

УДК 620.178.3

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ ПКМ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ НЕРЕГУЛЯРНОМ НАГРУЖЕНИИ

© А. В. Панков¹*Статья поступила 21 апреля 2015 г.*

Предложена методика оценки долговечности элементов конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) при нерегулярном нагружении в области сжатия. Рассмотрены некоторые аспекты повреждения современных ПКМ при циклическом нагружении. Проведена верификация предложенной методики оценки долговечности для образцов со свободным отверстием при сложном нагружении в области сжатия, показавшая ее применимость, а также даны рекомендации по значениям параметров методики.

Ключевые слова: прочность; долговечность; разрушение; концентратор; разрушение композиционных материалов; нерегулярное нагружение; методика.

Опыт применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) имеет достаточно длительную историю. Первые элементы самолетных конструкций из них начали появляться в 70-х годах прошлого столетия, однако только за последнее десятилетие ПКМ стали использовать для изготовления наиболее нагруженных и ответственных элементов, включая крыло. Это привело к необходимости более глубокого понимания природы усталостной повреждаемости таких конструкций, так как применяемые ранее принципы проектирования и расчета не позволяют создать оптимальную конструкцию, использующую основные преимущества современных ПКМ. Основным отличием ПКМ от традиционно используемых металлических сплавов является то, что их усталостные свойства зависят от значительно большего количества параметров, включая укладку, направление и тип нагружения, асимметрию цикла нагружения, а также наличие нескольких различных форм разрушения и их взаимодействие. Поэтому несмотря на огромное количество работ, посвященных долговечности элементов из ПКМ (например, см. список литературы к работам [1, 2]), практически отсутствуют законченные исследования по влиянию на долговечность сложного нерегулярного нагружения. Без понимания этого влияния и наличия методики оценки долговечности невозможно разработать эффективную методику определения эквивалентов программ нагружения элементов из ПКМ. В данной работе предложена методика оценки долговечности элементов конструкций из ПКМ, которая верифицирована на основе существующих экспериментальных данных.

Для верификации методики оценки долговечности использовали результаты экспериментальных исследований, отраженные в отчетах FAA [3 – 6], которые

содержат описание завершеного цикла работ по проблеме сопротивления усталости элементов из ПКМ (полоса с отверстием и ударное повреждение) при нерегулярном нагружении. Исследуемые параметры — тип и уровень нагрузки, уровень нагрузки, последовательность нагрузок различного уровня, а также влияние модификации спектра нагружения. Выполнен большой объем работ по определению поведения двух указанных концентраторов при регулярном и нерегулярном нагружениях. Авторы столкнулись с одной из важных проблем, возникающих при определении параметров сопротивления усталости современных углепластиков. Она обусловлена значительными различиями прочностных характеристик матрицы и армирующего наполнителя, вызванными повышением прочности углеродных волокон за два последних десятилетия. Если ранее первичное разрушение матрицы в виде ее локального поперечного и продольного растрескивания приводило к быстрой деградации волокон и, соответственно, к общему разрушению образца по моде, соответствующей виду нагружения (например, образца с отверстием при растяжении — к разрыву по сечению отверстия), то теперь волокна наполнителя не теряют целостности вплоть до полного разрушения матрицы в большом объеме материала образца (например, полное разрушение матрицы в 90° слоях при растяжении). Именно такое разрушение матрицы, а не наполнителя является теперь критерием разрушения образца. При этом часто отсутствуют визуальные признаки повреждения образца вплоть до наступления его предельного состояния. Соответственно, если раньше при усталостных испытаниях фиксировали количество циклов до полного разрушения образца или до изменения его жесткости до определенного предела и по этим данным строили кривые усталости, то теперь отсутствуют простые количественные критерии разрушения (расслоений) образцов при усталостном нагружении, так как существующие

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского, г. Жуковский Московской обл., Россия, e-mail: andrey.pankov@tsagi.ru

методы неразрушающего контроля (ультразвуковой и рентгеновский, томография и др.) не позволяют организовать непрерывный контроль состояния образца. Следует отметить, что исследование процессов накопления повреждений в таких многослойных сложно структурированных материалах, как композиты и сэндвич-панели, с комплексным использованием акустической эмиссии и оксидных тензоиндикаторов в условиях квазистатического и циклического нагружения является одним из перспективных направлений, разрабатываемых в последние годы в ЦАГИ и Институте машиноведения РАН [7 – 9].

В работах [3 – 6] для оценки повреждаемости выбраны два метода: визуальный (с помощью реплик торцевой поверхности и фиксации продольных трещин в верхнем слое наполнителя, расположенного под углом 0°) и рентгеновский контроль. Рентгеновский контроль позволяет определять динамику роста межслоевых расслоений и продольных трещин, а визуальный метод — рост количества и размеров поперечных и продольных трещин на поверхности образца. Очевидно, что даже при установлении зависимости между скоростью развития перечисленных дефектов и параметрами нагружения использование методики, основанной на этой зависимости, будет ограничено, поскольку используемые методы неразрушающего контроля (НК) не позволяют осуществлять непрерывный контроль состояния образца. Другой особенностью программы исследований, ограничивающей возможность применения результатов, является то, что при неразрушении образца после достижения 10^6 циклов его доводили до разрушения при статическом нагружении. Поэтому доля разрушений от воздействия циклической нагрузки среди испытанных образцов составляет не более 30 % (цензурированная выборка). Кроме того, испытания были проведены при частотах от 0,01 до 10 Гц. Известно, что частота нагружения может оказывать заметное влияние на усталостные характеристики элементов из ПКМ, с чем, по-видимому, и связан повышенный разброс результатов испытаний для образцов с ударными повреждениями. В связи с этим представленных в работах [3 – 6] данных оказалось недостаточно для верификации методики оценки долговечности образцов со свободным отверстием при растяжении и с ударным повреждением и они в дальнейшем не рассматривались.

Для испытаний использовали образец со свободным отверстием, представленный на рис. 1, где ширина образца $W = 39,1$ мм; диаметр отверстия $d = 6,35$ мм, рабочая длина образца G составляет 39,1 мм — для усталостных испытаний при сжатии, симметричном нагружении и по программе TWIST, 50,8 мм для испытаний при статическом растяжении, 76,2 мм — для усталостных испытаний при растяжении и по программе TWIST; общая длина образца L равна 57,1 мм — для испытаний при статическом сжатии, 139,7 мм — для усталостных испытаний при сжа-

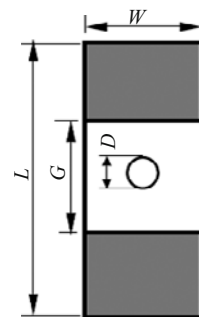


Рис. 1. Образец со свободным отверстием

тии, симметричном нагружении и по программе TWIST, 152,4 мм — для усталостных и статических испытаний при растяжении.

Образцы изготовлены из угле-эпоксидного препрега Hercules AS4/3501-6 с использованием квазиизотропных укладок $[0/\pm 45/90]_{s3}$ (24 слоя, номинальная толщина 3 мм, испытания на растяжение) и $[0/\pm 45/90]_{s4}$ (32 слоя, номинальная толщина 4 мм).

Испытания при регулярном сжатии образцов со свободным отверстием. По результатам испытаний [5] прочность материала образцов (32 слоя) составля-

Таблица 1. Результаты усталостных испытаний

Уровень нагружения		Число циклов при испытаниях	Остаточная прочность, МПа
Доля от σ_c , %	σ_{min} , МПа		
Нагружение с постоянной амплитудой при сжатии ($R = 10$, частота 10 Гц)			
30	105	1 000 000	336
30	105	1 000 000	314
30	105	1 000 000	321
40	140	1 000 000	336
40	140	1 000 000	329
40	140	1 000 000	352
50	176	1 000 000	328
50	176	1 000 000	336
50	176	1 000 000	323
60	211	1 000 000	316
60	211	1 000 000	300
60	211	1 000 000	305
70	246	30 547	—
70	246	38 999	—
70	246	31 363	—
80	281	1326	—
80	281	4947	—
80	281	3854	—
90	316	27	—
90	316	69	—
90	316	69	—
Нагружение при симметричном цикле нагружения ($R = -1$, частота 5 Гц)			
30	105	1 000 000	336
40	140	1 000 000	—
40	140	1 000 000	339
50	176	>200 000	—
50	176	326 955	—
60	211	>50 000	—

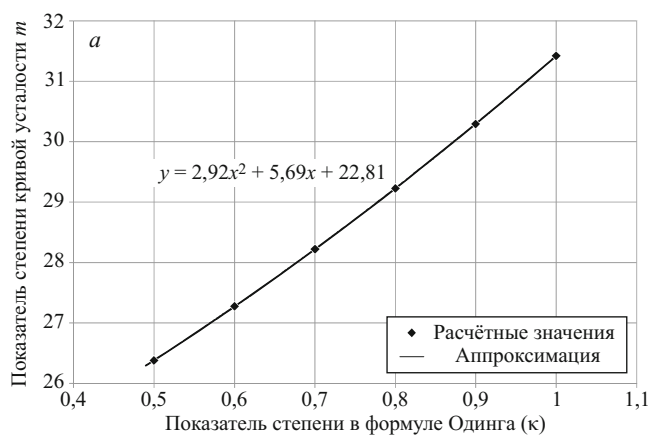


Рис. 2. Зависимость показателя степени кривой усталости при отнулевом сжатии от значения показателя степени в формуле Одингга

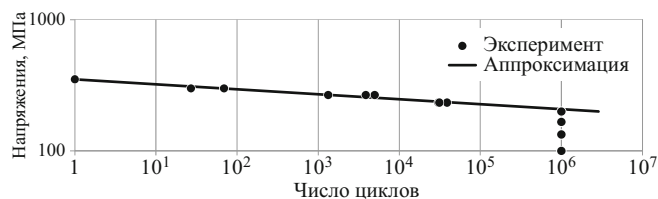


Рис. 3. Кривая усталости при отнулевом сжатии при $\kappa = 0,5$

ет при сжатии 631 МПа (среднее по пяти образцам). Наличие отверстия с отношением $d/W = 0,167$ приводит к снижению прочности при сжатии на 44,3 % — до $\sigma_{c-} = 351$ МПа.

Результаты усталостных испытаний при постоянной амплитуде сжимающих напряжений приведены в табл. 1 (по данным табл. 2 работы [6]). Нагружение проводили при коэффициенте асимметрии цикла $R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max} = 10$ и частоте 10 Гц. Образец испытывали либо до разрушения, либо до достижения 10^6 циклов. В последнем случае определяли остаточную прочность образца.

Поскольку в дальнейшем для расчета необходимо наличие кривой усталости для отнулевого сжатия при $R = -\infty$, результаты испытаний для $R = 10$ были пересчитаны на требуемую асимметрию с использованием обобщенной формулы Одингга, которая для зоны сжимающих нагрузок записывается в виде

$$\sigma_{R=-\infty} = -\frac{2\sigma_a}{(1-1/R)^\kappa} = \frac{\sigma_{\min}}{(1-1/R)^{\kappa-1}}, \quad (1)$$

где $\sigma_a = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min})/2$ — амплитуда напряжений цикла; σ_{\min} и σ_{\max} — минимальное и максимальное значения напряжений цикла; κ — константа, зависящая от материала и напряженного состояния в исследуемой точке.

С учетом небольшого количества экспериментальных данных кривую усталости аппроксимировали с помощью зависимости

$$N = \left(\frac{\sigma_{c-}}{\sigma_{R=-\infty}} \right)^{m_{-\infty}}, \quad (2)$$

где N — число циклов до разрушения; $m_{-\infty}$ — показатель степени кривой усталости при сжатии.

В соответствии с формулами (1) и (2) параметры кривой усталости в эквивалентных напряжениях при R , отличном от $-\infty$, зависят от константы в формуле Одингга, которая определяет, как параметры цикла нагружения влияют на долговечность. В частности, при $\kappa = 0$ долговечность определяется только амплитудой цикла нагружения, а при $\kappa = 1$ — максимальным значением цикла. Для ПКМ реальные значения $0,5 \leq \kappa \leq 0,8$. Поэтому был рассчитан показатель степени кривой усталости для отнулевого сжатия при различных значениях κ (табл. 2, рис. 2). Кроме того, в табл. 2 приведены значения дисперсии логарифма долговечности $S_{\lg N}$. При определении $S_{\lg N}$ все значения долговечностей разрушенных образцов были сведены к одному уровню напряжений с использованием соответствующего показателя степени $m_{-\infty}(\kappa)$. На рис. 3 представлены экспериментальные значения и аппроксимирующая их кривая усталости при $\kappa = 0,5$.

На рис. 4 приведена зависимость остаточной прочности неразрушенных после 10^6 циклов образцов от действовавших на них максимальных циклических сжимающих напряжений в долях от предела прочности образца с отверстием. По данным рис. 4 определить вид зависимости остаточной прочности образцов со свободным отверстием от уровня предварительного циклического нагружения не представляется возможным ввиду высокого рассеивания полученных значений и малого количества точек. Однако можно сделать вывод, что предварительное циклическое нагружение приводит к снижению остаточной прочности, причем тем большему, чем выше уровень циклических напряжений. При уровне циклических напряжений, равном 60 % от предела прочности, статическая прочность образцов снизилась на 11 %.

Результаты усталостных испытаний при симметричном нагружении (при $R = -1$) также приведены в

Таблица 2. Значения показателя степени кривой усталости и дисперсии логарифма долговечности

Определяемые параметры	κ					
	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$m_{-\infty}(\kappa)$	26,4	27,3	28,2	29,2	30,3	31,4
$S_{\lg N}$	0,296	0,304	0,318	0,339	0,366	0,400

табл. 1 (по данным табл. 2 работы [6]). Испытания проводили при частоте 5 Гц по процедуре, аналогичной описанной выше для $R = 10$. Уменьшение частоты нагружения в два раза для симметричного цикла нагружения по сравнению с отнулевым нагружением при одном и том же максимальном значении цикла обеспечивает одинаковую скорость нагружения. На рис. 5 представлены экспериментальные значения и кривая усталости. При испытаниях было получено только одно разрушение (см. рис. 5, красная точка) и кривая усталости построена по этой единственной точке. Следует отметить, что хотя расположение экспериментальных точек не противоречит полученной кривой усталости с $m_{-1} = 18,3$, реальная кривая должна пройти несколько выше. При наличии данных о кривых усталости для двух различных асимметрий ($R = -1$ и $R = 10$) можно оценить значение константы k в формуле Одингга. Для этого с учетом наличия только одной экспериментальной точки для $R = -1$ необходимо решить относительно k следующее уравнение:

$$\left(\frac{2^{1-k} \sigma_{c-}}{\sigma_{R=-1}} \right)^{2,92k^2 + 5,69k + 22,81} = \left(\frac{\sigma_{c-}}{\sigma_{R=-1}} \right)^{m_{-1}}.$$

Решив уравнение при $\sigma_{R=-1} = 176$ МПа, получаем $k = 0,658$. С учетом комментариев о точности определения кривой усталости при $R = -1$, а также того, что с большой вероятностью полученная кривая является оценкой снизу реального значения, в дальнейшем расчет будем проводить для двух значений k , равных 0,5 и 0,8.

Алгоритм расчета долговечности при нерегулярном нагружении. Долговечность для нерегулярного нагружения с доминирующими напряжениями сжатия оценивали следующим образом:

- 1) для каждой i -го полного цикла, выделенного из циклограммы нагружения, по формуле Одингга (1) находили приведенные напряжения $\sigma_{R=-\infty}^i$;
- 2) для каждого значения $\sigma_{R=-\infty}^i$ по кривой усталости (2) определяли долговечность до разрушения N_i ;
- 3) вычисляли повреждаемость от i -й ступени

$$D_i = n_i / N_i,$$

где n_i — число циклов на i -й ступени, и повреждаемость блока

$$D_{\text{блока}} = \sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_i},$$

где M — число ступеней в блоке.

- 4) определяли число блоков нагружения до разрушения образца

$$N_{\text{блоков}} = 1 / D_{\text{блока}}.$$

Испытания по нерегулярной программе нагружения (область сжатия) образца со свободным отвер-

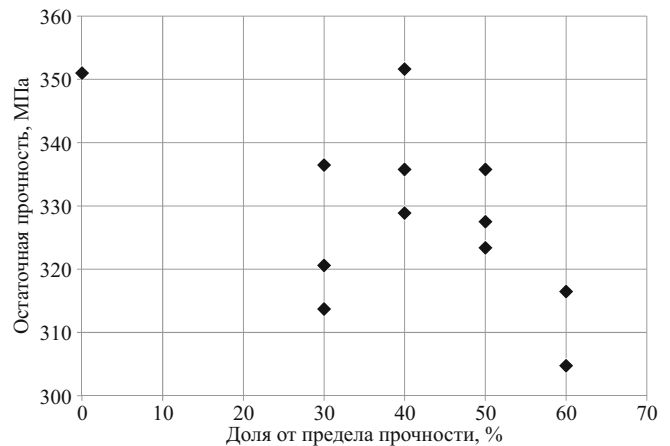


Рис. 4. Зависимость остаточной прочности от уровня предварительного циклического нагружения

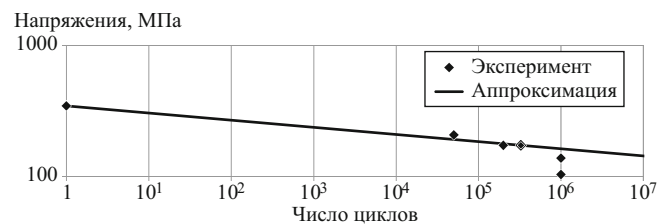


Рис. 5. Кривая усталости при симметричном нагружении

ствием. В работе [6] приведены данные по испытаниям двух групп образцов (по 9 шт.) при нагружении TWIST с учетом и без него. Усечение заключалось в исключении из программы нагружений двух ступеней с минимальной нагрузкой. Следует отметить, что авторы работы [6] некорректно называют циклограмму нагружения программой TWIST, на самом деле они используют усеченный TWIST, в котором отсутствуют нагрузки циклов земля — воздух — земля.

В табл. 3 приведены исходные данные и результаты расчетной оценки долговечности образца со свободным отверстием при двух значениях k , равных 0,5 и 0,8. Использовали исходные данные по нагруженности (см. табл. 1 из работы [6]) для среднего напряжения полета 32,5 % от σ_{c-} , что составило $\sigma_{m \text{ пол}} = -114,1$ МПа, а также значения параметров кривой усталости из табл. 2. В табл. 3 в столбцах «доля повреждаемости, %» приведена доля (в процентах) повреждаемости каждой ступени от общей повреждаемости блока; n_{mll} — коэффициент, на который умножается значение $\sigma_{m \text{ пол}}$ для получения максимальной величины ступени. По результатам расчета большая часть повреждаемости блока (около 60 %) формируется одним максимальным циклом с амплитудой $1,6\sigma_{m \text{ пол}}$, а первые две ступени нагружения, состоящие из трех циклов, вносят более 90 % всей повреждаемости блока. При этом шесть нижних ступеней нагружения, составляющие 398 639 из 398 665 циклов блока, вносят менее 1 % повреждаемости и могут быть без потери

Таблица 3. Исходные данные и результаты расчетной оценки долговечности со свободным отверстием

Номер ступени, i	k_{mll}	N_i	σ_{ai}	$\sigma_{\min i}$	$\sigma_{\max i}$	R_i	Повреждаемость i -й ступени			
							$\kappa = 0,5$		$\kappa = 0,8$	
							D_i	Доля повреждаемости, %	D_i	Доля повреждаемости, %
1	1,6	1	183	-297	68,4	-4,3	0,182	63	0,0114	59
2	1,5	2	171	-285	57,0	-5,0	0,0926	32	0,00645	33
3	1,3	5	148	-262	34,2	-7,7	0,0117	4,0	0,00108	5,5
4	1,15	18	131	-245	17,1	-14,3	0,00343	1,2	0,00042	2,2
5	0,99	52	113	-227	-1,14	199	0,00049	0,17	0,00009	0,49
6	0,84	152	95,8	-210	-18,3	11,5	0,00006	0,020	0,00002	0,10
7	0,68	800	77,6	-192	-36,5	5,3	0,00001	0,002	0,00000	0,024
8	0,53	4170	60,5	-175	-53,6	3,3	0,00000	0,000	0,00000	0,005
9	0,37	34 800	42,2	-156	-71,9	2,2	0,00000	0,000	0,00000	0,001
10	0,22	358 665	25,1	-139	-89,0	1,6	0,00000	0,000	0,00000	0,000

Таблица 4. Значения долговечности для κ в диапазоне от 0,5 до 0,9

Параметры	κ				
	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
m_{σ}^{κ}	26,4	27,3	28,2	29,2	30,3
$N_{\text{блоков}}$	3,4	6,3	12,2	24,4	51,3

Таблица 5. Модифицированные значения долговечности

№ образца	Число блоков		Состояние после испытаний
	при испытаниях	в расчете	
1	10	10	Не разрушен
2	4 + 1 цикл	4,6	Разрушен
3	5 + 1 цикл	5,6	Разрушен
4	10	10	Не разрушен
5	3 + 1 цикл	3,6	Разрушен
6	9 + 1 цикл	9,6	Разрушен

точности исследований исключены из программы нагружения.

Согласно табл. 3 расчет по предложенному алгоритму показывает, что в зависимости от значения параметра κ в формуле Одингга средняя долговечность исследуемых образцов лежит в диапазоне от 3,4 до 24,4 блока нагружения. В табл. 4 приведены значения долговечности для κ в диапазоне от 0,5 до 0,9.

В соответствии с табл. 3 работы [6] долговечности до разрушения цензурированной выборки образцов при рассматриваемом нагружении лежат в пределах от 3 до 10 блоков, т.е. результаты расчета не противостоят экспериментальным данным.

Как отмечено выше, исключение двух нижних уровней нагружения не должно сказаться на общей долговечности образцов. Поэтому по полному и усеченному блокам нагружений (см. табл. 3 работы [6], индексы «Full Spectrum Test» и «Modified Spectrum Test») значения долговечности можно объединить в единую выборку, по которой определяются среднее и рассеяния исследуемых образцов. Рассматриваемая выборка приведена в табл. 5 и состоит из шести образ-

цов: двух неразрушенных и четырех разрушенных при различных наработках. Все разрушения происходили при нагружении максимальной нагрузкой $1,6\sigma_{m \text{ пол}}$ в начале блока. Испытания проводили по программе, полученной из типизированной программы нагружения для крыла транспортного самолета TWIST, но нагрузки в блоке распределялись не в случайном порядке, а по мере убывания для улучшения условий мониторинга состояния образцов (см. рис. 4 в [6]). Поэтому с учетом данных (см. табл. 3 в [6]), свидетельствующих, что повреждаемость от максимального цикла составляет около 60 % от повреждаемости всего блока, при расчете наработки разрушенных образцов увеличивалась на 0,6 блока.

Среднее значение и среднее квадратическое отклонение оценивали с помощью процедуры, изложенной в работе [10]. Используя экспериментальные величины x_i , вычисляли

$$\tilde{x} = \frac{1}{r} \sum_{i=1}^r x_i; \quad \tilde{s}_x = \sqrt{\frac{1}{r-1} \sum_{i=1}^r (x_i - \tilde{x})^2},$$

где r — число разрушенных образцов из k испытанных. Из графика рис. 1 работы [10] определяли значения коэффициентов k_{ra} и $k_{r\sigma}$, соответствующие объему выборки k и числу разрушений r . Искомые параметры вычисляли из выражений $x = \tilde{x} + k_{ra}s_x$; $s_x = \tilde{s}_x k_{r\sigma}$.

Выполняя вычисления, получили, что оценка средней долговечности составляет 7,41 блоков, а $S_{lg N} = 0,264$ (при $k = 6$ и $r = 4$ значения $k_{ra} = 0,501$ и $k_{r\sigma} = 1,46$). Найденная оценка средней долговечности лежит в полосе расчетных значений (см. табл. 4) и с учетом высоких показателей степени кривой усталости соответствие расчетных и экспериментальных данных можно считать хорошим. При этом расчет с $\kappa = 0,5$ дает консервативную оценку и при отсутствии достаточной информации это значение коэффициента в формуле Одингга может быть рекомендовано для расчета. В рассматриваемом случае при $\kappa = 0,5$ расчетное значение ниже экспериментального в 2,2 раза. Средняя расчетная долговечность совпада-

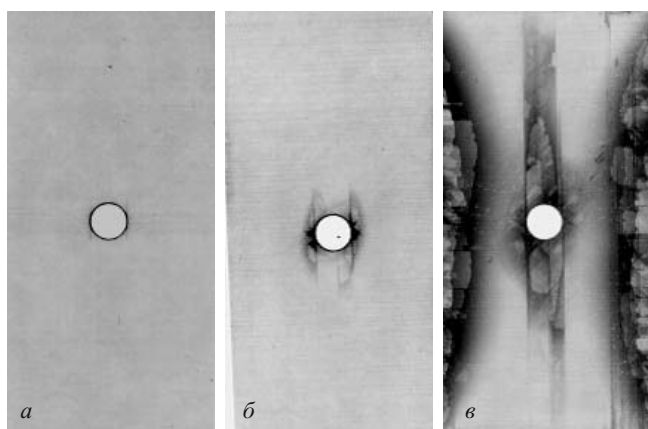


Рис. 6. Динамика развития повреждения в образце со свободным отверстием по данным рентгенографии

ет с оценкой средней экспериментальной при $k = 0,625$. Это значение достаточно близко к полученному ранее при рассмотрении регулярного симметричного нагружения значению $k = 0,658$. Однако с учетом значительной зависимости долговечности ПКМ от k с целью получения заведомо консервативного значения без наличия надежного экспериментального обоснования следует использовать при расчете $k = 0,5$. Интересно, что рассеивание при регулярном нагружении (см. табл. 2) выше, чем при более сложном нагружении. На вопрос, является ли это закономерностью для ПКМ или нет, ответ могут дать только дополнительные экспериментальные исследования.

Кроме рассмотренных испытаний при средних напряжениях полета, равных $0,325\sigma_c$, в работе [6] приведены данные для $\sigma_{m\text{пол}} = 0,3\sigma_c = -105,3$ и $0,275\sigma_c = -96,5$ МПа. В табл. 6 приведены результаты расчета долговечности для всех трех уровней $\sigma_{m\text{пол}}$, по которым видно, что разрушения по программам с двумя меньшими значениями среднего напряжения на базе 10 блоков маловероятно и по крайней мере испытания при $\sigma_{m\text{пол}} = 0,275\sigma_c$ можно было не проводить.

Испытания по двухуровневому блоку при симметричном нагружении. Испытания с использованием блока, состоящего из двух уровней нагружения, были выполнены на четырех образцах. Уровни нагружения, размеры блока и остаточная прочность образцов представлены в табл. 7 (по данным табл. 2 работы [6]). Кроме того, в табл. 7 приведены результаты расчетной оценки долговечности образцов при воздействии используемого блока нагружения. Расчет проведен по описанной выше процедуре для кривой усталости для симметричного цикла (см. рис. 2, 4) с параметрами $\sigma_{c-} = 351$ МПа, $m_{-1} = 18,3$. По результатам расчета для всех четырех типов нагружения повреждаемость от воздействия циклических напряжений незначительна и не могла сказаться на прочности образцов, поэтому сделанные выводы о влиянии последовательности нагружения на долговечность ПКМ выглядят некорректными.

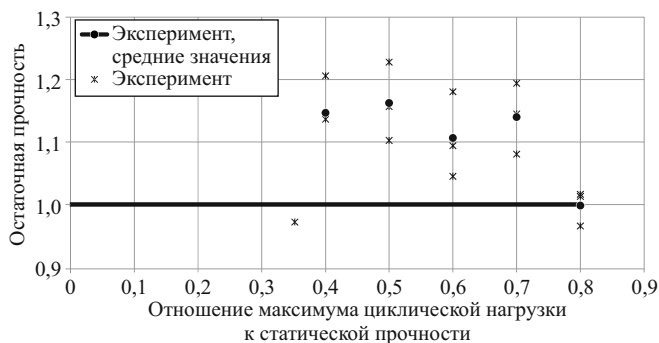


Рис. 7. Зависимость остаточной прочности от максимума циклической нагрузки для образца с отверстием при растяжении

Испытания при регулярном сжатии образцов со свободным отверстием. Как отмечено выше, по результатам испытаний образцов с отверстием при растяжении нельзя получить количественную оценку долговечности до разрушения образца ввиду того, что образцы не удалось довести до разрушения. Основной причиной этого является различие форм разрушения при статическом и циклическом нагружениях. При статическом нагружении наблюдали разрушение в виде разрыва наполнителя по оси отверстия, а при циклическом — появление продольных трещин в 0° слоях от краев отверстия и межслоевые разрушения, инициируемые от 90° слоев в зоне свободных граней образцов и отверстий. На рис. 6 представлены рентгенограммы образца в начале испытаний, в процессе испытаний и после приложения 10^6 циклов нагрузки с максимумом цикла, составляющим 80 % от разрушающей нагрузки при статических испытаниях. Рентгенограммы показывают, что первые повреждения в виде продольных трещин и расслоений возникают в зоне отверстия, а затем появляются расслоения от свободных граней образца. На рис. 7 пред-

Таблица 6. Результаты расчета долговечности

Параметры	Доля средних напряжений полета от σ_{c-}		
	0,275	0,3	0,325
$\sigma_{m\text{пол}}$, МПа	-96,5	-105,3	-114,1
$N_{\text{блоков}}$	283	28,5	3,45

Таблица 7. Результаты испытаний по двухуровневому блоку при симметричном нагружении

Номер образца	Уровень нагружения		Число циклов при испытаниях	Долговечность, блоков
	Доля от σ_{c-} , %	σ_{min} , МПа		
1	40	140	50 000	>1 000 000
	30	105	150 000	
2	30	105	150 000	>1 000 000
	40	140	50 000	
3	50	176	5000	326 927
	30	105	800 000	
4	30	105	800 000	326 927
	50	176	5000	

ставлены результаты испытаний по определению остаточной прочности (в данном случае отношение прочности образца после усталостного нагружения к средней статической прочности аналогичных образцов без предварительного нагружения) в зависимости от уровня циклического нагружения. Видно, что предварительное циклическое нагружение с максимумом, составляющим 40 – 70 % от статической прочности, приводит к увеличению статической прочности до 16 %. Это можно объяснить тем, что предварительное циклическое нагружение приводит к локальному повреждению (растрескиванию) матрицы ПКМ в зоне максимальных напряжений у отверстия, снижению жесткости материала в этой зоне и, соответственно, к снижению концентрации напряжений и их выравниванию по сечению отверстия. Данный механизм работает до тех пор, пока деградация матрицы не вызовет деградацию наполнителя, что, по-видимому, произошло при максимальном уровне циклических напряжений. Следует отметить, что описанное выше поведение образцов с отверстием из ПКМ при растяжении наблюдалось и при испытаниях, проводимых на аналогичных образцах в ЦАГИ.

Таким образом, пока не удалось предложить простой критерий разрушения для образца с отверстием при растяжении, без чего невозможно разработать метод количественной оценки долговечности. С учетом выявленных особенностей повреждения образцов при растяжении (см. рис. 6) следует попытаться зафиксировать начало появления трещин и расслоений в зоне отверстий, например, с помощью установки соответствующих датчиков.

Следует заключить, что проведенная верификация методики оценки долговечности до разрушения образцов со свободным отверстием при сложном блочном нагружении в области сжатия показала ее применимость. Установлено, что в случае отсутствия надежного экспериментального обоснования для заведомо консервативных расчетных значений в обобщенной формуле Одингга рекомендовано использовать $k = 0,5$. Рассеяние долговечности при регулярном нагружении оказалось выше, чем при более сложном нагружении. Является ли это закономерностью для ПКМ, могут дать ответ только дополнительные экспериментальные исследования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Harris B. A.** Parametric Constant-life Model for Prediction of the Fatigue Lives of Fibre-reinforced Plastics, in *Fatigue in Composites*. Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. — 764 p.
2. **Passipoularidis V. A., Brøndsted P.** Fatigue Evaluation Algorithms: Review. Technical University of Denmark. Risø-R-1740(EN). November 2009. — 67 p.
3. **Hahn H. T. et al.** The Effect of Preloading on Fatigue Damage in Composite Structures: Part I. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-95/79, 1996. — 48 p.

4. **Hahn H. T., Cho J. B., Lim S. G.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part II. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-96/76, 1997. — 92 p.
5. **Hahn H. T., Mitrovic M., Turkgenç O.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part III. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-99/22, 1999. — 69 p.
6. **Hahn H. T., Choi S. W.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part V. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-01/24, 2001. — 58 p.
7. **Махутов Н. А., Фокин А. В., Иванов В. И., Перьяков В. Н., Васильев И. Е.** Комплексная диагностика предельных состояний и раннего предупреждения аварийных состояний конструкций / Проблемы машиностроения и надежности машин. 2013. № 2. С. 46 – 51.
8. **Матвиенко Ю. Г., Фокин А. В., Иванов В. И., Северов П. Б., Васильев И. Е.** Комплексное исследование дефектов в изделиях из композиционных материалов с применением хрупких тензопокрывтий и акустической эмиссии / Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2014. Т. 80. № 2. С. 46 – 52.
9. **Матвиенко Ю. Г., Васильев И. Е., Иванов В. И., Елизаров С. В.** Акустико-эмиссионные свойства оксидных тензоиндикаторов и распознавание сигналов при образовании трещин в хрупком слое покрытия / Дефектоскопия. 2014. № 11. С. 44 – 55.
10. **Селихов А. Ф., Чижов В. М.** Вероятностные методы в расчетах прочности самолета. — М.: Машиностроение, 1987. С. 15 – 16.

REFERENCES

1. **Harris B. A.** Parametric Constant-life Model for Prediction of the Fatigue Lives of Fibre-reinforced Plastics, in *Fatigue in Composites*. Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. — 764 p.
2. **Passipoularidis V. A., Brøndsted P.** Fatigue Evaluation Algorithms: Review. Technical University of Denmark. Risø-R-1740(EN). November 2009. — 67 p.
3. **Hahn H. T. et al.** The Effect of Preloading on Fatigue Damage in Composite Structures: Part I. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-95/79, 1996. — 48 p.
4. **Hahn H. T., Cho J. B., Lim S. G.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part II. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-96/76, 1997. — 92 p.
5. **Hahn H. T., Mitrovic M., Turkgenç O.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part III. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-99/22, 1999. — 69 p.
6. **Hahn H. T., Choi S. W.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part V. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-01/24, 2001. — 58 p.
7. **Makhutov N. A., Fomin A. V., Ivanov V. I., Per'nyakov V. N., Vasil'ev I. E.** Kompleksnaya diagnostika predel'nykh sostoyanii i rannego preduprezhdeniya aviariynykh sostoyanii konstruktssii [The complex troubleshooting of the limiting state and the early prevention of structures accident conditions] / Probl. Mashinostr. Nadezhn. Mashin. 2013. N 2. P. 46 – 51 [in Russian].
8. **Matvienko Yu. G., Fomin A. V., Ivanov V. I., Severov P. B., Vasil'ev I. E.** Kompleksnoe issledovanie defektov v izdeliyakh iz kompozitsionnykh materialov s primeneniem khрупkikh tenzopokrytii i akusticheskoi émissii [The comprehensive research of composite material products with the use of fragile stress-strain coatings and sound emission] / Zavod. Lab. Diagn. Mater. 2014. Vol. 80. N 2. P. 46 – 52 [in Russian].
9. **Matvienko Yu. G., Vasil'ev I. E., Ivanov V. I., Elizarov S. V.** Akustiko-émisionnye svoystva oksidnykh tenzoindikatorov i raspoznavanie signalov pri obrazovanii treshchin v khрупkom sloe pokrytiya [Acoustic emissive properties of oxide stress-strain indicators and the recognition of signals at cracks formation in a fragile coating layer] / Defektoskopiya. 2014. N 11. P. 44 – 55 [in Russian].
10. **Selikhov A. F., Chizhov V. M.** Veroyatnostnye metody v raschetakh prochnosti samoleta [Probabilistic methods in aircraft strength calculation]. — Moscow: Mashinostroenie, 1987. P. 15 – 16 [in Russian].