удары наносят лишь незначительные повреждения поверхности композита, которые, как правило, трудно обнаружить при визуальном осмотре, отсюда и термин «едва видимые ударные повреждения или дефекты 1-й категории» [1–3]. Однако они могут вызвать значительные структурные повреждения внутри слоистых композитов, такие как расслоение, растрескивание матрицы, разрушение и растяжение волокон, что, в свою очередь, может привести к значительному снижению свойств ортотропного материала [4]. При этом также необходимо, чтобы сохранялось постоянное соответствие изделия авиационным правилам (АП 25.571), так как прочность композитной конструкции во многом определяется ее способностью выдерживать определенные уровни нагрузки после нанесенного дефекта [5].

Современный подход к обеспечению надежности композитных конструкций базируется на классификации потенциальных повреждений, которые могут возникать в процессе эксплуатации, на пять категорий. Повреждения подразделяют в зависимости от того периода, в течение которого они могут быть обнаружены в рамках установленной программы технического обслуживания. Для каждой категории устанавливаются требования по статическим и циклическим нагрузкам, которые поврежденная конструкция должна выдержать в течение заданного периода эксплуатации. Так, дефекты 1-й категории включают допустимые дефекты и повреждения, которые могут оставаться незамеченными во время регулярных осмотров. Допустимость этих повреждений предполагает демонстрацию статической прочности при расчетных нагрузках на протяжении всего срока службы летательного аппарата. К ним относятся дефекты и повреждения, возникающие при производстве и в процессе эксплуатации, например, небольшие расслоения, пористость, мелкие царапины и незначительные повреждения от воздействия окружающей среды [6].

В данном исследовании основными критериями дефектов 1-й категории являются:

- расслоение или непрочность площадью до 160 мм<sup>2</sup>; обычно рассматривают квадратный дефект со стороной 12,7 мм и узкий протяженный дефект с минимальной шириной 6,5 мм;
- царапина или трещина глубиной до 0,2 мм и длиной до 10 мм;
- воздействие градин диаметром 10...25 мм с энергией от 2 Дж до 56 Дж;
- ударное повреждение типа вмятины глубиной до 0,5...1,0 мм (после релаксации размеров) или меньшей от удара стального бойка (обычно используется боек с радиусом закругления 12,5 мм).

В зависимости от расположения элемента конструкции, его подвижности, типа моделируемого ударного воздействия и других факторов значение энергии устанавливается либо как значение энергии удара, возникающего с вероятностью не выше  $10^{-5}$  на 1 ч полета, либо как не превышающее порогового значения, принятого в соответствии с Альбомом повреждений по согласованию с авиационными властями.

На основе полученных результатов (см. далее рис. 9) в рамках исследования толщины композитных панелей подразделяются на три типа:

- малые — менее 5,8 мм;
- средние — от 5,8 мм до 7,8 мм;
- большие — более 11,8 мм.

При эксплуатации самолета чаще всего к едва видимым повреждениям приводят низкоскоростные удары, например, падение ящика с инструментом на обшивку кессона крыла. Поэтому проведено исследование именно такого типа удара по композитным панелям малых, средних и больших толщин. В работах [7–10] рассмотрено прогнозирование реакции на деформацию и состояния повреждения ортотропного слоистого материала при низкоскоростном ударе.

Очевидно, что на значение энергии, при котором возникает едва видимое повреждение, будет влиять толщина панели вследствие перераспределения исходной кинетической энергии между энергией деформации пластины и энергией индентации ударника в композитный материал. В композитных панелях малых толщин большая часть кинетической энергии будет переходить в потенциальную энергию изгиба, когда в панелях средней и большой толщины, обладающих большой изгибной жесткостью, эта энергия будет переходить в энергию индентации.

Цель данного исследования — разработка методики для выполнения предварительной оценки остаточной прочности и критической нагрузки на изгиб композитных панелей на ранних этапах проектирования самолета. Методика комбинирует численный анализ и эмпирический подход для определения уровня деградации упругих свойств толстых композитных панелей под воздействием низкоскоростных ударных нагрузок. В то же время найденные эмпирические коэффициенты позволят оценить ухудшенные свойства комбинированной укладки из ламината на основе результатов, полученных для модели однонаправленного ламината, без проведения трудоемких детальных математических расчетов моделей с комбинированной укладкой.

**Подход к послойному моделированию.** В экспериментальном методе, соответствующем стандарту ASTM D7136 [11], используется воздействие падающего груза для изучения ударной вязкости и живучести композитных конструкций. В стандарте применяется

свободно падающий ударник, опускающийся на поверхность композитного материала. Энергия удара определяется массой ударника и той высотой, с которой он был сброшен. Во время испытания измеряются сила, смещение и глубина остаточных повреждений, а также площадь расслоений, вызванных ударом. Эти измерения дают информацию о прочности и долговечности композитного материала в условиях удара.

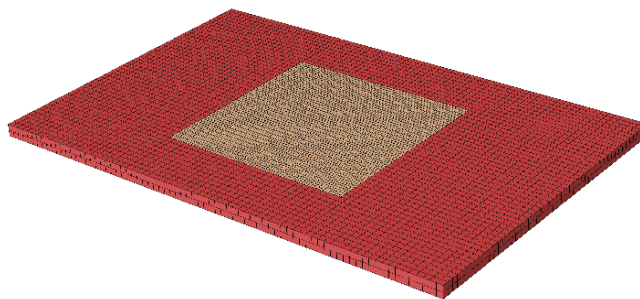
Альтернативным методом изучения ударной вязкости композитных конструкций является метод численного моделирования, с помощью которого создается подробная послойная конечно-элементная модель (КЭМ) образца [12]. Этот метод, известный как метод конечных элементов (МКЭ), предполагает моделирование каждого слоя композитной конструкции как отдельного элемента, при этом слои соединяются с помощью методики когезионного контактного взаимодействия [13]. Каждый слой имеет свою собственную ориентацию, механические свойства и прочностные характеристики, а связующий слой представляет собой прочность на стыке между слоями. Предложенный подход позволяет учитывать потенциальный отказ каждого слоя и его расслоение, что дает возможность получить близкие к реальным картины разрушения при условии корректного задания свойств. Этот подход широко используется в научных исследованиях, и, как было установлено, полученные с его помощью результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными [8, 12–18]. Основным недостатком этого метода заключается в том, что для его применения требуются большие вычислительные и временные затраты.

**Пользовательская модель материала.** Пользовательские подпрограммы предназначены для расширения функциональных возможностей Abaqus/CAE, для которых обычные методы ввода данных могут быть ограничены. Так, для моделирования свойств слоев композитного материала и реализации критерия разрушения использовалась пользовательская подпрограмма VUMAT, написанная на языке Fortran. Необходимость применения VUMAT объясняется отсутствием в Abaqus/CAE критерия разрушения для композитного материала с прогрессивным разрушением и эрозией этого материала с учетом трехмерного напряженно-деформированного состояния.

В данной модели реализуется критерий Хашина [19] с прогрессирующим разрушением и удалением элементов сниженной жесткости. Критерий представлен в виде соотношений, описанных в [20], которые характеризуют разрушение материала по двум модам: разрушения от растяжения или сжатия волокна и разрушения от растяжения или сжатия матрицы. Подпрограмма разработана таким образом, что удаление элемента происходит только при соблюдении определенного критерия растяжения волокна. Если соблюдаются как сжатие, так и растяжение

вдоль волокна, жесткость соответствующих матричных элементов уменьшается на 5 % [21, 22].

**Описание модели и валидация.** Для выполнения расчетного повторения испытаний была разработана КЭМ, состоящая из бойка и композитной панели с укладкой  $[45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, 0^\circ, \overline{90^\circ}]$ . В этой модели 50 % слоев расположены в основном направлении нагрузки ( $0^\circ$ ), 10 % слоев — под углом  $90^\circ$  для придания поперечной жесткости и 40 % — под углом  $\pm 45^\circ$  для противодействия сдвигающим нагрузкам и улучшения устойчивости к изгибу. Расположение слоев под углом  $\pm 45^\circ$  на поверхности ламината также является наилучшей стратегией повышения ударопрочности. В соответствии с производственной практикой, позволяющей избежать больших межслойных напряжений, прилегание слоев было ограничено четырьмя слоями. Размеры панели составляют  $150 \times 100 \text{ мм}^2$ . Зона удара панели выполнена с использованием техники послойного моделирования. Размеры данной зоны —  $60 \times 60 \text{ мм}^2$ , каждый монослой в ее пределах моделируется с помощью конечного элемента C3D8R размером 1 мм и толщины монослоя. Между каждым монослоем была создана когезивная зона. Контакт между бойком и композитной панелью осуществляется с помощью General Contact Algorithm в Abaqus/Explicit с трением между различными частями КЭМ. Это контактное взаимодействие также применяется между слоями по всему сечению рассматриваемой композитной панели. С целью экономии вычислительных ресурсов остальная часть панели моделируется без послойного моделирования, с помощью осредненных свойств пакета. Между зоной с послойным моделированием и областью с осредненными свойствами был создан связующий неразрушающий контакт (General Contact), благодаря которому достигается взаимодействие между двумя участками панели. Панель КЭМ толщиной 3,8 мм содержит 69 025 конечных элементов (КЭ), а панель толщиной 17,8 мм — 321200 КЭ (рис. 1).



**Рис. 1.** Конечно-элементная модель композитного образца

Упругие и прочностные свойства монослоя композитного материала приведены ниже:

Модуль упругости, ГПа:	
в продольном направлении $E_1$ .....	121
в поперечном направлении $E_2$ .....	7,8
Коэффициент Пуассона $\nu_{12}$ .....	0,32
Модуль сдвига, ГПа:	
$G_{12}$ .....	3,7
$G_{13} = G_{23}$ .....	2,3
Предел прочности, МПа:	
при продольном растяжении $F_{1t}$ .....	2200
при продольном сжатии $F_{1c}$ .....	650
при поперечном растяжении $F_{2t}$ .....	43,1
при поперечном сжатии $F_{2c}$ .....	160
на сдвиг $F_{12}$ .....	85
Толщина монослоя $t$ , мм .....	0,2

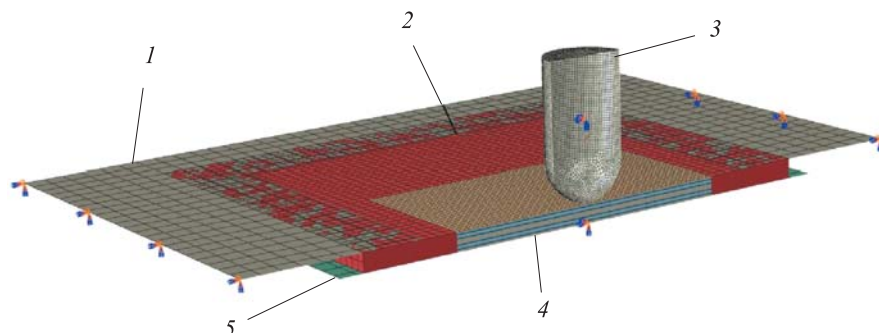
Для пакета указаны следующие осредненные свойства:

Модуль упругости, ГПа:	
в продольном направлении $E_x$ .....	64,4
в поперечном направлении $E_y$ .....	30,14
Коэффициент Пуассона $\nu_{12}$ .....	0,44
Модуль сдвига, ГПа:	
$G_{12}$ .....	15,7
$G_{13} = G_{23}$ .....	2

Ударный элемент моделируется как твердое тело с сосредоточенной массой, равной той, которая была принята в экспериментах. Он имеет ударную поверхность сферической формы диаметром 16 мм. Ударному элементу массой 5,5 кг задается начальная скорость в вертикальном направлении, имитирующая скорость удара, измеренную во время испытаний.

Испытуемые образцы из ламината размером  $150 \times 100 \text{ мм}^2$  закрепляются между абсолютно жесткой опорой и стальной прижимной пластиной толщиной 10 мм, которая крепится к опоре двумя болтами по три в каждой, параллельно более длинным сторонам образца (рис. 2). Как на подставке, так и на пластине имеются прямоугольные вырезы размером  $125 \times 75 \text{ мм}^2$  в центре, оставляющие часть образцов свободной для ударов. При моделировании нижняя опора считается абсолютно жесткой и неподвижной, находящейся в контакте с образцом. Верхняя пластина, также находящаяся в контакте с образцом, которая поддерживается вдоль линий болтов, может деформироваться линейно. Смоделированная часть стальной

пластины имеет размер  $175 \times 150 \text{ мм}^2$ . На точечную массу ударника наложены ограничения по всем степеням свободы, кроме движения вдоль оси удара.

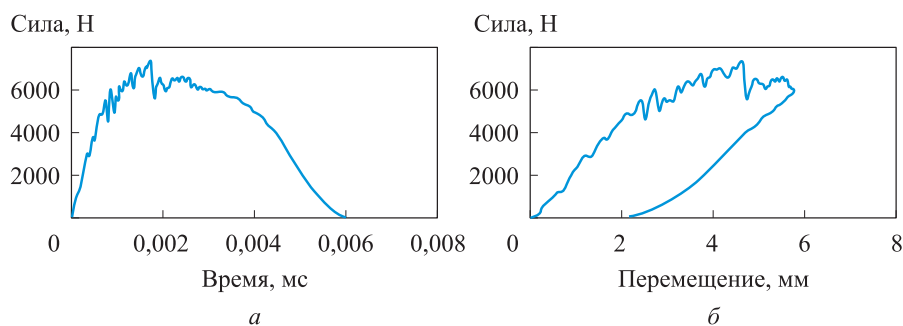


**Рис. 2.** Представление геометрии и граничных условий КЭМ:

1 — прижимная плита ГУ: шарнирно-опертая по краям прижима; 2 — ламинат (осредненный); 3 — ударный элемент; 4 — ламинат (послойный); 5 — нижняя опора ГУ: по всем степеням свободы (неподвижна)

В начальный момент расчетного времени ударник находится над панелью на высоте 2 мм в положительном направлении по оси  $OZ$  во избежание возможности нежелательных пересечений конечной элементной сетки. Ударник перемещается с помощью заданного поля *Predefined Field* из функционала *Abaqus/Explicit* [13], который распределяет по всему телу ударника и массовой точки скорость, необходимую для того, чтобы дать оценку наступлению граничного значения энергии удара 1-й категории.

Валидация конечно-элементной модели и постановки ударного воздействия основана на работах [23, 24], где предоставлены экспериментальные данные. Удар проводился с энергией, равной 29,7 Дж. Свойства и укладка композитного материала для валидации представленной в данной работе модели материала также были взяты из [23, 24]. Результаты воздействия силы удара, показанные на графиках (рис. 3, а, б), коррелируют с экспериментальными и математическими данными, изложенными в работах [23, 24] (табл. 1).



**Рис. 3.** Изменение силы ударного воздействия в зависимости от времени (а) и перемещения (б)

Валидация результатов воздействия силы удара

Модель	Энергия удара, Дж	Сила удара, Н	Площадь расслоений, мм <sup>2</sup>	Время воздействия удара, мс
Представленная в данной работе	29,7	7100	1875	5,8
Взятая из работ [23, 24]	29,7	6800	1780	5,0

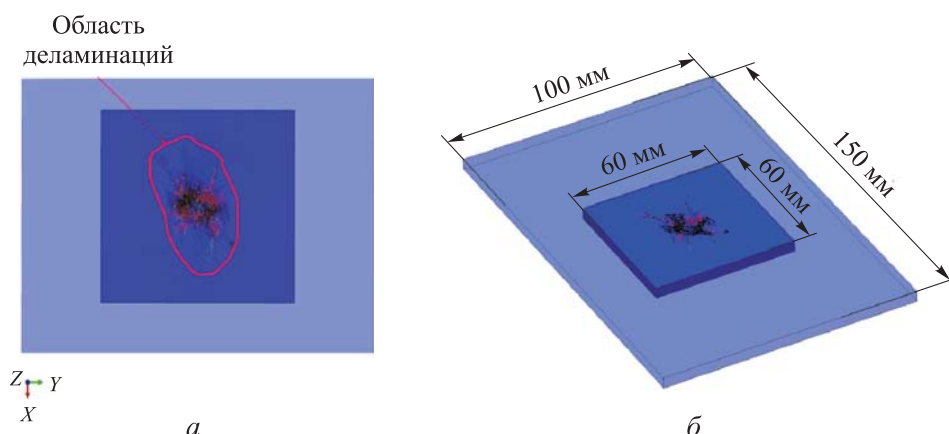


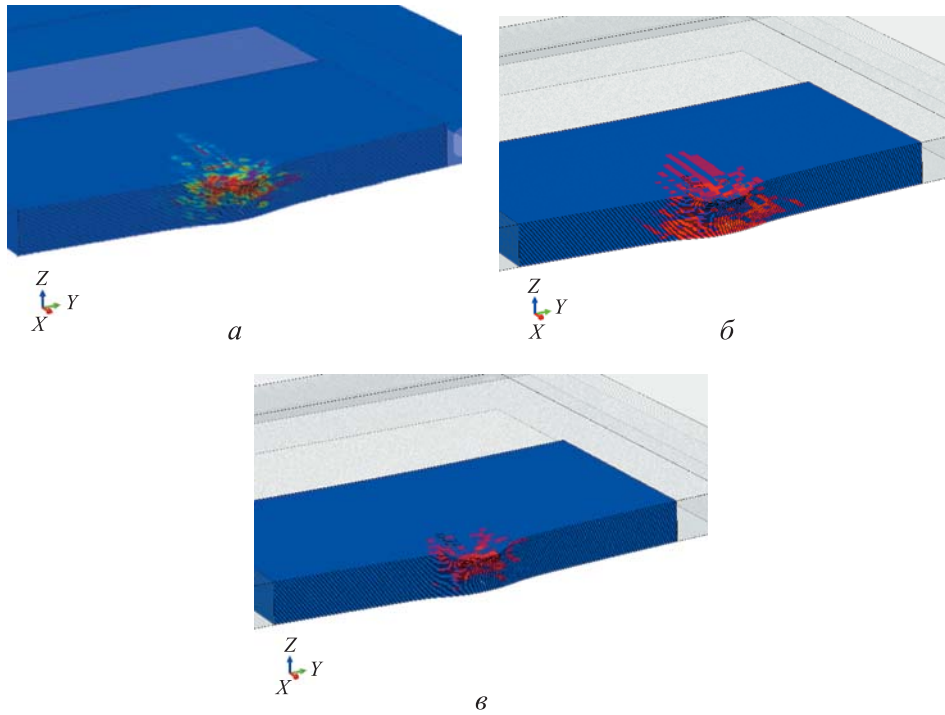
Рис. 4. Основные деляминации после удара:

*a* — исследуемая зона с деляминациями (вид сверху); *б* — габаритные размеры пластины

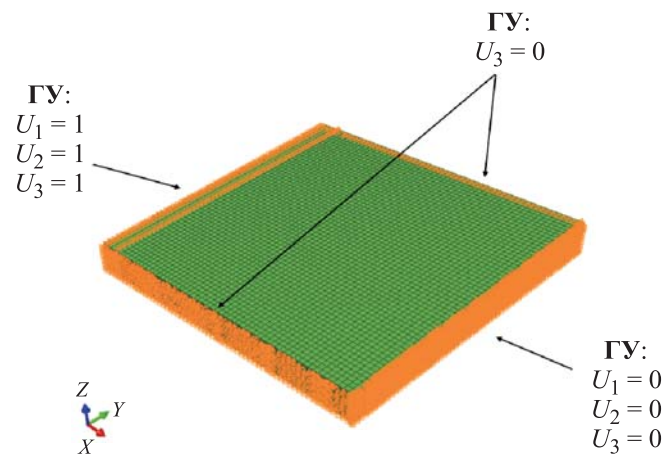
Исследуемая зона, подверженная ударному воздействию, с точными габаритами и зоной основных деляминаций изображена на рис. 4. В процессе расчетного повторения испытаний также были определены габариты исследуемого участка поврежденной зоны композитной панели для дальнейшего выяснения уровня деградации упругих свойств таких панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударов. Данный участок размером  $60 \times 60 \text{ мм}^2$  содержит все разрушения и расслоения, которые необходимы для того, чтобы непосредственно влиять на его жесткость.

**Определение упругих характеристик исследуемой зоны композитной панели с нанесенным повреждением 1-й категории.** После валидации расчетной методики и определения потребных габаритов исследуемой области был проведен ряд виртуальных испытаний с моделированием низкоскоростного воздействия ударом на композитные панели толщиной в диапазоне от 3,8 до 17,8 мм для нанесения повреждений 1-й категории [14, 24]. Результаты виртуальных испытаний с нанесением низкоскоростного воздействия с энергией удара 10 Дж, приводящего на исследуемой зоне композитной панели толщиной 5,8 мм к повреждениям 1-й категории, показаны на рис. 5.





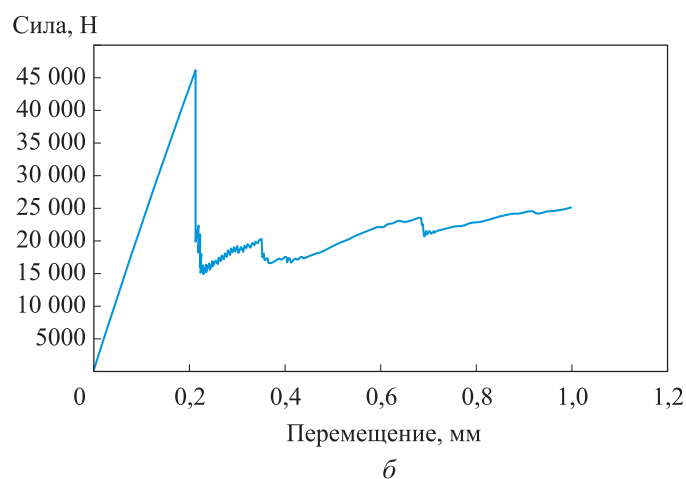
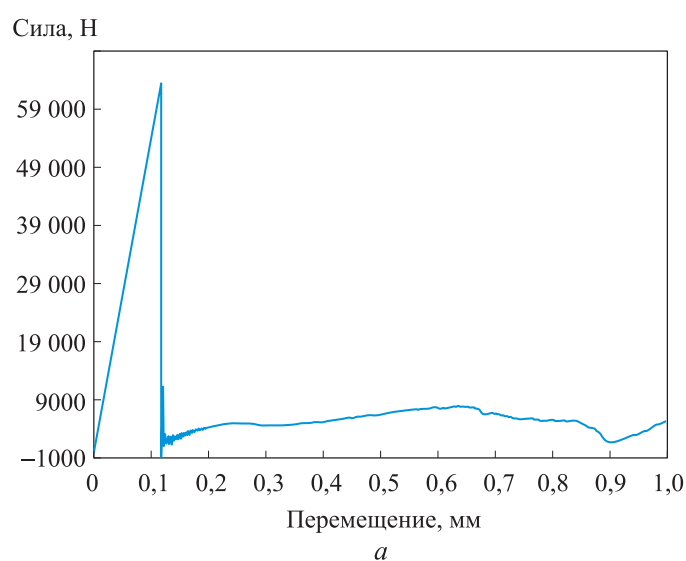
**Рис. 5.** Результаты виртуальных испытаний в центральном сечении модели:  
*a* — деламации; *б* — разрушение матрицы от растяжения; *в* — разрушение матрицы от сжатия



**Рис. 6.** Граничные условия (ГУ) для одноосного сжатия поврежденного участка

После нанесения дефекта 1-й категории на исследуемую зону композитной панели, для того чтобы получить уровень (степень) деградации упругих свойств ( $E_1$  и  $E_2$ ), моделируется сжатие образца по

обоим плоскостным направлениям  $X$  и  $Y$ . Граничные условия представляют собой ограничение по всем перемещениям плоскости, противоположной плоскости смещения, а также ограничение боковых ненагруженных сторон по вертикальным перемещениям, для того чтобы предотвратить изгиб участка (рис. 6). Сжатие поврежденного участка происходит посредством приложения перемещения, равного 1 мм, к стороне, противоположной от ограниченной плоскости. Для дальнейшего определения упругих свойств на основе одноосного сжатия были получены значения реакции от перемещения плоскости участка и критические силы разрушения.



**Рис. 7.** Графики критической силы от сжимающего нагружения при продольном  $E_1$  (а) и поперечном  $E_2$  (б) сжатии

Для определения уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин, в частности для участка толщиной 5,8 мм, при низкоскоростных ударных воздействиях в случае продольного  $E_1$  (рис. 7, а) и поперечного  $E_2$  (рис. 7, б) сжатия были получены зависимости относительного изменения длины поврежденного участка от возникающей упругой силы.

Используем закон Гука и зависимость между нагрузкой, приложенной к панели, и перемещениями сечений, к которым эта нагрузка приложена:

$$E = \frac{Fl}{S\Delta l}, \quad (1)$$

где  $E$  — модуль упругости первого рода (модуль Юнга), характеризующий жесткость материала, т. е. его способность сопротивляться действию внешних сил;  $F$  и  $\Delta l$  — силы и перемещения, полученные из графических зависимостей (см. рис. 7);  $l$  — длина пластины;  $S$  — площадь сечения.

**Результаты численных расчетов.** После проведения виртуальных испытаний с моделированием низкоскоростных ударов для композитных панелей толщиной 3,8 мм, 5,8 мм, 7,8 мм, 11,8 мм, 17,8 мм с нанесением повреждений 1-й категории для однонаправленной укладки  $[0^\circ]_s$  и силовой укладки  $[45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, 0^\circ, 90^\circ]_s$  были определены энергии ударов и степень деградация упругих свойств. Графические зависимости деградации упругих свойств (%) от толщины панели, подверженной низкоскоростному удару, который привел к ее повреждению 1-й категории, продемонстрированы на рис. 8. Численные значения упругих свойств до и после нанесения удара по панели с комбинированной и с однонаправленной укладками приведены в табл. 2, 3.

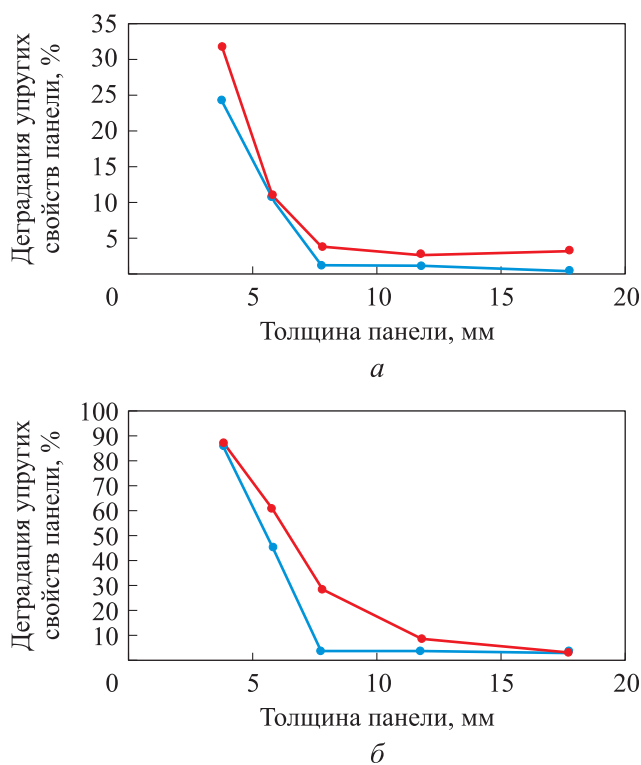
Относительная погрешность модуля упругости первого рода после удара определяется по формуле

$$\Delta = \frac{E - E_{\text{уд}}}{E} \cdot 100 \%, \quad (2)$$

где  $E$  — модуль упругости первого рода (модуль Юнга) до удара;  $E_{\text{уд}}$  — модуль упругости первого рода (модуль Юнга) после удара (с учетом дефекта 1-й категории).

Деградация упругих свойств в процентах (степень) после нанесения низкоскоростного удара, приводящего к повреждениям 1-й категории, спадает с увеличением толщины композитных панелей, что обусловлено наличием обширной зоны разрушения матрицы из-за растяжения, вызванного изгибом панели. В то же время на панели больших толщин после выхода графика на полку (рис. 9) имеется только небольшая зона разрушения матрицы с обратной стороны панели.

Очевидно, что в случае панели толщиной 3,8 мм и 5,8 мм большая часть энергии удара перешла в потенциальную энергию ее деформации, которая и привела к обширным разрушениям матрицы. В панели толщиной 17,8 мм вследствие ее большей жесткости энергия удара в основном перешла в энергию индентации ударника.



**Рис. 8.** Дegrадация упругих свойств поврежденного участка панели при комбинированной (а) и однонаправленной (б) укладке для модулей упругости  $E_1$  (—●—) и  $E_2$  (—●—)

Таблица 2

**Дegrадация упругих свойств композитных панелей комбинированной укладки**

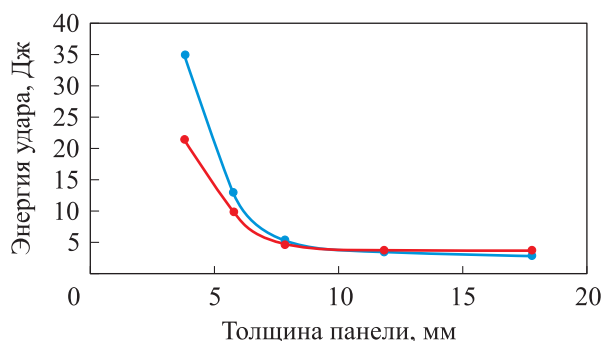
Параметр	Толщина панели, мм				
	3,8	5,8	7,8	11,8	17,8
<i>При продольном сжатии <math>E_1</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	67 369	68 278	68 721	69 156	69 156
после удара	50 963,53	61 196,83	67 951,17	68 573,54	69 024,22
Коэффициент дegrадации, %	24,35244	10,37202	1,120994	0,843481	0,191810

Параметр	Толщина панели, мм				
	3,8	5,8	7,8	11,8	17,8
<i>При поперечном сжатии <math>E_2</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	29 138	28 823	28 669	28 516	28 516
после удара	19 890	25 689	27 678	27 779	27 684
Коэффициент деградации, %	31,7384439	10,8741232	3,45548014	2,58649064	2,91767323
<i>Модуль сдвига <math>G_{12}</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	15 014	14 816	14 719	14 624	14 561
после удара	10 221,49	13 201,59	14 223,81	14 275,43	14 275,43
Коэффициент деградации, %	31,9235139	10,8974867	3,36733285	2,38610485	1,96716663

Таблица 3

**Деградация упругих свойств композитных панелей однонаправленной укладки**

Параметр	Толщина панели, мм				
	3,8	5,8	7,8	11,8	17,8
<i>При продольном сжатии <math>E_1</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	120 000	120 000	120 000	120 000	120 000
после удара	16 709,2	65 464,5	115 258	115 877	116 776
Коэффициент деградации, %	86,075664	45,446167	3,9509829	3,4354601	2,6858939
<i>При поперечном сжатии <math>E_2</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	7500	7500	7500	7500	7500
после удара	936,61789	2941,0274	5332,8115	6866,7214	7321,9822
Коэффициент деградации, %	87,5117613	60,7863006	28,8958459	8,4437146	2,37356963
<i>Модуль сдвига <math>G_{12}</math></i>					
Модуль упругости, МПа:					
базовый	3500	3500	3500	3500	3500
после удара	436,64718	1371,0941	2486,1335	3201,2356	3413,4762
Коэффициент деградации, %	87,5243661	60,8258803	28,9676137	8,53612538	2,47210722



**Рис. 9.** Кинетическая энергия удара в зависимости от толщины панели при однонаправленной (—●—) и комбинированной (—●—) укладке

Сравнивая представленные значения в рассматриваемых диапазонах толщин и типов укладок ламината, а также их энергий, можно предположить, что степень деградации упругих свойств панелей с однонаправленной укладкой можно применять при расчете свойств панелей с комбинированной укладкой.

Следует также отметить, что при использовании значений упругих свойств однонаправленного пакета в формуле для нахождения осредненных характеристик композитного пакета [18] при малых толщинах панели возникает погрешность, которую необходимо исключить, введя дополнительный эмпирический безразмерный коэффициент, зависящий от количества пакетов. Жесткость слоистого композита можно обобщенно описать выражением

$$[A] = \sum_{j=1}^N [Q_{\theta}] (h_j - h_{j-1}), \quad (3)$$

где  $A$  — мембранная жесткость ламината;  $Q_{\theta}$  — жесткость одного слоя ламината с учетом угла укладки  $\theta$  и координаты расстояния от срединной поверхности  $h$ .

Эмпирический безразмерный коэффициент был выведен на основе результатов КЭМ и математической аппроксимации результатов погрешности. Ниже приведены аппроксимирующие функции:

$$\begin{cases} \delta_1^0 = 89,747 \times \tilde{n}^3 - 33,045 \times \tilde{n}^2 + 3,053 \times \tilde{n} + 0,986; \\ \delta_2^0 = 55,01 \times \tilde{n}^3 - 9,1033 \times \tilde{n}^2 - 1,6589 \times \tilde{n} + 1,2439, \end{cases} \quad (4)$$

где  $\delta_1^0$ ,  $\delta_2^0$  — безразмерные коэффициенты;  $n$  — количество пакетов.

Дополнительный коэффициент вычисляется по формуле

$$\tilde{n} = \frac{1}{n}. \quad (5)$$

Упругие свойства определяются так:

$$\begin{cases} \bar{E}_1^0 = E_1^0 \times \delta_1^0; \\ \bar{E}_2^0 = E_2^0 \times \delta_2^0; \\ \bar{G}_{12}^0 = G_{12}^0 \times \delta_2^0. \end{cases} \quad (6)$$

Здесь  $\bar{E}_1^0$ ,  $\bar{E}_2^0$ ,  $\bar{G}_{12}^0$  — приведенные характеристики монослоя;  $E_1^0$ ,  $E_2^0$ ,  $G_{12}^0$  — упругие характеристики монослоя после удара.

Диапазон применимости выведенной эмпирической зависимости (4) определяется тем, создаст ли ударник дефект 1-й категории, который может быть достигнут при различных уровнях энергии удара, зависящих от толщины композитной панели.

Таким образом, можно вычислить степень деградации упругих свойств с учетом дефекта 1-й категории для комбинированного пакета, не выполняя высоконагруженных подробных компьютерных расчетов моделей с комбинированной укладкой ламината. На графике, приведенном на рис. 10, представлены погрешности по значению степени деградации упругих свойств композитной панели в зоне нанесения дефекта 1-й категории, выведенные на основе численных расчетов относительно значений, рассчитанных с использованием выражения (3). Погрешность в диапазоне 200...450 % на толщинах 3,8 мм и 5,8 мм объясняется, как отмечалось выше, тем, что для более тонких пластин требуется энергия удара около 22...35 Дж (см. рис. 10). Основная часть энергии уходит в энергию деформации самой пластины, что, в свою очередь, значительно увеличивает площадь внутренних повреждений.

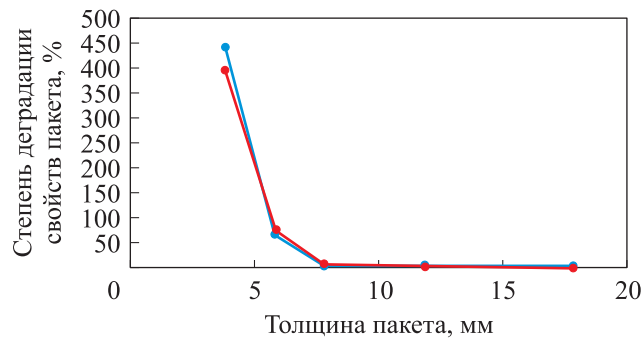


Рис. 10. Погрешность свойств комбинированных пакетов при модуле упругости  $E_1$  (—●—) и  $E_2$  (—●—)

На основе данного исследования можно сделать вывод, что граница применимости данной методики начинается с толщины панелей 7,8 мм и более. Для проведения сравнительного анализа на рис. 11

и в табл. 4 приведены данные, отражающие погрешности, полученные на основе аппроксимирующей функции (4) и аналитической зависимости (6), относительно результатов численных расчетов для комбинированной укладки.

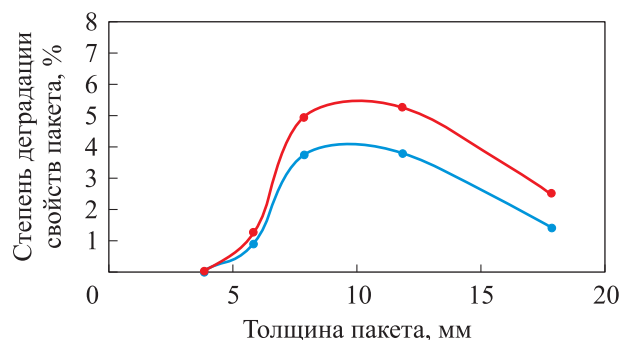


Рис. 11. Погрешность свойств пакетов с учетом аппроксимации при модуле упругости  $E_1$  (—●—) и  $E_2$  (—●—)

Таблица 4

**Деградация упругих свойств композитных панелей  
однаправленной укладки с учетом аппроксимации**

Параметр	Толщина, мм				
	3,8	5,8	7,8	11,8	17,8
<i>При продольном сжатии <math>E_1</math></i>					
Модуль упругости, МПа: базовый	50 963,5	61 196,8	67 951	68 573,5	69 024,2
после удара	50 982,3	60 644,6	70 601	66 073,1	70 026,1
Коэффициент деградации, %	0,0369430	0,9105613	3,7532511	3,7843592	1,4307775
<i>При поперечном сжатии <math>E_2</math></i>					
Модуль упругости, МПа: базовый	19 890	25 689	27 678	27 779	27 684
после удара	19899,54	25361,848	29097,793	26385,775	28397,339
Коэффициент деградации, %	0,04714683	1,29227443	4,87672042	5,28106665	2,50923559
<i>Модуль сдвига <math>G_{12}</math></i>					
Модуль упругости, МПа: базовый	10 221	13 201	14 223	14 275	14 275
после удара	10 311,529	13 242,492	15 155,111	13 567,857	14 559,599
Коэффициент деградации, %	0,87316620	0,30882796	6,14509328	5,21510584	1,95172892



**Заключение.** Предлагаемая методика позволяет проводить предварительную оценку остаточной прочности и критической нагрузки на изгиб композитных панелей на ранних этапах проектирования самолета без выполнения сложных и ресурсоемких расчетов. С целью моделирования ударного повреждения композитных панелей была проведена серия численных расчетов ортотропных композитных панелей различной толщины на основе экспериментального стандарта ASTM D7136 для испытаний на удар при падении груза.

Результаты показывают, что с увеличением толщины композитной панели степень деградации упругих свойств в процентах после приложения низкоскоростной ударной нагрузки, приводящей к появлению дефектов 1-й категории, уменьшается. Это связано с тем, что большая часть энергии удара для более толстых панелей передается на энергию вдавливания, а для более тонких панелей — на энергию деформации изгиба панели, что приводит к более обширным внутренним повреждениям.

Предложенные эмпирические коэффициенты позволяют оценить уровень деградации упругих свойств комбинированной упаковки из ламината на основе результатов, полученных для модели с однопослойной укладкой, без проведения трудоемких детальных математических расчетов моделей с комбинированной укладкой. Эта методика может быть полезна для предварительной оценки остаточной прочности и критической нагрузки на изгиб композитных панелей на ранних стадиях проектирования самолета.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Pogosyan M., Nazarov E., Bolshikh A., Koroliskii V., Turbin N., Shramko K. Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1925, p. 012005. DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012005
- [2] Фейгенбаум 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*. Москва, Техносфера, 2018.
- [3] Abrate S. *Impact on Composite Structures* Cambridge, Cambridge University Press, 1998.
- [4] Abrate S. Damage in laminates from low-velocity impacts. In: *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*. Woodhead Publishing, 2016, pp. 35–69. DOI: 10.1016/B978-0-08-100080-9.00003-8
- [5] *Авиационные правила АП-25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории*. Москва, 2009.
- [6] Olsson R., Robin F. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2001, vol. 32, iss. 9, pp. 1207–1215. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(01\)00073-2](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(01)00073-2)
- [7] Lin Sh., Solver I., Thorsson M., Waas A.M. Predicting the low velocity impact damage of a quasi-isotropic laminate using EST. *Composite Structures*, 2020, vol. 251, p. 112530. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112530>

- [8] Lin Sh., Waas A.M. Experimental and high-fidelity computational investigations on the low velocity impact damage of laminated composite materials. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, p. 0724. DOI: 10.2514/6.2020-0724
- [9] Kassapoglou C. *Modeling the effect of damage in composite structures: simplified approaches*. John Wiley & Sons, 2015.
- [10] Abrate S. Modeling of impacts on composite structures. *Composite Structures*, 2001, vol. 51 (2), pp. 129–138. DOI: 10.1016/S0263-8223(00)00138-0
- [11] A.S. *ASTM D7136. A standard method for determining the damage of a composite material with a polymer matrix, reinforced with fiber, as part of a falling load impact test*. 2015, p. 39.
- [12] Falcó O., Ávila R.L., Tijss B., Lopes C.S. Modelling and simulation methodology for unidirectional composite laminates in a virtual test lab framework. *Composite Structures*, 2018, vol. 190, pp. 137–159. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.02.016>
- [13] *Abaqus 2021 User Guide*.
- [14] Tan W., Falzon B., Chiu L., Price M. Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behaviour of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, vol. 71, pp. 212–226. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.01.025
- [15] Pham D.C., Lua J., Sun H., Zhang D. A three-dimensional progressive damage model for drop-weight impact and compression after impact. *Journal of Composite Materials*, 2019, vol. 54 (4), pp. 449–462. DOI: 10.1177/0021998319859050
- [16] Chen F., Yao W., Jiang W. Experimental and simulation investigation on BVID and CAI behaviors of CFRP laminates manufactured by RTM technology. *Engineering Computations*, 2021, vol. 38, no. 5, pp. 2252–2273. <https://doi.org/10.1108/EC-01-2020-0008>
- [17] Abir M., Tay E., Ridha M., Lee P. On the relationship between failure mechanism and compression after impact (CAI) strength in composites. *Composite Structures*, 2017, vol. 182, pp. 242–250. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.09.038>
- [18] Rivallant S., Bouvet C., Hongkarnjanakul N. Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, vol. 55, pp. 83–93. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.08.003>
- [19] Sun C., Hallett R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, vol. 104, pp. 41–59. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.10.026>
- [20] Shao R., Liu N., Zheng J. Numerical comparison between Hashin and Chang-Chang failure criteria in terms of inter-laminar damage behavior of laminated composite. *Materials Research Express* 8.8, 2021, p. 085602. DOI: 10.1088/2053-1591/ac1d40
- [21] Chi-Seung Lee, Jeong-Hyeon Kim, Seul-kee Kim, Dong-Man Ryu, Jae-Myung Lee. Initial and progressive failure analyses for composite laminates using Puck failure criterion and damage-coupled finite element method. *Composite Structures*, 2015, vol. 121, pp. 406–419. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.11.011>
- [22] Wang J., Pineda E., Ranatunga V., Smeltzer S.S. 3D progressive damage modeling for laminated composite based on crack band theory and continuum damage mechanics. In: *American Society for Composites. 30th Technical Conference*, East Lansing, MI, 2015, p. 20682.

- [23] Lopes S., Seresta O., Coquet Y., Gürdal Z., Camanho P., Thuis B. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. *Composites Science and Technology*, 2009, vol. 69 (7–8), pp. 926–936. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.009
- [24] Lopes S., Camanho P., Gürdal Z., Maimí P., González V. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations. *Composites Science and Technology*, 2009, vol. 69 (7–8), pp. 937–947. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.015

Статья поступила в редакцию 30.05.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Мольков О.Р., Больших А.А. Методика по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 8. EDN LJDGYS

**Мольков Олег Русланович** — инженер Центра композитных конструкций, НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, математическое моделирование статике и динамики. e-mail: molkovor@mai.ru

**Больших Александр Андреевич** — заместитель директора Центра композитных конструкций Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, математическое моделирование статике и динамики, моделирование дефектов в изделиях из полимерных композиционных материалов, моделирование остаточной прочности изделий из полимерных композиционных материалов с учетом дефектов, статическая и динамическая аэроупругость. e-mail: bolshikhaa@mai.ru

## Method of determining the elastic properties degradation level in the heavy gage composite panels exposed to the low-velocity impact action

© O.R. Molkov, A.A. Bolshikh

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, 125993, Russian Federation

*The paper proposes a method to compute the elastic properties degradation level in composite panels exposed to the low-velocity impact action. The method makes it possible to reduce the panel defects to a linear statement based on the impact energy and thickness of the panel under study. The study was conducted to determine an elastic properties degradation level in the heavy gage composite panels exposed to the low-velocity impact action leading to defects of the 1st category. To present the developed method, a series of numerical simulations of the orthotropic composite panels of different thicknesses was carried out based on the experimental standard for the ASTM D7136 hardness drop testing to simulate impact damage in a composite panel. The presented method is a combination of both numerical analysis and empirical approach in identifying the elastic properties degradation level in the heavy gage composite panels exposed to the low-velocity impact loads, as well as in calculating the empirical coefficient. The paper determines that this method could be introduced in preliminarily assessment of residual strength and critical force in the stability loss for the composite panels at early stages of the aircraft design without complex and resource-intensive computation. During testing, the proposed method demonstrated good convergence between the obtained numerical results and the experimental data. The paper notes acceptable qualitative similarity of the destruction simulated mechanism and form with those observed in the experiments.*

**Keywords:** impact, barely visible damage, heavy gage composite panel, VUMAT, defects, low-velocity impact, residual strength, thick-walled panel

### REFERENCES

- [1] Pogosyan M., Nazarov E., Bolshikh A., Koroliskii V., Turbin N., Shramko K. Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1925, p. 012005. DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012005
- [2] Feigenbaum Y.M., Dubinsky S.V., Bozhevalov D.G., Sokolov Yu.S., Metelkin E.S., Mikolaichuk Yu.A., Shapkin V.S. *Obespechenie prochnosti aviatsionnykh konstruksiy s uchetom sluchaynykh udarnykh vozdeystviy* [Ensuring the strength of composite aircraft structures, taking into account accidental operational impacts]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2018.
- [3] Abrate S. *Impact on Composite Structures*. Cambridge, Cambridge University Press, 1998.
- [4] Abrate S. Damage in laminates from low-velocity impacts. In: *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*. Woodhead Publishing, 2016, pp. 35–69. DOI: 10.1016/B978-0-08-100080-9.00003-8
- [5] *Aviatsionnye pravila AP-25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii* [Aviation Regulations AP-25. Airworthiness standards: transport category aircraft]. Moscow, 2009.

- [6] Olsson R., Robin. F. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2001, vol. 32, iss. 9, pp. 1207–1215. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(01\)00073-2](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(01)00073-2)
- [7] Lin S., Solver I., Thorsson M., Waas A.M. Predicting the low velocity impact damage of a quasi-isotropic laminate using EST. *Composite Structures*, 2020, vol. 251, p. 112530. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112530>
- [8] Lin S., Waas A.M. Experimental and high-fidelity computational investigations on the low velocity impact damage of laminated composite materials. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020. DOI: 10.2514/6.2020-0724
- [9] Kassapoglou C. *Modeling the effect of damage in composite structures: simplified approaches*. John Wiley & Sons, 2015.
- [10] Abrate S. Modeling of impacts on composite structures. *Composite Structures*, 2001, vol. 51 (2), pp. 129–138. DOI: 10.1016/S0263-8223(00)00138-0
- [11] *A.S. ASTM D7136. A standard method for determining the damage of a composite material with a polymer matrix, reinforced with fiber, as part of a falling load impact test*. 2015, p. 39.
- [12] Falcó O., Ávila R.L., Tijs B., Lopes C.S. Modelling and simulation methodology for unidirectional composite laminates in a virtual test lab framework. *Composite Structures*, 2018, vol. 190, pp. 137–159. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.02.016>
- [13] *Abaqus 2021 User Guide*.
- [14] Tan W., Falzon B., Chiu L., Price M. Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behaviour of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, vol. 71, pp. 212–226. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.01.025
- [15] Pham D., Lua J., Sun H., Zhang D. A three-dimensional progressive damage model for drop-weight impact and compression after impact. *Journal of Composite Materials*, 2019, vol. 54 (4), pp. 449–462. DOI: 10.1177/0021998319859050
- [16] Chen F., Yao W., Jiang W. Experimental and simulation investigation on BVID and CAI behaviors of CFRP laminates manufactured by RTM technology. *Engineering Computations*, 2021, vol. 38, no. 5, pp. 2252–2273. <https://doi.org/10.1108/EC-01-2020-0008>
- [17] Abir M., Tay E., Ridha M., Lee P. On the relationship between failure mechanism and compression after impact (CAI) strength in composites. *Composite Structures*, 2017, vol. 182, pp. 242–250. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.09.038>
- [18] Rivallant S., Bouvet C., Hongkarnjanakul N. Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, vol. 55, pp. 83–93. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.08.003>
- [19] Sun C., Hallett R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, vol. 104, pp. 41–59. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.10.026>
- [20] Shao R., Liu N., Zheng J. Numerical comparison between Hashin and Chang-Chang failure criteria in terms of inter-laminar damage behavior of laminated composite. *Materials Research Express* 8.8, 2021, no. 085602. DOI: 10.1088/2053-1591/ac1d40
- [21] Chi-Seung Lee, Jeong-Hyeon Kim, Seul-kee Kim, Dong-Man Ryu, Jae-Myung Lee. Initial and progressive failure analyses for composite laminates using Puck failure criterion and damage-coupled finite element method. *Composite Structures*, 2015, vol. 121, pp. 406–419. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.11.011>

- [22] Wang J., Pineda E., Ranatunga V., Smeltzer S.S. 3D progressive damage modeling for laminated composite based on crack band theory and continuum damage mechanics. In: *American Society for Composites. 30th Technical Conference*, East Lansing, MI, 2015, no. 20682.
- [23] Lopes S., Seresta O., Coquet Y., Gürdal Z., Camanho P., Thuis B. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. *Composites Science and Technology*, 2009, vol. 69 (7–8), pp. 926–936. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.009
- [24] Lopes S., Camanho P., Gürdal Z., Maimí P., González V. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations. *Composites Science and Technology*, 2009, vol. 69 (7–8), pp. 937–947. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.015

**Molkov O.R.**, Engineer, Center for Composite Structures, Research Organization-101, Moscow Aviation Institute (National Research University). Scientific interests: numerical methods, aviation technologies, polymer composite materials, mathematical simulation of the static and dynamic systems. e-mail: molkovor@mai.ru

**Bolshikh A.A.**, Deputy Director, Center for Composite Structures, Moscow Aviation Institute (National Research University). Scientific interests: numerical methods, aviation technologies, polymer composite materials, mathematical simulation of statics and dynamics, defect simulation in products made of polymer composite materials, residual strength simulation in products made of polymer composite materials taking into account the defects, static and dynamic aeroelasticity. e-mail: bolshikhaa@mai.ru