

Численное моделирование роста ударного повреждения в слоистом углекомпоните под действием циклического сжатия

© Н.В. Турбин

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

Представлена методика расчетной оценки роста послеударных повреждений при циклической сжимающей нагрузке в плоской панели из углекомпонита (CFRP) с использованием численного моделирования. На основе введенных гипотез получено решение для длительности роста повреждений. Критический размер повреждения для получения роста повреждения был определен на основе расчета движущей силы трещины в зависимости от размера повреждения, проведенного с применением метода конечных элементов. Приведен пример использования методики для случая циклического сжатия элемента конструкции, содержащего ударное повреждение. Для дальнейшего развития предложенной методики требуется решить вопрос о получении точных параметров уравнения скорости роста повреждений с учетом выбранной меры движущей силы роста трещины.

Ключевые слова: углекомпониты, расслоение, долговечность после удара, низкоскоростное ударное повреждение, длительность роста трещины, скорость роста трещины, живучесть

Введение. Для использования слоистых полимерных композиционных материалов (ПКМ) в первичных конструкциях самолета требуется обоснование их прочности. Однако расчетные методы обоснования прочности для конструкций из ПКМ применяются в основном по направлению статической прочности. Таким образом, выполнение требований к конструкции со стороны усталостной прочности остается задачей эксперимента. В частности, недостаток надежных методов оценки усталостной долговечности элементов из ПКМ приводит к идеологии проектирования конструкции, запрещающей развитие повреждений в элементе конструкции из ПКМ на протяжении всего назначаемого ресурса (*англ.* No growth approach). При этом актуальные рекомендательные документы, сопровождающие нормативные требования к безопасности конструкций, в целом не запрещают использовать идеологию контролируемого (или медленного) роста повреждения в конструкции из ПКМ [1].

Известно, что наличие ударного повреждения существенно влияет на прочность материала и элемента конструкции из композиционного материала [1–6], особенно это выражается в снижении прочности на сжатие, так называемое сжатие после удара (*англ.* Compression After Impact, CAI). Сложность явления снижения прочности слоистого

углекомпозита после ударного воздействия и практическая необходимость в управлении данным свойством при проектировании эффективной и безопасной конструкции объясняют постоянный исследовательский интерес к данному вопросу [1–6]. При этом наибольшая часть научных работ и разработанных стандартов по влиянию ударов посвящена теме статической прочности, в то время как вопрос усталостной прочности и живучести относительно узко освещен как на теоретическом, так и на экспериментальном уровне [1, 3].

Ударное повреждение представляет собой совокупность разных мод повреждения материала, распределенных в плоскости укладки и по толщине пакета [2] и взаимодействующих друг с другом. С точки зрения средств неразрушающего контроля, таких как ультразвуковое исследование, наличие повреждения определяется лишь по обнаруженному расслоению, т. е. повреждению в плоскости пакета. Это означает, что другие моды повреждения — разрывы волокна и трещины в матрице — могут быть локализованы только косвенно, по признаку присутствия расслоения определенной площади.

Определение меры повреждения необходимо для построения и использования методов расчетной оценки живучести элементов конструкций. Насколько известно автору, в моделях роста повреждения в настоящий момент не существует общепризнанной меры для ударного повреждения, однако обычно ею служит площадь или линейный размер расслоения [1–3]. Следует понимать, что экспериментальные зависимости размера и скорости роста расслоения материала получены в присутствии других мод повреждения, что должно быть учтено в расчетной оценке.

Результаты испытаний на усталостную прочность и живучесть образцов с ударным повреждением [1, 3] при сжимающих циклах нагрузки свидетельствуют о том, что в ходе приложения повторяющейся нагрузки в зоне расслоения теряет устойчивость тонкая часть пакета из 2-3 слоев, а это вызывает дальнейший рост расслоения пакета. В сложившемся к настоящему моменту общем аппарате расчетного анализа в элементах конструкций из композиционных материалов (КМ) с расслоением требуется наличие следующих экспериментально полученных данных: значений вязкости разрушения материала G_{Ic} , G_{IIc} , соответствующих первой и второй модам расслоения; зависимости скорости высвобождения энергии упругой деформации (СВЭУД) G от меры расслоения a — $G(a)$; зависимости скорости развития расслоения da/dN (N — количество циклов нагрузки) от скорости высвобождения энергии упругой деформации G : $da/dN = f(G, R)$, где R — коэффициент асимметрии цикла нагрузки.

В случае применения принципа допустимости повреждений при проектировании конструкций из КМ требуются особые условия для реализации медленного роста повреждения. Такими условиями

в первую очередь являются снижение СВЭУД по мере роста повреждения и связанное с ним замедление скорости развития расслоения da/dN с накоплением циклов приложения нагрузок. Для практического использования идеологии контролируемого роста повреждения также требуется знать критическое значение повреждения a_f , необходимое для получения значений длительности роста повреждения и определения потребных интервалов осмотра зоны конструкции в ходе эксплуатации. Для ударного повреждения критерий живучести в настоящий момент отсутствует [1].

Целью настоящей работы является получение расчетной оценки живучести для панели из углекомпозица с использованием численного моделирования.

Методика расчетной оценки живучести. На основании изложенных аспектов роста ударного повреждения в слоистом углекомпозице можно сформулировать допущения и этапы расчета длительности роста повреждения. Основой методики является гипотеза о синхронном развитии повреждения, состоящая в следующем: предполагается, что доминирующей модой развития ударного повреждения является прогрессирующее расслоение под потерявшей устойчивость группой слоев и скорость роста этого расслоения несколько превышает скорость развития других мод разрушения, таких как увеличение плотности поперечных трещин в слоях. Тем не менее, имея в виду наличие взаимодействия между расслоениями и трещинами в слоях, можно принять, что обе моды будут развиваться параллельно и иметь сходные границы. При этом в силу постоянного расширения области внутрислойного повреждения плотность поперечных трещин внутри области будет постоянной и равной исходному значению после ударного воздействия. Используя описанную гипотезу, можно представить следующие шаги процедуры расчетной оценки длительности роста ударного повреждения.

1. Определяют поврежденное состояние углекомпозица после низкоскоростного ударного воздействия. Ввиду известного характера малозаметного повреждения и независимости методики расчета живучести при циклических воздействиях от методики расчета повреждения вследствие удара, принимают типовое поврежденное состояние, характеризующее свойственным распределением мод разрушения по толщине и в плоскости гладкой панели. Вопрос о расчете ударного повреждения может быть при необходимости решен с использованием известных расчетных моделей [2, 4–6], в том числе конечно-элементного моделирования. Учитывают, что наибольшее расслоение должно соответствовать по размерам малозаметному ударному повреждению (*англ.* Barely Visible Impact Damage, BVID). Граница размеров такого повреждения зависит от чувствительности используемого метода неразрушающего контроля.

2. Для тонкой (2-3 слоя) отслаивающейся и теряющей устойчивости при циклической нагрузке части пакета определяют СВЭУД на границе расслоения по разным модам: G_I, G_{II} и G_{III} . Такой расчет удобно проводить численно, используя технику VCCT [7].

3. В предположении, что отслоение потерявшей устойчивость части пакета будет происходить без изменения начальной формы расслоения, рассчитывают изменение СВЭУД в зависимости от длины расслоения a (половина длины повреждения поперек направлению нагрузки) — $G(a)$. Таким образом, развитие ударного повреждения в расчете по предлагаемой методике связано с развитием расслоения между слоями. Полученные результаты аппроксимируют и выявляют характерные точки на этом графике.

4. Задают уравнение скорости роста расслоения

$$\frac{da}{dn} = C \frac{[\sqrt{g_\Delta}]^m}{[1 - g_{\max}]}, \quad (1)$$

$$\sqrt{g_\Delta} = \frac{(\sqrt{G_{\max}} - \sqrt{G_{\min}})^2}{G_{Ic}}; \quad g_{\max} = \frac{G_{\max}}{G_{Ic}},$$

где C, m — константы кривой скорости роста расслоения, получаемые из эксперимента.

Физически параметры уравнения скорости роста повреждения связаны с характеристиками интенсивного накопления микроповреждений на фронте повреждения [8, 9]. Для рассматриваемого случая отнулевого циклического сжатия коэффициент асимметрии цикла $R = \infty, G_{\min} = 0$ и уравнение (1) преобразуется к виду

$$\frac{da}{dn} = C \left[\left(\frac{G_{\max}}{G_{Ic}} \right)^m / \left(1 - \frac{G_{\max}}{G_{Ic}} \right) \right]. \quad (2)$$

5. Определяют критический размер расслоения a_f , который можно подобрать, исходя из возможностей средств неразрушающего контроля и установленных при проектировании типов ударных повреждений. Например, такой величиной может являться размер обнаруживаемого или очевидного повреждения (*англ.* Visible Impact Damage, VID). Отметим, что характерные размеры назначаемых при разработке самолета эксплуатационных повреждений являются надежно обнаруживаемыми, т. е. учитывается вероятность их обнаружения в ходе осмотров [10]. В любом случае критический размер дефекта выявляют на основании полученной зависимости $G(a)$ и напряженно-деформированного состояния при каждом значении

размера дефекта, взятом для построения зависимости $G(a)$, а также путем анализа остаточной прочности элемента конструкции.

6. Имея начальный и конечный размер расслоения под потерявшей устойчивость частью пакета, тренды зависимости $G(a)$, длительность роста ударного повреждения получают интегрированием выражения для скорости роста повреждения.

Пример расчета длительности роста повреждения. Скорость высвобождения упругой энергии деформации определяли путем численного расчета с применением метода VCCT, основанного на принципах линейной механики упругого разрушения и позволяющего моделировать расслоение между слоями. В данном методе принято допущение, что энергия, высвобождающаяся при росте трещины, равна работе упругих сил, необходимой для закрытия этой трещины. Для пространственных моделей СВЭУД рассчитывают по трем модам расслоения: мода I G_I — межслоевое растяжение, мода II G_{II} — плоский сдвиг, мода III G_{III} — антиплоский сдвиг.

Для построения графиков зависимости скорости высвобождения энергии от начального размера расслоения $G(a)$ были построены конечно-элементные модели панели из КМ с начальным дефектом разных размеров (рис. 1).

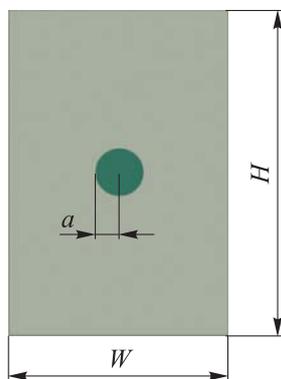


Рис. 1. Общий вид панели

Геометрические параметры панели представлены ниже:

Ширина панели W , мм 100
Длина панели H , мм 150
Размеры начального дефекта $2a$, мм 6; 7,4375; 8,875; 10,3125; 11,75

Выбранные геометрические параметры соответствуют размерам образцов, используемых для исследования ударной прочности [11]. Монослоям панели были заданы свойства типичного авиационного однонаправленного углекомпозиита, перечисленные ниже:

Модуль упругости в направлении армирования E_{1t} , ГПа	138
Модуль упругости поперек направления армирования E_{2t} , ГПа	15
Коэффициент Пуассона ν_{12}	0,21
Модуль сдвига в плоскости укладки G_{12} , ГПа	5,9
Поперечный модуль сдвига $G_{23} = G_{13}$, ГПа	5,9
Прочность на растяжение в направлении армирования F_{1t} , МПа	1420
Прочность на сжатие в направлении армирования F_{1c} , МПа	1320
Прочность на поперечное растяжение F_{2t} , МПа	43,1
Прочность на поперечное сжатие F_{2c} , МПа	160
Сдвиговая прочность в плоскости пакета F_{12} , МПа	112
Толщина монослоя t_0 , мм	0,127

При построении конечно-элементной модели панели был принят подход послойного моделирования с целью получения мод разрушения, встречающихся при испытаниях композитных панелей, в частности расслоения, поэтому слои панели были смоделированы трехмерными пластинами, построенными из 60 000 твердотельных элементов C3D8, количество узлов в модели равно 120 000. В регулярной зоне размеры элемента равны 2×2 мм, в зоне дефекта проводилось сгущение сетки к границе дефекта до размеров 0,2×0,5 мм для получения корректных значений скорости высвобождения упругой энергии деформации.

В каждой модели слои образовывали укладку $[45, -45, 0_3, \overline{90}]_s$, общая толщина панели $t = 1,397$ мм.

Так как каждый монослой был смоделирован отдельным слоем элементов, для их связи использовали когезионный контакт, представляющий собой интерфейс между слоями [7]. Для реализации расслоения заложена возможность разрушения когезионного контакта в соответствии с континуальной теорией механики разрушения по критерию максимальных напряжений. Заданные прочностные свойства когезионного интерфейса соответствуют прочности матрицы и представлены ниже:

Прочность отрыва σ_n , МПа	40
Прочность плоского сдвига τ_1 , МПа	90
Прочность антиплоского сдвига τ_2 , МПа	90

Зависимость скорости высвобождения упругой энергии деформации определялась на начальном дефекте, заложенном между слоями 2 и 3 (слои -45 и 0), который представляет собой отсутствие связи между слоями в зоне дефекта. В качестве критерия разрушения межслоевого интерфейса был задан критерий VCCT. Приняты равные значения критических скоростей высвобождения упругой энергии по разным модам: $G_{Ic} = G_{IIc} = G_{IIIc} = 0,28$ кДж/м².

К пластине были приложены следующие граничные условия: заделка по стороне 1, заземление по сторонам 2 и 3 с возможностью перемещений вдоль действия нагрузки (рис. 2). К стороне 4 было приложено перемещение. Данные граничные условия соответствуют граничным условиям, реализуемым в испытаниях на сжатие после удара [12].

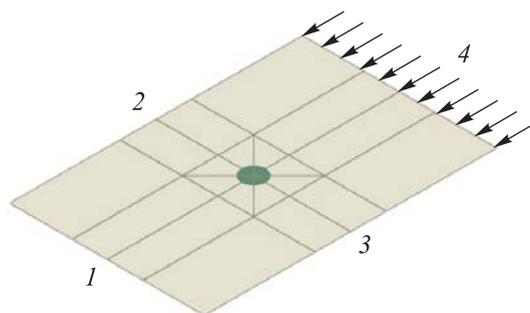


Рис. 2. Граничные условия

Параметры уравнения скорости роста расслоения приняты на основе анализа работы [3]: $C = 0,0275$; $m = 3,1$. Важно отметить, что параметры уравнения скорости роста расслоения получают из циклических испытаний с частотой нагружения, при которой влияние реологических эффектов от полимерной матрицы материала на результат испытаний сведено к минимуму.

Методика получения зависимости скорости высвобождения энергии от размера повреждения. С помощью конечно-элементных моделей проводились расчеты с разными размерами дефекта по расчетным случаям, представленным в табл. 1. Коэффициент E/E_0 снижения жесткости в зоне повреждения обозначает заданное в расчете отношение принимаемых механических характеристик материала в зоне повреждения к исходным по монослою (в табл. 1 для всех расчетных случаев $E/E_0 = 0,5$). При этом с целью исследования влияния коэффициента снижения жесткости в зоне повреждения на остаточную прочность элемента на СВЭУД механические свойства назначались сниженными на всю толщину пакета [2].

По полученным результатам для каждого расчетного случая определялась СВЭУД при усилении, равном 60 % разрушающей нагрузки на сжатие для модели с минимальным размером повреждения. Величина циклической нагрузки принята на основании данных работы [13] и представляет собой величину уровня эквивалентных сжимающих напряжений типового полета $|\sigma_{\text{ЭКВИВ}}|$, определяемых по результатам специального анализа внешних нагрузок функционирования на самолет, учитывающего их статистический разброс [14, 15] (рис. 3).

Расчетные случаи

Номер расчетного случая	Размер повреждения $2a$, мм
1	6
2	7,4375
3	8,875
4	10,3125
5	11,75
6	15

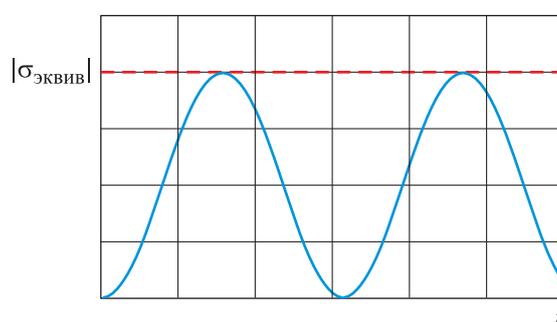


Рис. 3. К описанию цикла эквивалентной нагрузки с максимальным напряжением $|\sigma_{\text{эквив}}|$

Результаты и обсуждение. Сжатие панелей проводилось до потери несущей способности, благодаря чему были получены разрушающие нагрузки в зависимости от размера начального дефекта и заданного коэффициента остаточной жесткости материала в зоне дефекта.

Во всех расчетах разрушение проводили в следующем порядке. Сначала панель воспринимала сжимающее воздействие как панель без дефекта, но при достижении определенного уровня нагрузок начиналась потеря устойчивости отслоения. Разрушение панели наступало при общей потере устойчивости. Ни в одном расчете концентрация напряжений на границе повреждения не приводила к превышению прочности монослоя.

В результате серии расчетов пластины с разными размерами расщепления круглой формы получена зависимость $G(2a)$ (рис. 4), необходимая для расчета длительности роста ударного повреждения, а также зависимость разрушающей нагрузки от размера повреждения (рис. 5), с помощью которой определяют предельно допустимый размер дефекта, используемый для расчета длительности роста ударного повреждения.

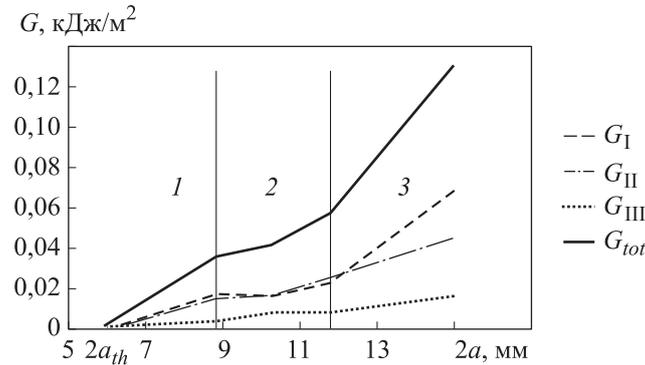


Рис. 4. Зависимость скорости высвобождения энергии упругой деформации от размера повреждения:
 G_I – G_{III} — отдельные моды; $G_{tot} = G_I + G_{II} + G_{III}$ — общая мода;
 1–3 — этапы роста расслоения

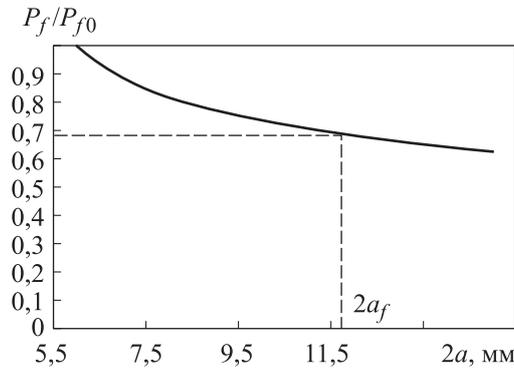


Рис. 5. Зависимость разрушающей нагрузки на панель от размера повреждения

Полученная зависимость $G(2a)$ позволяет определить граничный размер дефекта $2a_{th}$, при котором начинается значительный рост G . Как видно из рис. 4, размер $2a_{th}$ практически совпадает с выбранным размером малозаметного повреждения и равен 5,8 мм. Такой размер дефекта на практике может быть принят в качестве граничного и по условиям контролепригодности, так как выявляется стандартными методами неразрушающего контроля, такими как ультразвуковой контроль или шерография.

На графике $G(2a)$ отчетливо выделяются три этапа роста повреждения: 1) начальный, до размера $2a \approx 9$ мм со средней скоростью роста G ; 2) замедление роста G в диапазоне размеров дефекта $2a \approx 9 \dots 12$ мм и последующее увеличение скорости роста G относительно начального участка. Следует отметить, что ни на одном из участков G не достигает значения, сопоставимого с вязкостью разрушения, и вплоть до участка 3 меньше вязкости разрушения на порядок. Следуя

методологии, для определения длительности роста ударного повреждения используют суммарная СВЭУД G_{tot} , тем не менее для определения механической природы роста ударного повреждения в сжатой панели необходимо выявить вклады разных мод в суммарную.

Из рис. 4 видно, что на всех трех этапах роста повреждения G_I и G_{II} соразмерны по величине и дают основной вклад в суммарную скорость высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} . Вместе с тем по характеру увеличения G_I и G_{II} различаются: G_{II} монотонно возрастает на всех трех этапах роста, в то время как G_I , а из-за нее и G_{tot} , имеют разную скорость роста в зависимости от размера повреждения. На этапе ускоренного развития повреждения (этап 3 на рис. 4) первая мода начинает отчетливо доминировать. Мода разрушения G_{III} , которая на исследованном диапазоне размеров расслоения в среднем вдвое меньше G_{II} , также монотонно возрастает, хотя и с меньшей скоростью, чем вторая мода.

В настоящем исследовании суммарная скорость высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} рассчитана с учетом G_{III} ввиду очевидного ее вклада, а также вследствие того, что в уравнении скорости роста расслоения используется значение суммарной G с учетом всех мод. Таким образом, развитие внутреннего расслоения под действием одноосного сжатия обязано в основном наличию отрывных напряжений ввиду потери устойчивости отслоения, а также сдвиговым напряжениям на границе расслоения.

Анализ зависимости, показанной на рис. 5, позволяет выбрать критический размер дефекта $2a_f$: это размер, при котором разрушающая нагрузка на панель P_f становится ниже эксплуатационного уровня. Для несущих самолетных конструкций из металлов, где допускается рост повреждений, а также для несущих конструкций из композитов с видимым повреждением такой уровень равен 67 % от расчетной нагрузки. Из рис. 5 видно, что требуемому уровню нагрузки соответствует размер $2a_f = 11,75$ мм.

С определением размера критического повреждения и зависимости $G(a)$ становится возможным расчет длительности роста повреждения ΔN по уравнению (1). Процедура расчета ΔN проводится с использованием следующих соотношений:

$$\Delta N = \Delta N^1 + \Delta N^2 + \Delta N^3; \quad (3)$$

$$\Delta N^i = \frac{1}{C} \int_{2a_{0,i}}^{2a_{1,i}} \frac{1 - p_i(2a - 2a_{th,i})}{p_i^m (2a - 2a_{th,i})^m} d2a; \quad i = 1, 2, \quad (4)$$

где i — номер участка зависимости $G(2a)$; $p_i = \frac{k_i}{G_{1c}}$ (k_i — наклон кривой $G(2a)$ на участке i ; G_{1c} — вязкость разрушения межслоевой границы по отрыву), остальные обозначения представлены на рис. 6.

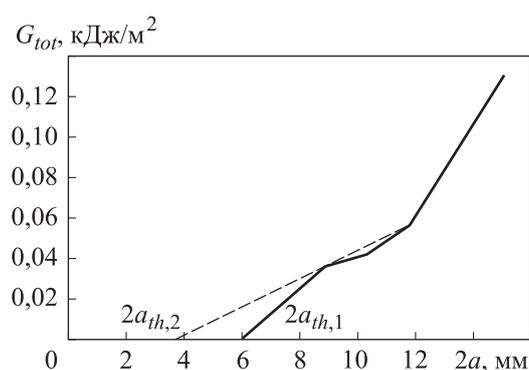


Рис. 6. К пояснению итогового выражения для длительности роста ударного повреждения

Таблица 2

Длительности роста ударного повреждения

Участок	Размер начального повреждения $2a_0$, мм	Размер конечного повреждения $2a_1$, мм	Длительность роста ΔN , циклы
1	6	8,875	$7,373 \cdot 10^8$
2	8,875	11,75	$1,47 \cdot 10^6$
1 + 2	6	11,75	$7,38 \cdot 10^8$

Результаты расчетов значений длительности роста ударного повреждения сведены в табл. 2, из которой видно, что при равных приростах размера повреждения на первом и втором участках (см. рис. 4) основной вклад в суммарную длительность роста ударного повреждения составляет время развития повреждения на начальном этапе. Это, очевидно, является следствием возрастания суммарной скорости высвобождения энергии упругой деформации G_{tot} на втором участке.

Заключение. Предложенная в настоящей работе численно-аналитическая методика расчета развития малозаметного ударного повреждения в гладкой панели из слоистого углекомposite под действием сжимающих циклических нагрузок позволяет эффективно провести оценку длительности роста повреждения, необходимую для анализа живучести типового элемента конструкции летательного аппарата из ПКМ. Расчетные оценки проведены с учетом принятия сформулированной гипотезы о синхронном росте повреждения.

В дальнейшем гипотеза должна быть подтверждена прямым экспериментом. Полученная зависимость движущей силы роста повреждения от размера повреждения позволяет обоснованно выбрать критический размер дефекта, связав последний с уровнем эксплуатационной нагрузки. Приведенный пример расчета в соответствии с предложенной методикой наглядно иллюстрирует применимость идеологии контролируемого роста повреждения в конструкции из ПКМ, однако полученные значения длительности роста должны быть уточнены в дальнейшем путем выбора физической меры для движущей силы роста ударного повреждения при циклическом нагружении и получения для нее констант уравнения скорости развития повреждения по результатам специального эксперимента.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Pascoe J.A. Slow-growth damage tolerance for fatigue after impact in FRP composites: Why current research won't get us there. *Procedia Structural Integrity*, 2021, vol. 28, pp. 726–733.
- [2] Kassapoglou C. *Modeling the Effect of Damage in Composite Structures: Simplified Approaches*. John Wiley & Sons, 2015, 248 p.
- [3] Molent L., Haddad A. A critical review of available composite damage growth test data under fatigue loading and implications for aircraft sustainment. *Composite Structures*, 2020, vol. 232, p. 111568.
- [4] Bull D.J., Spearing S.M., Sinclair I. Image-enhanced modelling of residual compressive after impact strength in laminated composites. *Composite Structures*, 2018, vol. 192, pp. 20–27.
- [5] Nettles A.T., Scharber L. The Influence of G_I and G_{II} on the compression after impact strength of carbon fiber/epoxy laminates. *Journal Composite Materials*, 2018, vol. 52, pp. 991–1003.
- [6] Sun X.C., Hallett S.R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study. *Composites Part A: Applied Science Manufacturing*, 2018, vol. 104, pp. 41–59.
- [7] Barbero E.J. *Finite element analysis of composite materials using Abaqus®*. CRC press, 2023, 571 p.
- [8] Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов. *Механика композитных материалов*, 1984, № 2, с. 239–255.
- [9] Турбин Н.В., Кононов Н.О. Комплексный анализ роста ударных повреждений в композитном элементе конструкции при циклическом сжатии. *Вестник Московского авиационного института*, 2025, т. 32, № 2, с. 108–117.
- [10] РЦ-АП25.571-1А «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции». Жуковский, ЦАГИ, 2015.
- [11] *ASTM standard D7136-15. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*. American Society for Testing and Materials Annual Book of standards, 2020, p. 16.
- [12] *ASTM standard D7137-17. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite laminates*. American Society for Testing and Materials Annual Book of standards, 2023, p. 16.

- [13] Strizhius V.E., Turbin N.V. Fatigue strength estimates for composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft. *Aerospace Systems*, 2024, vol. 7, pp. 75–81.
- [14] Стрижиус В.Е. Расчет эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний элементов композитных авиаконструкций. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2020, т. 23, № 2, с. 87–100.
- [15] Strizhius V. Predicting the Degradation of the Residual Strength in Cyclic Loading of Layered Composites. *Mechanics of Composite Materials*, 2022, vol. 58, pp. 527–536.

Статья поступила в редакцию 24.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Турбин Н.В. Численное моделирование роста ударного повреждения в слоистом углекомпози́те под действием циклического сжатия. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 12. EDN HQFGTK

Турбин Николай Васильевич — ведущий инженер, руководитель лаборатории № 3 «Моделирование композиционных конструкций» института № 14 МАИ «Передовая инженерная школа», старший преподаватель кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» МАИ. Область деятельности и научные интересы: проектирование конструкций из композиционных материалов, долговечность и живучесть элементов конструкций из композиционных материалов, микромеханика композиционных материалов, неразрушающий контроль конструкций из композиционных материалов, испытания композиционных материалов и конструкций. e-mail: turbinnv@mai.ru

ORCID: 0000-0001-8887-4586, Scopus ID: 57314201500, SPIN: 7826-7739

Numerical modelling of the impact damage growth in the laminated carbon-fiber reinforced plastic under cyclic compression

© N.V. Turbin

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

The paper presents a computational evaluation methodology for the post-impact damage growth under cyclic compressive loading in a flat CFRP panel using numerical simulation. Based on the hypotheses introduced, a solution for the duration of damage growth is obtained. The critical damage size to produce damage growth was determined based on the calculation of the crack driving force versus damage size relationship using the finite element method (FEM). An example of using the technique for the case of cyclic compression of a structural element containing impact damage is presented. The results of using the presented approach to calculate the duration of damage growth show the possibility of using the slow growth approach in composite structures. For further development of the proposed methodology it is necessary to solve the problem of obtaining the exact parameters of the damage growth rate equation taking into account the selected measure of the crack driving force.

Keywords: carbon-fibre composites, delamination, fatigue after impact, low velocity impact damage, crack growth period, crack growth rate, damage tolerance

REFERENCES

- [1] Pascoe J.A. Slow-growth damage tolerance for fatigue after impact in FRP composites: Why current research won't get us there. *Procedia Struct. Integr.*, 2021, vol. 28, pp. 726–733.
- [2] Kassapoglou C. *Modeling the Effect of Damage in Composite Structures: Simplified Approaches*. John Wiley & Sons, 2015, 248 p.
- [3] Molent L., Haddad A. A critical review of available composite damage growth test data under fatigue loading and implications for aircraft sustainment. *Compos. Struct.*, 2020, vol. 232, p. 111568.
- [4] Bull D.J., Spearing S.M., Sinclair I. Image-enhanced modelling of residual compressive after impact strength in laminated composites. *Compos. Struct.*, 2018, vol. 192, pp. 20–27.
- [5] Nettles A.T., Scharber L. The Influence of G_I and G_{II} on the compression after impact strength of carbon fiber/epoxy laminates. *J. Compos. Mater.*, 2018, vol. 52, pp. 991–1003.
- [6] Sun X.C.; Hallett S.R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study. *Compos. Part A: Appl. Sci. Manuf.*, 2018, vol. 104, pp. 41–59.
- [7] Barbero E. J. *Finite element analysis of composite materials using Abaqus®*. CRC Press, 2023, 571 p.
- [8] Bolotin V.B. Defekty tipa rassloeniy v konstruktsiyakh iz kompozitnykh materialov [Delamination-type defects in composite structures]. *Mekhanika kompozitnykh materialov — Mechanics of Composite Materials*, 1984, vol. 2, pp. 239–255 (in Russ.)
- [9] Turbin N.V., Kononov N.O. Complex analysis of the impact damage growth in the composite element under cyclic compression. *Aerospace MAI Journal*, 2025, vol. 32, no. 2, pp. 108–117.

- [10] *RTS-AP25.571-1A «Otsenka dopustimosti povrezhdeniy i ustalostnoy prochnosti konstruksii»* [RC-AP25.571-1A “Assessment of the admissibility of damage and fatigue strength of a structure”]. Zhukovskiy town, TSAGI, 2015 (in Russ.)
- [11] *ASTM Standard D7136-15. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event*. American Society for Testing and Materials Annual Book of standards, 2020, p. 16.
- [12] *ASTM Standard D7137-17. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite laminates*. American Society for Testing and Materials Annual Book of standards, 2023, p. 16.
- [13] Strizhius V.E., Turbin N.V. Fatigue strength estimates for composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft. *Aerospace Systems*, 2024, vol. 7, pp. 75–81.
- [14] Strizhius V.E. Estimation of equivalent stresses and equivalents of the fatigue test programs of airframe composite elements. *Civil Aviation High Technologies*, 2020, vol. 23, no. 2, pp. 87–100. (in Russ.)
- [15] Strizhius V. Predicting the Degradation of the Residual Strength in Cyclic Loading of Layered Composites. *Mech Compos Mater*, 2022, vol. 58, pp. 527–536.

Turbin N.V., Leading Engineer, Head of laboratory No. 3 “Modeling of composite structures” of Institute No. 14 MAI “Advanced Engineering School”, Senior Lecturer of Department 101 MAI “Designing and certification of aviation equipment”. Area of activity and scientific interests: design of structures from composite materials, durability and damage tolerance of structural elements from composite materials, micromechanics of composite materials, nondestructive evaluation of structures from composite materials, testing of composite materials and structures. e-mail: turbinnv@mai.ru
ORCID: 0000-0001-8887-4586, Scopus ID: 57314201500, SPIN: 7826-7739