

УДК 539.422.5

ЭВОЛЮЦИЯ ИНДИКАТОРОВ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ КОМПОЗИЦИОННОЙ ПЛАСТИНЫ С ОТВЕРСТИЕМ

© 2024 г. А. С. Дзюба^{а, *}, С. И. Елеонский^{а, **},

М. Д. Зайцев^{а, ***}, В. С. Писарев^{а, ****}

^аЦентральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
Жуковский, Московская обл., Россия

*e-mail: dzuba@tsagi.ru,

**e-mail: juzzepka@mail.ru,

***e-mail: zaytcev@list.ru,

****e-mail: VSP5335@mail.ru

Поступила в редакцию 13.07.2024 г.

После доработки 07.09.2024 г.

Принята к публикации 21.09.2024 г.

Разработан новый экспериментальный метод, который обеспечивает количественное описание эволюции индикаторов повреждаемости при циклическом нагружении композиционных образцов с концентраторами напряжений. Параметры повреждаемости определяются как деформационный отклик на нанесение искусственного надреза заданной длины, который распространяется от контура центрального сквозного отверстия в плоском прямоугольном образце при постоянной внешней нагрузке. По результатам испытаний восьми образцов получены текущие величины индикаторов повреждаемости на различных этапах усталостного нагружения. Эти данные выявляют зависимости искомых параметров от количества циклов нагружения. На этой основе для рассмотренного диапазона циклов построена функция накопления повреждений. Установлено, что эта функция относится к первой стадии исследуемого процесса. Полученные результаты являются необходимой основой планирования дальнейших экспериментов.

Ключевые слова: композиционные материалы, циклическое нагружение, накопление повреждений, искусственный надрез, спекл-интерферометрия

DOI: 10.31857/S1026351924020128, EDN: uvthua

1. Введение. Слоистые композиционные материалы, преимущественно армированные углеродными волокнами, широко применяются в различных отраслях техники, например в авиастроении [1, 2]. Одной из трудностей, которые возникают при проектировании композиционных конструкций, является то, что в ходе циклического нагружения композиционные материалы

постепенно теряют свои прочностные и/или жесткостные характеристики вследствие прогрессирующего процесса накопления повреждений. Во многих случаях этот факт требует значительного количества испытаний образцов и структурных элементов, необходимого для сертификации композиционных конструкций [2]. Поэтому создание и верификация моделей, которые обладают способностью количественного описания момента возникновения и дальнейшей эволюции повреждений, а также их влияния на поля деформаций и напряжений при циклическом нагружении слоистых композиционных материалов, представляет значительный научный и практический интерес [3–6].

В настоящее время в научной литературе рассматриваются несколько методологий моделирования возникновения и развития повреждений в композиционных материалах. Исторически первыми из них являются использование критериев разрушения (*failure criteria*), основанных на анализе напряженного состояния, а также модели, построенные в рамках непрерывной механики повреждений (*continuum damage mechanics* – CDM). Эти два метода часто используются совместно, а именно критерии разрушения служат для предсказания возникновения повреждения, а CDM-модели используются для описания их эволюции [6–8]. В процессе применения стало очевидно, что подобные подходы имеют ряд серьезных ограничений [9–12].

Альтернативой упомянутым выше методологиям может служить дискретная механика повреждений (*discrete damage mechanics* – DDM) [5, 13, 14]. Утверждается, что модели, построенные на основе DDM, обладают, во-первых, способностью надежно предсказывать величину деформации, которая соответствует появлению первой микротрещины. Во-вторых, данная информация позволяет описать эволюцию микротрещин как функцию действующих деформаций и, в-третьих, получить перераспределение напряжений в отдельном слое материала вследствие деградации механических свойств поврежденного слоя.

Главный недостаток всех упомянутых выше подходов состоит в том, что построение любой аналитической, численно-аналитической или численной модели накопления повреждений требует привлечения различных параметров, которые не могут быть получены путем прямых физических измерений. В качестве примера можно, например, упомянуть DDM-модель, которая построена на основе метода конечных элементов [5]. Первым необходимым параметром является растрескивание матрицы, которое количественно характеризуется плотностью микротрещин. Вторым параметром служит момент разрушения отдельного волокна, который определяется на основе критерия максимального напряжения. Совершенно ясно, что корректность задания обоих параметров, которая решающим образом влияет на результаты применения модели, может быть обоснована с непонятной степенью точности и только на основе косвенных данных. Таким образом, количественные оценки накопления повреждений в композиционных материалах, полученные на основе различных моделей, необходимым образом нуждаются в экспериментальном подтверждении. Существующие экспериментальные методы, основанные на анализе макро- и микроизображений не дают исковых количественных характеристик [15, 16].

Для получения необходимых количественных параметров был разработан и верифицирован новый разрушающий метод количественного описания процесса

накопления повреждений в нерегулярных зонах металлических образцов при малоциклового усталости [17, 18]. Данный подход включает предварительное нагружение образцов до заданного количества циклов и последующее определение параметров механики разрушения, относящихся к искусственному надрезу, который наносится при постоянной внешней нагрузке. Измерение деформационного отклика на локальное удаление материала проводится методом электронной спекл-интерферометрии. Эффективность предложенной методологии иллюстрируется при исследовании малоциклового усталости в окрестности свободного и упрочненного отверстий в плоских образцах. Ключевым моментом разработанного подхода является тот факт, что исходные экспериментальные данные, представляющие собой тангенциальные компоненты перемещений в окрестности вершины надреза, и полученные на этой основе величины коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) и Т-напряжений используются в качестве текущих индикаторов повреждаемости. В предыдущей работе показано, что подобный подход можно эффективно использовать, когда искусственный надрез наносится от контура отверстия в плоском образце,

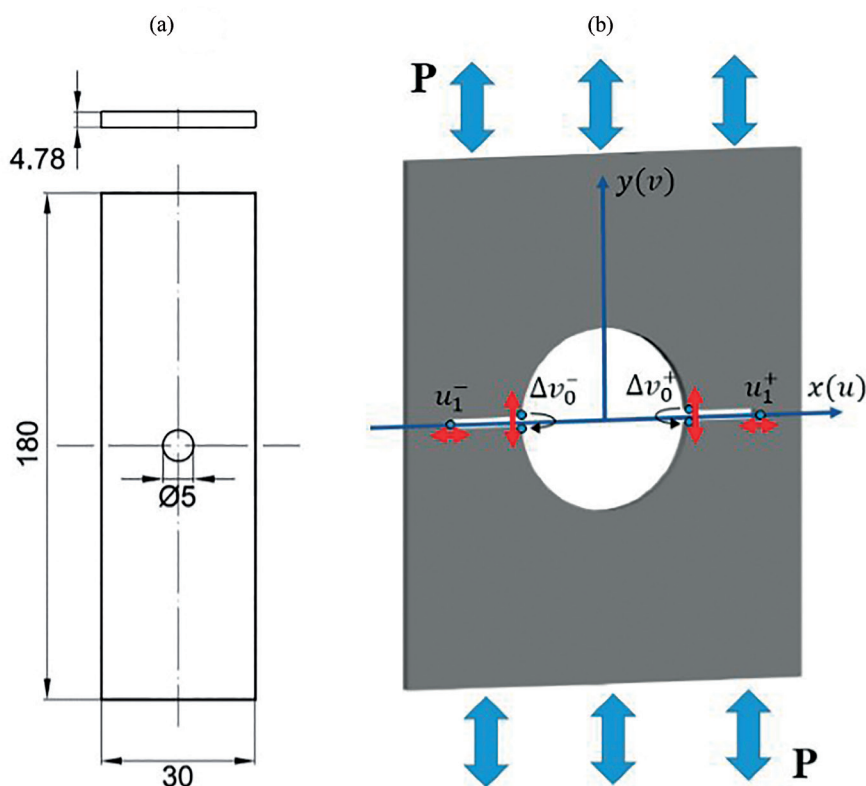


Рис. 1. Схема исследуемых образцов: а) чертёж; б) искусственный надрез, схема нагружения и индикаторы повреждаемости.

изготовленном из композиционного материала [19]. В данной работе разработанная методология применяется для количественного описания процесса накопления повреждений при знакопеременном циклическом нагружении прямоугольной пластины с центральным сквозным отверстием, которая изготовлена из композиционного материала.

2. Объекты исследования и методика эксперимента. В качестве объектов исследования используется набор плоских прямоугольных образцов с размерами $180 \times 30 \times 4.78$ мм, изготовленных из композиционного материала с продольно-поперечной укладкой $[0/90]_{6S}$. Общее количество испытанных образцов составляет 8 штук. Купоны вырезаны из одной заготовки размерами $320 \times 320 \times 4.78$ мм по одинаковой технологии. Все образцы имеют центральное сквозное отверстие диаметром $2r_0 = 5.0$ мм, как это показано на рис. 1. Первоначальные отверстия выполнены твердосплавным сверлом диаметром 4.80 мм и затем развернуты до диаметра $2r_0 = 5.0$ мм.

Упругие постоянные ортотропного материала равны: продольный модуль упругости $E_1 = 73\,100$ МПа; поперечный модуль упругости $E_2 = 73\,100$ МПа; модуль сдвига $G_{12} = 5300$ МПа; коэффициенты Пуассона $\nu_{12} = \nu_{21} = 0.25$. Обобщенные механические свойства композиционного материала определялись на основе итерационного численного анализа форм колебаний прямоугольных пластин, вызванных точечным импульсным ударом. Краткое описание используемой методологии приведено в работе [19].

Обозначения исследуемых образцов и количество циклов нагружения приведены в табл. 1. Данные для одного из образцов (CDC_2) получены в исходном состоянии без приложения циклической нагрузки. Соответствующая информация приведена ранее в работе [19] для Образца S_22. Остальные купоны подвергаются одноосному периодическому растяжению-сжатию при помощи электрогидравлической испытательной машины INSTRON-10 с диапазоном нагружения 0–100 кН. Параметры цикла нагружения составляют: размах напряжений $\Delta\sigma = 600$ МПа; коэффициент асимметрии $R = -0.5$; максимальное напряжение $\sigma_{\text{MAX}} = 400$ МПа; $\sigma_{\text{MIN}} = -200$ МПа; $\Delta\sigma = \sigma_{\text{MAX}} - \sigma_{\text{MIN}}$; $R = \sigma_{\text{MIN}} / \sigma_{\text{MAX}}$. Направление внешней нагрузки совпадает с направлением оси y , как это показано на рис. 1. Количество циклов нагружения указано в табл. 1. Таким образом обеспечивается набор объектов исследования с различным уровнем накопленных повреждений в окрестности отверстия.

Таблица 1. Номенклатура образцов и количество циклов нагружения

Номер образца	CDC_2	CDC_3	CDC_4	CDC_5	CDC_6	CDC_7	CDC_8	CDC_1
Количество циклов нагружения, $N \times 10^{-4}$	0	40	80	120	160	200	240	315

Последовательность проведения экспериментов, учитывая особенности деформирования композиционного материала, выглядит следующим образом. Первым нагружался Образец CDC_1 с постоянным контролем состояния поверхности, включая ее температуру. Начальные признаки изменения исходного состояния поверхности и заметное повышение тепловыделения наблюдались при достижении 310 000 циклов. Поэтому нагружение Образца CDC_1 было прекращено после достижения 315 000 циклов. Затем было проведено последовательное нагружение Образцов CDC_3–CDC_8, согласно данным табл. 1. После этого для этих купонов были проведены оптические интерференционные измерения локального деформационного отклика на малое приращение длины надреза при постоянной внешней нагрузке. Образцы с различной степенью поврежденности последовательно устанавливаются в захватах испытательной машины walter+bai ag, Type LFM-L 25, с диапазоном нагружения 0–25 кН. Это нагружающее устройство включено в оптическую схему интерферометра, как это показано в работах [19, 20]. Ключевой особенностью, обеспечивающей получение картин интерференционных полос высокого качества, является наличие мобильного модуля, который удаляется из оптической схемы интерферометра для нанесения надреза и затем с интерференционной точностью возвращается на исходную позицию. Подробное описание данного устройства приведено в работе [20].

Перед нанесением надреза каждый образец нагружается растягивающим усилием. Величина этого усилия должна быть выбрана так, чтобы обеспечить

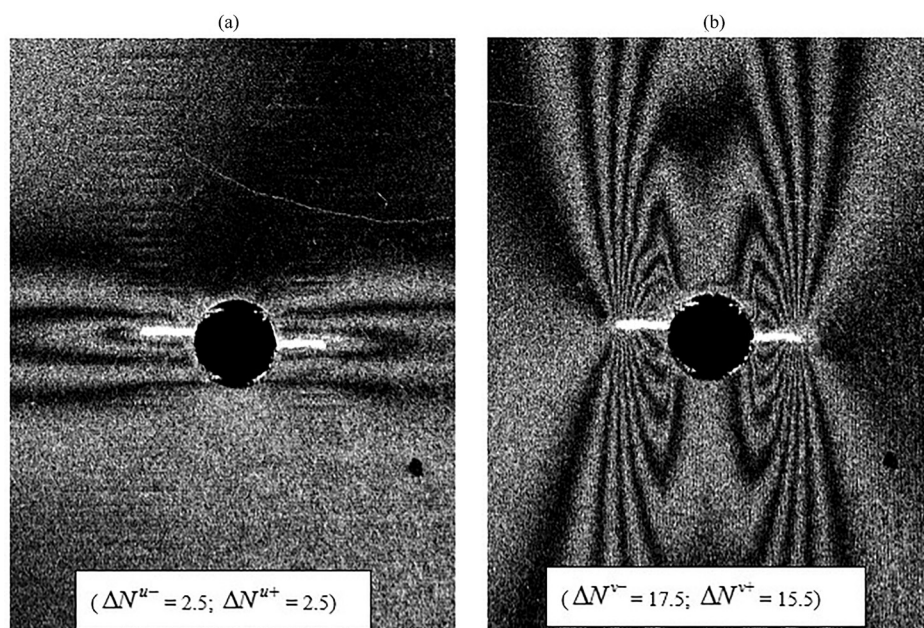


Рис. 2. Образец CDC_4. Картинки интерференционных полос, полученные в терминах плоской компоненты перемещений u (a) и v (b). Исходная длина надреза $a_0 = 0$ с приращениями $\Delta a_1^- = 3.01$ мм (левый надрез) и $\Delta a_1^+ = 2.52$ мм (правый надрез). Средняя длина надреза $\bar{a}_1 = 2.76$ мм.

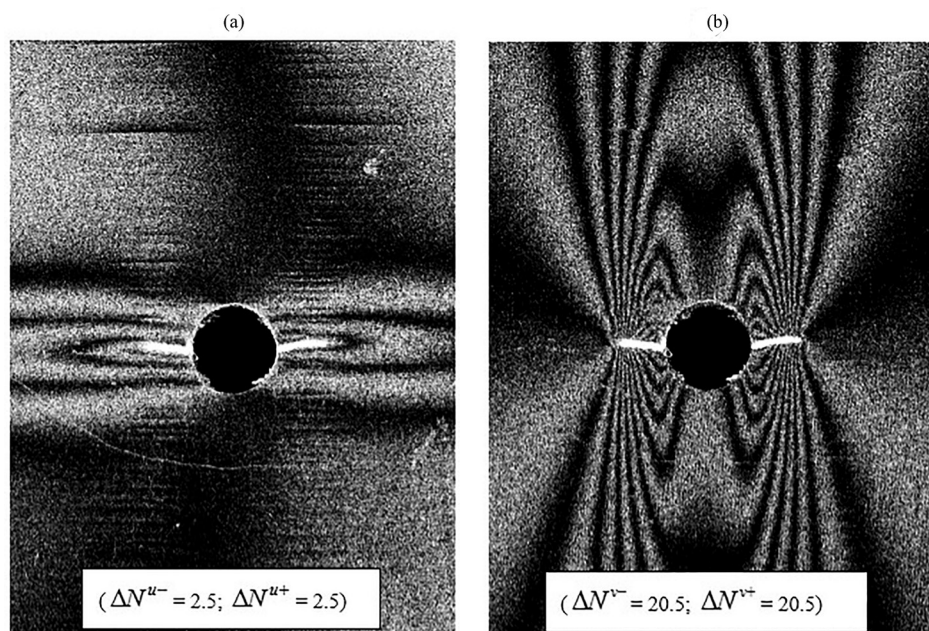


Рис. 3. Образец CDC_1. Картины интерференционных полос, полученные в терминах плоской компоненты перемещений u (а) и v (б). Исходная длина надреза $a_0 = 0$ с приращениями $\Delta a_1^- = 2.52$ мм (левый надрез) и $\Delta a_1^+ = 2.94$ мм (правый надрез). Средняя длина надреза $\tilde{a}_1 = 2.74$ мм.

оптимальную плотность картин интерференционных полос. Процедура, обеспечивающая корректность такого выбора, а также способ обработки картин интерференционных полос для количественного определения параметров повреждаемости подробно изложены в работах [19, 20]. В результате проведенных исследований установлено, что оптимальная величина внешней нагрузки для надреза длиной $\tilde{a}_1 = 2.70$ мм соответствует номинальному напряжению $\sigma = 21.7$ МПа. Именно эти значения использовались при нанесении надреза шириной $\Delta b = 0.2$ мм во всех образцах.

3. Результаты определения параметров повреждаемости. Картины интерференционных полос, полученные для Образца CDC_2 в результате нанесения первого надреза для величины номинальных напряжений $\sigma = 21.7$ МПа, приведены в статье [19]. Аналогичные интерферограммы, которые визуализированы для Образца CDC_4 и Образца CDC_1, показаны на рис. 2 и 3 соответственно. Начало симметричного надреза расположено в двух точках пересечения оси симметрии образца (оси x) с контуром отверстия. Картины интерференционных полос, которые получены для всех образцов, характеризуются практически идеальным качеством и структурой.

Необходимым условием достижения основной цели исследования является получение картин интерференционных полос, которые соответствуют средней длине надреза $\tilde{a}_1 \approx 2.70$ мм. Поэтому для одного образца регистрируются четыре набора картин интерференционных полос. Первый из них соответствует

специально заниженной величине $\tilde{a}_{1-1} \approx 2.31$ мм. Затем длина надреза последовательно увеличивается только для одной из ветвей двустороннего надреза, достигая суммарной длины $\tilde{a}_{1-2}$, $\tilde{a}_{1-3}$ и $\tilde{a}_{1-4}$. Исходное состояние поверхности, естественно, регистрируется только один раз и используется при визуализации всех четырех наборов интерферограмм. Получение картин полос высокого качества на всех четырех этапах для каждого образца свидетельствует о практически идеальных характеристиках экспериментальной техники. Полная последовательность процедуры, реализованной для Образца CDC_4 и Образца CDC_1, представлена в табл. 2 и 3 соответственно.

Таблица 2. Последовательность экспериментальной процедуры для Образца CDC_4

Нумерация надрезов	a_{1-1}^-	a_{1-1}^+						
a_{1-1} , мм	3.01	2.52	a_{1-2}^-	a_{1-2}^+				
a_{1-2} , мм			3.01	2.66	a_{1-3}^-	a_{1-3}^+		
a_{1-3} , мм					3.01	2.83	a_{1-4}^-	a_{1-4}^+
a_{1-4} , мм							2.91	3.15
$\tilde{a}_1$, мм	2.76		2.84		2.92		3.03	
ΔN_0^v , полос	17.5	17.5	18.0	17.0	18.0	17.0	18.0	18.0
Δv_0 , мкм	6.65	6.65	6.84	6.46	6.84	6.46	6.84	6.84
$\Delta \tilde{v}_0$, мкм	6.65		6.65		6.65		6.84	
ΔN_0^u , полос	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	3.0	2.5
u_1 , мкм	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	1.14	0.95
$\tilde{u}_1$, мкм	0.95		0.95		0.95		1.04	

Результаты обработки картин интерференционных полос в терминах индикаторов повреждаемости, полученные для восьми образцов, представлены в табл. 4. Зависимости индикаторов повреждаемости от количества циклов нагружения, построенные по данным табл. 4, показаны на рис. 4. Экспериментальные распределения, приведенные на рис. 4, являются необходимым звеном для построения функции накопления повреждений.

Таблица 3. Последовательность экспериментальной процедуры для Образца CDC_1

Нумерация надрезов	a_{1-1}^-	a_{1-1}^+						
a_{1-1} , мм	2.38	2.91	a_{1-2}^-	a_{1-2}^+				
a_{1-2} , мм			2.38	2.94	a_{1-3}^-	a_{1-3}^+		
a_{1-3} , мм					2.52	2.94	a_{1-4}^-	a_{1-4}^+
a_{1-4} , мм							2.59	2.97
$\tilde{a}_1$, мм	2.64		2.66		2.73		2.78	
ΔN_0^v , полос	19.0	19.5	20.5	20.0	20.5	20.5	21.0	21.5
Δv_0 , мкм	7.22	7.41	7.79	7.6	7.79	7.79	7.98	8.17
$\Delta \tilde{v}_0$, мкм	7.32		7.69		7.79		8.08	
ΔN_0^u , полос	2.0	2.0	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5
u_1 , мкм	0.76	0.76	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95
$\tilde{u}_1$, мкм	0.76		0.95		0.95		0.95	

Таблица 4. Эволюция индикаторов повреждаемости

Номер образца	CDC_2	CDC_3	CDC_4	CDC_5	CDC_6	CDC_7	CDC_8	CDC_1
Количество циклов нагружения $N \times 10^{-4}$	0	40	80	120	160	200	240	315
$\Delta \tilde{v}_0$, мкм	14.44	6.98	7.08	5.00	6.06	7.49	7.74	8.02
$\tilde{u}_1$, мкм	1.8	1.09	1.01	0.9	1.05	1.21	1.09	0.98

4. Функция накопления повреждений. Предлагаемый подход дает возможность получения функции накопления повреждений в явном виде на основе анализа эволюционных зависимостей нормированных значений индикаторов повреждаемости. Для описания накопления повреждений необходимо выбрать

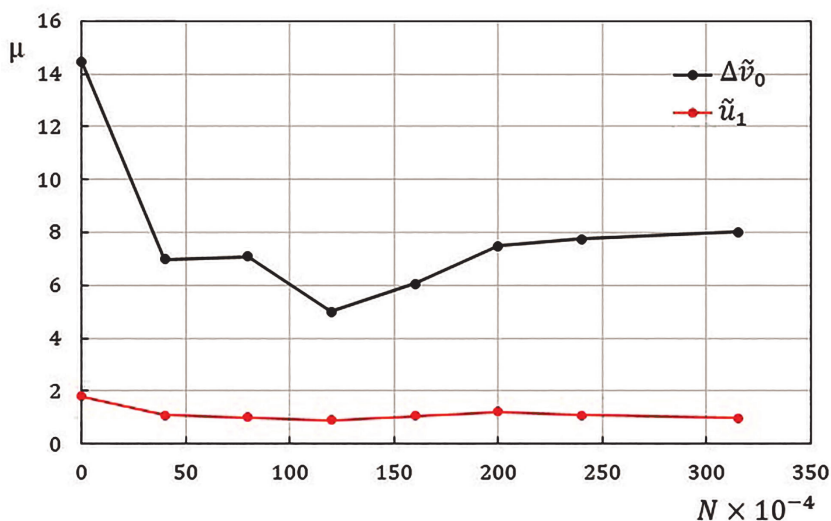


Рис. 4. Зависимости индикаторов повреждаемости μ [мкм] от количества циклов нагружения $N \times 10^{-4}$.

монотонно меняющийся параметр исследуемого процесса [21–25]. В нашем случае таким параметром является номер цикла нагружения N_m . В рассмотрение также вводится функция накопления повреждений $D_m(N_m, Z(N_m))$, которая характеризует степень поврежденности материала на основе анализа эволюции индикатора повреждаемости $Z(N_m)$.

Изменение этой функции при возрастании количества циклов нагружения, которое характеризует скорость накопления повреждений, подчиняется кинетическому уравнению [21–25]:

$$\frac{dD_m(N_m, Z(N_m))}{dN_m} = \Psi(N_m, Z(N_m)). \quad (4.1)$$

Функция накопления повреждений может быть получена путем интегрирования уравнения (4.1):

$$D_m(N_m, Z(N_m)) = \int_0^{N_m} \Psi(N_m, Z(N_m)) dN_m. \quad (4.2)$$

Граничные значения функции накопления повреждений $D_m(N_m, Z(N_m))$ (4.2) обычно удовлетворяют условиям:

$$D_m(N_m = 0, Z(N_m)) = 0, \quad D_m(N_m = N_L, Z(N_m)) = 1. \quad (4.3)$$

Для металлических материалов предельное состояние $D_m = 1$ в соотношениях (4.3) при малоцикловой усталости относится к количеству циклов, соответствующих полному разделению образца на две части [17–18]. Также в качестве

предельного состояния можно принять количество циклов, соответствующее моменту зарождения макротрещины, если используемый метод измерения обеспечивает надежную идентификацию такого момента [26,27].

Явный вид функции $\Psi(N_m, Z(N_m))$ из уравнений (4.1) и (4.2) можно представить в следующем виде [17, 18]:

$$\Psi(N_m, Z(N_m)) = \frac{S_D \times Z(N_m)}{Z(N_m = 0) \times N_L}, \quad (4.4)$$

где S_D – постоянная величина, определяемая на основе экспериментальных данных; $Z(N_m)$ – экспериментальные величины индикатора повреждаемости, определенные по достижении N_m ; $Z(N_m = 0)$ – экспериментальная величина индикатора повреждаемости для исходного состояния исследуемого объекта; N_L – количество циклов, соответствующее достижению второго предельного состояния из соотношений (4.3).

Подстановка функции Ψ (4.4) в соотношение (4.2) дает следующий вид функции накопления повреждений:

$$D_m(N_m, Z(N_m)) = \int_{N_m=0}^{N_m=N_L} \frac{S_D \times Z(N_m)}{Z(N_m = 0) \times N_L} dN_m. \quad (4.5)$$

Замена интегрирования в формуле (4.5) на суммирование по отрезкам $\Delta N_m = N_{m+1} - N_m$, в граничных точках которых проводятся измерения индикатора повреждаемости $Z(N_m)$, проводится на основе кусочно-линейной аппроксимации экспериментальной зависимости индикатора повреждаемости

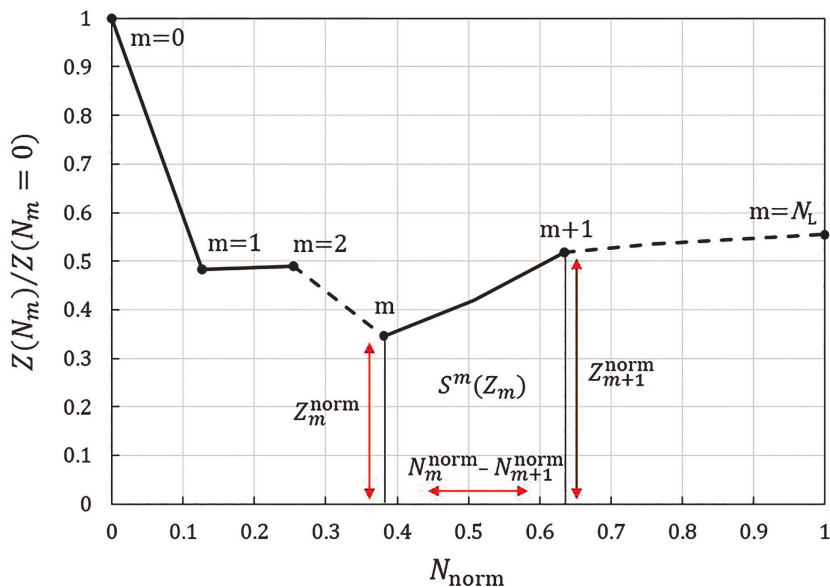


Рис. 5. Численное интегрирование нормированной эволюции параметра повреждаемости.

$Z(N_m)$ от количества циклов нагружения N_m . В данном случае формулу (4.5) можно представить в следующем виде:

$$D_m(N_m, Z(N_m)) = \sum_{N_m=0}^{N_m=N_L} \frac{S_D \times (Z(N_{m+1}) - Z(N_m)) \times \Delta N_m}{2Z(N_m = 0) \times N_L}, \quad (4.6)$$

где $\Delta N_m = N_{m+1} - N_m$ – количество циклов нагружения между двумя соседними точками измерения величин параметров повреждаемости $Z(N_{m+1})$ и $Z(N_m)$.

Структура формулы (4.6) показывает, что экспериментальные зависимости параметра повреждаемости от количества циклов нагружения, характерный вид которых приведен на рис. 4, удобнее всего представить в нормированном виде. Иллюстрация применения таких зависимостей для получения функции накопления повреждений (4.6) представлена на рис. 5.

Площадь каждой отдельной трапеции $S^m(Z_m)$ равна:

$$S^m(Z_m) = \frac{(Z_{m+1}^{\text{norm}} - Z_m^{\text{norm}})}{2} (N_{m+1}^{\text{norm}} - N_m^{\text{norm}}), \quad (4.7)$$

где $Z_m^{\text{norm}} = Z(N_m) / Z(N_m = 0)$, $N_m^{\text{norm}} = N_m / (N_L)$.

Таким образом, функцию накопления повреждений (4.6) можно представить в виде:

$$D_m(N_m, Z(N_m)) = \sum_{m=0}^{m=N_L} S_D S^m(Z_m). \quad (4.8)$$

Коэффициент S_D зависит геометрического размера образцов, механических свойств материала и, естественно, от параметров цикла нагружения. В общем случае величина этого коэффициента определяется путем нормализации соотношения (4.6), с учетом того правая часть уравнения должна быть равна единице. Это условие вытекает из определения предельных значений функции накопления повреждений (4.3). Данный факт означает, что величина коэффициента S_D определяется следующим образом:

$$S_D = 1 / \sum(Z_m), \quad (4.9)$$

где $\sum(Z_m) = \sum_{m=0}^{m=N_L} S^m(Z_m)$ обозначает суммарную площадь под нормированной кривой, представленной в виде кусочно-линейной аппроксимации экспериментальных данных. Комбинация соотношений (4.8) и (4.9) дает явный вид функции накопления повреждений, выраженный через величины параметров повреждаемости, которые экспериментально определены на различных уровнях поврежденности образцов:

$$D_m(N_m, Z(N_m)) = \sum_{m=0}^{m=N_L} S^m(Z_m) / \Sigma(Z_m). \quad (4.10)$$

5. Полученные результаты. Важная проблема, которая возникает при экспериментальном исследовании процесса накопления повреждений с помощью соотношения (4.10), заключается в выборе количества циклов нагружения N_L , соответствующем второму предельному состоянию (4.3). Трудности возникают, во-первых, вследствие ограниченного количества образцов, которое равно восьми. Все купоны вырезаны из одной заготовки размерами $320 \times 320 \times 4.78$ мм по одинаковой технологии. Данный факт дает некоторую уверенность в том, что механические характеристики всех образцов совпадают с минимальным допуском. Второй трудностью является то, что представляемые исследования проводились впервые. Данный факт означает отсутствие данных о том, до какой степени деградации внешнего слоя образца возможна регистрация качественных картин интерференционных полос. Первый Образец CDC_1 нагружался с постоянным контролем состояния поверхности, включая ее температуру. Первые признаки изменения исходного состояния поверхности и заметное повышение тепловыделения наблюдались при достижении 310 000 циклов. Поэтому нагружение Образца CDC_1 было прекращено после достижения 315 000 циклов. Процессы циклического нагружения образцов и нанесения искусственного надреза были разнесены по локализации и времени проведения. Поэтому промежуток по количеству циклов между образцами CDC_1 и CDC_2

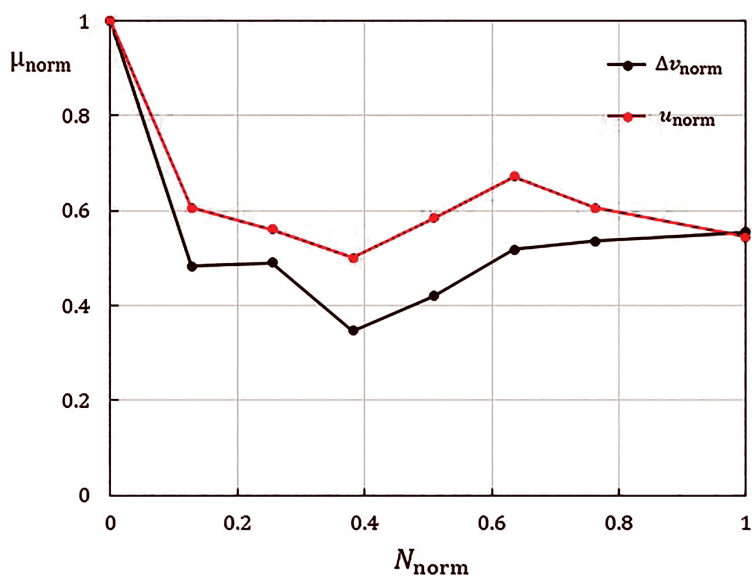


Рис. 6. Нормированные зависимости параметров повреждаемости μ_{norm} от количества циклов нагружения N_{norm} .

был равномерно разделен на семь интервалов. Затем остальные образцы были последовательно циклически нагружены, как это указано в табл. 4.

Высокое качество картин интерференционных полос, полученных при нанесении искусственного надреза в Образце CDC_1 (см. рис. 3), явилось полной неожиданностью. Это свидетельствует, что предельное количество циклов можно было увеличить, но до проведения эксперимента данный факт для конкретного композиционного материала был ранее не известен. Интерферограммы такого же качества были получены для всех остальных образцов. Результаты интерпретации картин интерференционных полос в терминах индикаторов повреждаемости приведены в табл. 4. Нормированные распределения, описывающие эволюцию индикаторов повреждаемости, показаны на рис. 6. В качестве предельного состояния условно принимается значение $N_L = 315\,000$ циклов. Интересно отметить, что эти зависимости, полученные по исходным данным двух типов, хорошо совпадают. Следует, однако, принять во внимание то, что величины $\Delta\tilde{v}_0$ значительно превышают величины $\Delta\tilde{u}_0$. Это означает, что информационная ценность первого индикатора повреждаемости существенно превышает аналогичную характеристику второго индикатора. Поэтому дальнейший анализ основан на использовании распределения значений $\Delta\tilde{v}_0$.

Параметры, необходимые для вычисления функции накопления повреждений на различных уровнях поврежденности, а также результаты этих вычислений представлены в табл. 5. Графическая иллюстрация данных из последней строки табл. 5 приведена на рис. 7.

Таблица 5. Текущие параметры и значения функции накопления повреждений

m	0	1	2	3	4	5	6	7
$N_m^{\text{norm}} \quad (7)$	0	0.127	0.254	0.381	0.508	0.635	0.762	1
$Z_m^{\text{norm}} \equiv \Delta\tilde{v}_0^{\text{norm}} \quad (7)$	1	0.483	0.490	0.346	0.420	0.519	0.536	0.555
$S^m(Z_m) \quad (7)$	0.09	0.06	0.05	0.05	0.06	0.07	0.13	—
$\Sigma(Z_m) \quad (9)$	0.514							
$S_D = 1 / \Sigma(Z_m) \quad (9)$	1.95							
$S^m(Z_m) / \Sigma(Z_m) \quad (9)$	0.184	0.121	0.104	0.095	0.116	0.131	0.253	—
$D_m(N_m, Z(N_m)) \quad (10)$	0.184	0.308	0.412	0.507	0.623	0.754	1	—

6. Краткий анализ и обсуждение результатов. Данные, приведенные на рис. 7, отражают первую попытку количественно описать процесс накопления повреждений с помощью разрушающего метода. Отличительная особенность предлагаемого подхода заключается в использовании индикаторов повреждаемости, которые могут быть получены на основе прямых физических измерений. Главным условием успешного применения используемого метода является

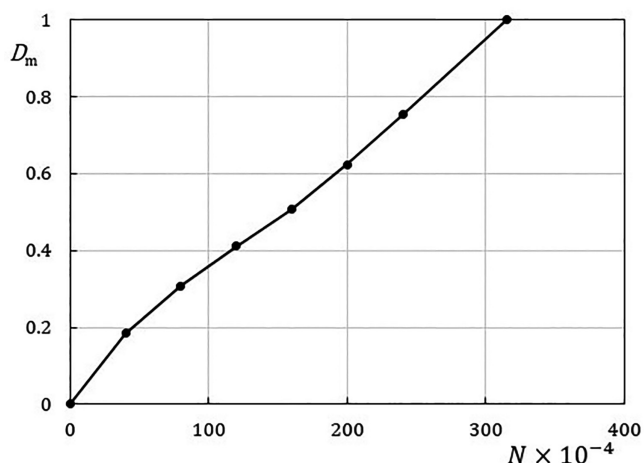


Рис. 7. Зависимость функции накопления повреждений D_m от количества циклов нагружения $N \times 10^{-4}$.

возможность регистрации высококачественных картин интерференционных полос, обусловленных нанесением искусственного надреза при постоянной внешней нагрузке. В данной работе надежно установлено количество циклов нагружения, для которого это условие выполняется. Расширение этого диапазона является задачей последующих исследований. Делать это можно только последовательным увеличением количества циклов нагружения. При этом оптико-интерференционные измерения деформационного отклика необходимо производить для первого “прокаченного” образца до циклического нагружения следующего купона.

Данный процесс можно проиллюстрировать, рассмотрев общепринятый в настоящее время график накопления повреждений в композиционном материале, представленный, например, в работе [28]. Эта зависимость показана на рис. 8. Достаточно очевидно, что Стадия II должна быть исследована достаточно подробно, так как предсказать заранее локализацию на кривой точки **PD**, при достижении которой получение интерферограмм высокого качества станет невозможным, заранее нельзя. Идеальным вариантом с точки зрения применения оптико-интерференционных измерений для установления величин индикаторов повреждаемости было бы расположение точки **PD** как можно ближе к границе между Стадиями II и III. Все вышесказанное справедливо, если кривая на рис. 8 соответствует действительности.

Сравнение зависимостей на рис. 7 и 8 свидетельствует, что полученные в нашей работе данные относятся к Стадии I, количественно описывая функцию накопления повреждений на начальном этапе этого процесса. Более того, можно утверждать, что граница Стадии I еще не достигнута. Подобная информация получена впервые и имеет решающее значение для полного количественного описания функции накопления повреждений.

Схема накопления повреждений, показанная на рис. 8, построена, скорее всего, по результатам численного моделирования. Следует, однако, отметить,

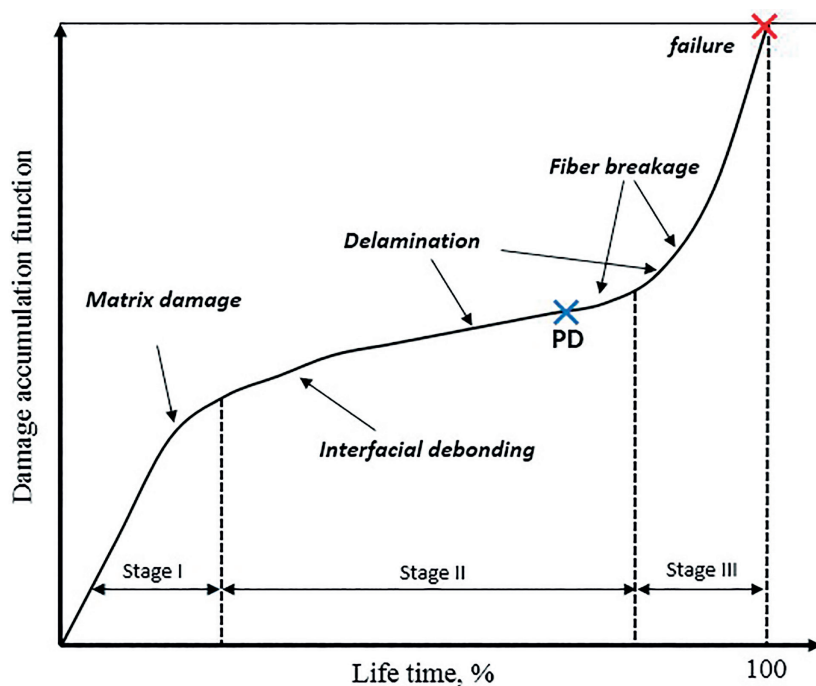


Рис. 8. Традиционная схема, иллюстрирующая накопление повреждений в слоистых композиционных материалах.

что возникают вполне обоснованные сомнения в соответствии приведенной кривой реальной ситуации. В частности, совершенно неочевидным является снижение скорости накопления повреждений на Стадии II, которая относится к различным формам расслоения композиционного материала. Все это еще раз подчеркивает важность проведения экспериментальных исследований, которые относятся к процессу накопления повреждений в слоистых композиционных материалах.

Успешное определение индикаторов повреждаемости на различных этапах циклического нагружения плоских композиционных образцов с отверстиями требует регистрации полного набора картин интерференционных полос высокого качества для всех восьми исследуемых образцов. Это условие выполнено в ходе проведенного исследования, что позволило впервые получить зависимости индикаторов повреждаемости от количества циклов нагружения. Эволюция этих параметров по рассмотренному периоду циклического нагружения является необходимым звеном для получения явного вида функции накопления повреждений и планирования дальнейших экспериментов.

7. Заключение. Разработан и реализован на практике новый экспериментальный метод, который обеспечивает количественное описание эволюции индикаторов повреждаемости в нерегулярной зоне в ходе знакопеременного циклического нагружения плоских композиционных образцов с отверстиями. Два индикатора повреждаемости определяются как деформационный отклик

на нанесение искусственного надреза заданной длины от контура центрального сквозного отверстия. Важнейшим фактом является то, что оба индикатора повреждаемости определяются путем прямых физических измерений на основе подсчета количества интерференционных полос. Картины интерференционных полос высокого качества зарегистрированы и визуализированы для всех восьми исследуемых образцов, которые отличаются степенью поврежденности. В результате интерпретации набора интерферограмм получены зависимости индикаторов повреждаемости от количества циклов нагружения. Представлены теоретические основы количественного анализа процесса накопления повреждений. На этой основе для исследованного диапазона построена в явном виде функция накопления повреждений. Установлено, что, согласно принятым в настоящее время представлениям, эта функция относится к первой стадии процесса накопления повреждений. Полученные результаты являются основой планирования дальнейших экспериментов, необходимых для построения полной функции накопления повреждений.

Финансирование работы. Исследование выполнено в рамках государственного задания от 28.12.2023 г. № 020-00005-24-00 работа 1. 32 «Формирование общей концепции для критериальной оценки статической прочности металло-композитных авиаконструкций и их соединений с учетом циклического нагружения».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. М.: Изд-во Физматлит, 2013. 272 с.
2. Голован В.И., Гришин В.И., Дзюба А.С., Замула Г.Н., Лимонин М.В., Дударьков Ю.И., Писарев В.С., Балунов К.А. Проектирование, расчеты и статические испытания металло-композитных конструкций. М.: Техносфера, 2022. 408 с.
3. Talreja R., Singh C.V. Damage and failure of composite materials. Cambridge University Press, 2012.
4. Димитриенко Ю.И., Соколов А.П. Многомасштабное моделирование упругих композиционных материалов // Математическое моделирование. 2012. Т. 24. № 5. С. 3–20.
5. Moure M.M., Sanchez-Saez S., Barbero E., Barbero E.J. Analysis of damage localization in composite laminates using a discrete damage model // Composites Part B. 2014. V. 66. P. 224–232.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2014.05.015>
6. Долгих Д.А., Ташкинов М.А. Исследование закономерностей накопления повреждений и развития расслоения в полимерных композиционных материалах на основе двухуровневых моделей разрушения // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. № 4. С. 74–85.
<https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.07>
7. Orifici A.C., Herszberg I., Thomson R.S. Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure // Composite Structures. 2008. V. 86. № 1–3. P. 194–210.
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.03.007>
8. Liu P., Xing L., Zheng J. Failure analysis of carbon fiber/epoxy composite cylindrical laminates using explicit finite element method // Composites Part B. 2014. V. 56. P. 54–61.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.08.017>

9. Zou Z., Reid S.R., Li S. A continuum damage model for delaminations in laminated composites // *J. Mech. Phys. Solids*. 2003. V. 51. № 2. P. 336–351.
[http://doi.org/10.1016/S0022-5096\(02\)00075-3](http://doi.org/10.1016/S0022-5096(02)00075-3)
10. Maimi P., Camanho P.P., Mayugo J.A., Davila C.G. A continuum damage model for composite laminates: Part I – Constitutive model // *Mechanics of Materials*. 2007. V. 39. № 10. P. 897–908.
<http://doi.org/10.1016/j.mechmat.2007.03.005>
11. Maimi P., Camanho P.P., Mayugo J.A., Davila C.G. A continuum damage model for composite laminates: Part II – Computational implementation and validation // *Mechanics of Materials*. 2007. V. 39. № 10. P. 909–919.
<http://doi.org/10.1016/j.mechmat.2007.03.006>
12. Liu P.F., Zheng J.Y. Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics // *Materials Science and Engineering: A*. 2008. V. 485. № 1–2. P. 711–717.
<https://doi.org/10.1016/j.msea.2008.02.023>
13. Barbero E.J., Cortes D.H. A mechanistic model for transverse damage initiation, evolution, and stiffness reduction in laminated composites // *Composites Part B*. 2010. V. 41. № 2. P. 124–132.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2009.10.001>
14. Swindeman M.J., Iarve E.V., Brockman R.A., Mollenhauer D.H., Hallett S.R. Strength prediction in open hole composite laminates by using discrete damage modeling // *AIAA Journal*. 2013. V. 51. № 4. P. 936–945.
<https://doi.org/10.2514/1.j051773>
15. Sun J., Huang L., Dai Y. Dynamic Response and Damage Accumulation of laminated composites under repeated low-velocity impacts // *Materials*. 2023. V. 16 (2). P. 778–789.
<https://doi.org/10.3390/ma16020778>
16. Ajaja J., Barthelat F. Damage accumulation in a carbon fiber fabric reinforced cyanate ester composite subjected to mechanical loading and thermal cycling // *Composites Part B*. 2016. V. 90. P. 523–529.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2015.09.054>
17. Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I. Evolution of fracture mechanics parameters relevant to narrow notch increment as a measure of fatigue damage accumulation // *Int. J. Fatigue*. 2021. V. 149. P. 106310.
<https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106310>
18. Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I. Low-cycle fatigue damage accumulation near the cold-expanded hole by crack compliance data // *Int. J. Fatigue*. 2022. V. 155. P. 106590.
<https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106590>
19. Дзюба А.С., Елеонский С.И., Писарев В.С., Яшутин А.Г. Влияние длины искусственного надреза в композиционном материале на величины индикаторов повреждаемости // *Журнал Технической Физики*. 2023. Т. 93. № 3. С. 371–379.
<https://doi.org/10.21883/JTF.2023.03.54848.272-22>
20. Pisarev V.S., Matvienko Yu.G., Eleonsky S.I., Odintsev I.N. Combining the crack compliance method and speckle interferometry data for determination of stress intensity factors and T-stresses // *Eng. Fract. Mech.* 2017. V. 179. P. 348–374.
<https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.04.029>
21. Работнов Ю.Н. Механика деформируемого твердого тела. М.: Наука, 1979. 744 С.
22. Москвитин В.В. Циклическое нагружение элементов конструкций. М.: Наука, 1981. 344 С.
23. Мовчан А.А. Микромеханический подход к проблеме описания накопления анизотропных рассеянных повреждений // *Изв. АН СССР. МТТ*. 1990. № 3. С. 115–123.

24. Мовчан А.А. Механика накопления рассеянных повреждений в элементах конструкций: Учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 1996. 64 С.
25. Murakami S. Continuum Damage Mechanics. Dordrecht – Heidelberg – London – NY, Springer. 2012. 402 p.
<https://doi.org/10.1007/978-94-007-2666-6>
26. Шанявский А.А. Модели зарождения и развития усталостного разрушения под поверхностью металлов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 179. С. 32–44.
27. Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I. Quantitative description of low-cycle fatigue damage accumulation in contact interaction zone by local strain evolution // Frattura ed Integrità Strutturale. 2022. V. 16. № 62. P. 541–560.
<https://doi.org/10.3221/IGF-ESIS.62.37>
28. D'Amore A., Grassia L., Ceparano A. Correlations between damage accumulation and strength degradation of fiber reinforced composites subjected to cyclic loading // Procedia Eng. 2016. V. 167. P. 97–102.
<https://doi.org/10.1016/j.proeng.2016.11.674>

UDC 539.422.5

DAMAGE INDICATORS EVOLUTION DURING CYCLIC LOADING OF COMPOSITE PLATE WITH HOLE

© 2024 г. A. S. Dzuba^{a, *}, S. I. Eleonsky^{a, **},
M. D. Zajtsev^{a, ***}, V. S. Pisarev^{a, ****}

*^aZhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky,
Moskovskaya obl., Russia*

**e-mail: dzuba@tsagi.ru,*

***e-mail: juzzepka@mail.ru,*

****e-mail: zajtcev@list.ru,*

*****e-mail: VSP5335@mail.ru*

Abstract – Novel experimental method, which provides quantitative description of damage indicators evolution caused by fatigue loading of composite specimens with stress concentrators, was developed. Damage parameters are derived as deformation response to artificial notch inserting. This notch is extended from the edge of central through hole in plane rectangular specimen under constant external load. Current values of damage indicators are obtained at different stages of fatigue loading. These data reveal dependencies of required parameters on loading cycle number. The damage accumulation function for involved cycle range is quantitatively constructed on this base. It is found that this function is related to the first stage of the process investigated. The results obtained represent the essential link in the design of further experiments.

Keywords: composite materials, cyclic loading, damage accumulation, artificial notch, damage indicators, speckle-pattern interferometry

REFERENCES

1. *Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudakov Yu.I.* Strength and stability of elements and joints of aircraft structures made of composites. Moscow: Fizmatlit Publishing House, 2013. 272 p. [in Russian]
2. *Golovan V.I., Grishin V.I., Dzyuba A.S. et al.* Design, numerical analysis and static tests of metallic-composite structures. Moscow: Tekhnosfera, 2022. 408 p. [in Russian]
3. *Talreja R., Singh C.V.* Damage and failure of composite materials. Cambridge University Press, 2012.
4. *Dimitrienko Yu.I., Sokolov A.P.* Multi-scale modeling of elastic composite materials // *Matematicheskoe modelirovanie*. 2003. V. 24. № 5. P. 3–20 [in Russian].
5. *Moure M. M., Sanchez-Saez S., Barbero E., Barbero E.J.* Analysis of damage localization in composite laminates using a discrete damage model // *Composites Part B*. 2014. V. 66. P. 224–232;
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2014.05.015>
6. *Dolgikh D.A., Tashkinov M.A.* Investigation of damage accumulation and delamination propagation in polymer composite materials based on two-level fracture models // *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2020. № 4. P. 74–85;
<https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.07>
7. *Orifici A.C., Herszberg I., Thomson R.S.* Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure // *Composite Structures*. 2008. V. 86. № 1–3. P. 194–210;
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.03.007>
8. *Liu P., Xing L., Zheng J.* Failure analysis of carbon fiber/epoxy composite cylindrical laminates using explicit finite element method // *Composites Part B*. 2014. V. 56. P. 54–61;
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.08.017>
9. *Zou Z., Reid S.R., Li S.* A continuum damage model for delaminations in laminated composites // *J. Mech. Phys. Solids*. 2003. V. 51. P. 336–351.
10. *Maimi P., Camanho P.P., Mayugo J.A., Davila C.G.* A continuum damage model for composite laminates: Part I – Constitutive model // *Mechanics of Materials*. 2007. V. 39. P. 897–908;
<https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2007.03.005>
11. *Maimi P., Camanho P.P., Mayugo J.A., Davila C.G.* A continuum damage model for composite laminates: Part II – Computational implementation and validation // *Mechanics of Materials*. 2007. V. 39. P. 909–919;
<https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2007.03.006>
12. *Liu P.F., Zheng J.Y.* Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics // *Mater. Sci. Eng: A*. 2008. V. 485. P. 711–717.
13. *Barbero E.J., Cortes D.H.* A mechanistic model for transverse damage initiation, evolution, and stiffness reduction in laminated composites // *Composites Part B*. 2010. V. 41. P. 124–132;
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2009.10.001>
14. *Swindeman M.J., Iarve E.V., Brockman R.A., Mollenhauer D.H., Hallett S.R.* Strength Prediction in Open Hole Composite Laminates by Using Discrete Damage Modeling // *AIAA J*. 2013. V. 51. P. 936–945;
<https://doi.org/10.2514/1.j051773>
15. *Sun J., Huang L., Dai Y.* Dynamic Response and Damage Accumulation of Laminated Composites under Repeated Low-Velocity Impacts // *Materials*. 2023. V. 16. P. 778–789;
<https://doi.org/10.3390/ma16020778>
16. *Ajaja J., Barthelat F.* Damage accumulation in a carbon fiber fabric reinforced cyanate ester composite subjected to mechanical loading and thermal cycling // *Composites Part B*. 2016. V. 90. P. 523–529;
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2015.09.054>

17. *Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I.* Evolution of fracture mechanics parameters relevant to narrow notch increment as a measure of fatigue damage accumulation // *Int. J. Fatigue*. 2021. V. 149. 106310; <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106310>
18. *Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I.* Low-cycle fatigue damage accumulation near the cold-expanded hole by crack compliance data // *Int. J. Fatigue*. 2022. V. 155. 106590; <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106590>
19. *Dzuba A.S., Eleonsky S.I., Pisarev V.S., Yashutin A.G.* Influence of artificial notch length in composite material on damage indicator values // *Technical Physics*. 2023. V. 93. № 3. P. 371–379; <https://doi.org/10.21883/JTF.2023.03.54848.272-22>
20. *Pisarev V.S., Matvienko Yu.G., Eleonsky S.I., Odintsev I.N.* Combining the crack compliance method and speckle interferometry data for determination of stress intensity factors and T-stresses // *Eng. Fract. Mech.* 2017. V. 179. P. 348–374; <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.04.029>
21. *Rabotnov Yu.N.* Mechanics deformable of solid. Moscow: Nauka. The main editorial office, 1979. 743 p.
22. *Moskvitin V.V.* Cyclic loading of structural elements. Moscow: Nauka, 1981. 344 p. [in Russian].
23. *Movchan A.A.* Micromechanical approach to the problem of describing anisotropic scattered damages // *Izv. AN SSSR. Mekh. Tv. Tela*. 1990. № 3. P. 115–123 [in Russian].
24. *Movchan A.A.* Mechanics of accumulation of scattered damages in structural elements: Textbook. Moscow: Izd. MAI, 1996. 64 p. [in Russian]
25. *Murakami S.* Continuum Damage Mechanics. Springer Dordrecht Heidelberg London NY., 2012. 402 p.; <https://doi.org/10.1007/978-94-007-2666-6>
26. *Shanyavsky A.A.* Models of the origin and development of fatigue failure under the surface of metals // *Scientific bulletin of MGTU GA*. 2012. V. 179. P. 32–44 [in Russian].
27. *Matvienko Yu.G., Pisarev V.S., Eleonsky S.I.* Quantitative description of low-cycle fatigue damage accumulation in contact interaction zone by local strain evolution // *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2022. V. 62. P. 541–560; <https://doi.org/10.3221/IGF-ESIS.62.37>
28. *D'Amore A., Grassia L., Ceparano A.* Correlations between Damage Accumulation and Strength Degradation of Fiber Reinforced Composites Subjected to Cyclic Loading // *Procedia Engineering*. 2016. V. 167. P. 97–102; <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2016.11.674>