

DOI: 10.18721/JEST.25406
УДК 629.7.023

В.Е. Стрижиус

Национальный исследовательский университет «МАИ», г. Москва, Россия

МЕХАНИЗМЫ НАКОПЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ ПРИ СЛОЖНОМ ПРОГРАММНОМ НАГРУЖЕНИИ СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТОВ: СУЩЕСТВУЮЩИЕ ГИПОТЕЗЫ

Рассмотрены три типа сложного программного циклического нагружения, наиболее часто используемые при усталостных испытаниях образцов из слоистых композитов. Отмечено, что при расчетах усталостной долговечности таких образцов при подобном нагружении выбор гипотезы накопления усталостного повреждения является одним из основных факторов, определяющих точность расчетных оценок. Представлен обзор и краткий анализ пяти различных гипотез накопления усталостного повреждения, применяемых различными авторами при расчетных оценках усталостной долговечности слоистых композитов при рассмотренных типах циклического нагружения. Выполнен анализ результатов практического применения различных гипотез при выполнении расчетных оценок. С целью повышения точности расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при сложном программном нагружении сделаны выводы и рекомендации по применению различных гипотез при конкретном виде сложного нагружения. Представлены результаты расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов, демонстрирующие обоснованность сделанных выводов и предлагаемых рекомендаций.

Ключевые слова: слоистые композиты, усталостная долговечность, расчетная оценка, гипотезы накопления усталостного повреждения, сложное программное нагружение

Ссылка при цитировании:

Стрижиус В.Е. Механизмы накопления усталостного повреждения при сложном программном нагружении слоистых композитов: существующие гипотезы // Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2019. Т. 25, № 4. С. 71–82. DOI: 10.18721/JEST.25406

Это статья открытого доступа, распространяемая по лицензии CC BY-NC 4.0 (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

V.E. Strizhius

National Research University «Moscow Aviation Institute», Moscow, Russia

MECHANISMS FOR FATIGUE DAMAGE ACCUMULATION IN LAYERED COMPOSITES UNDER COMPLEX PROGRAM LOADING: EXISTING HYPOTHESES

We have considered three types of complex program cyclic loading, which are most often used in fatigue tests of samples from layered composites. It is noted that the choice of fatigue damage accumulation rule in fatigue life predictions of layered composites under similar loading is one of the main factors determining the accuracy of predictions. We have carried out review and brief analysis of five different fatigue damage accumulation

rules, used by different authors in fatigue life predictions of layered composites under the given types of cyclic loading. We have analyzed practical applications of different fatigue damage accumulation rules when performing design estimates. In order to increase the accuracy of fatigue life estimates of layered composites under complex program loading, we made conclusions and recommendations for using different rules for a specific type of complex program loading. Results of fatigue life predictions of layered composites are presented, demonstrating the validity of conclusions and the proposed recommendations.

Keywords: layered composites, fatigue life, estimation, fatigue damage accumulation rules, complex program loading

Citation: V.E. Strizhius, Mechanisms for fatigue damage accumulation in layered composites under complex program loading: existing hypotheses, St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology, 25 (04) (2019) 71–82. DOI: 10.18721/JEST.25406

This is an open access article under the CC BY-NC 4.0 license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

Введение. Известно, что важнейшее значение при использовании полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовых элементах конструкций приобретает возможность расчетной оценки их характеристик, в том числе характеристик сопротивления усталости.

Одной из наиболее сложных задач в практике инженерных расчетов ПКМ на усталостную прочность является задача по выполнению расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при сложном программном нагружении. Анализ результатов таких оценок показывает, что выбор гипотезы накопления усталостного повреждения при выполнении таких расчетов является одним из основных факторов, определяющих их точность.

Рассмотрено три типа сложного программного нагружения, достаточно часто встречающихся в практике испытаний и расчетов на усталость слоистых ПКМ: многоступенчатое циклическое нагружение, нагружение с использованием известной квазислучайной программы TWIST (Transport WIng Standard Test) [1, 2] и нагружение спектром нагрузок WISPER (WInd SPEctrum Reference) [3]. Следует особо отметить, что программа TWIST и спектр WISPER представляют собой *стандартизованные* программные нагружения, с использованием которых в зарубежной и отечественной практике выполняются *экспериментальные исследования больших объемов*.

Представлен обзор и краткий анализ пяти различных гипотез накопления усталостного повреждения, применяемых различными авторами при расчетных оценках усталостной долговечности слоистых композитов при рассмотренных типах сложного программного нагружения.

Следует отметить, что в настоящее время в зарубежных и отечественных публикациях отсутствуют какие-либо четкие выводы и рекомендации о применимости рассмотренных гипотез при различных типах сложного программного нагружения, что достаточно часто приводит к получению практических результатов неприемлемой точности.

С целью повышения точности расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при сложном программном нагружении сформированы выводы и рекомендации о применимости конкретных гипотез при рассмотренных типах сложного программного нагружения. Представлены результаты расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов, демонстрирующие обоснованность сделанных выводов и предлагаемых рекомендаций.

Сложное программное нагружение слоистых ПКМ

Предполагается, что сложное программное нагружение – это определенный набор циклических нагрузок с переменной амплитудой, иногда со случайным чередованием нагрузок различных

уровней. Подобный набор нагрузок может формироваться в специальный блок, который повторяется при испытаниях на усталость вплоть до разрушения слоистого ПКМ. Типичным примером сложного программного нагружения для элементов продольного набора крыла самолета транспортной категории является нагружение известной *стандартизированной* квазислучайной программой TWIST (Transport WIng Standard Test) [1, 2]. Известно, что эта программа применяется также при испытаниях и расчетах на усталость образцов и конструктивных элементов из слоистых ПКМ. Блок нагрузок программы может быть представлен в виде полетного квазислучайного нагружения со случайным чередованием нагрузок различных амплитуд и в виде многоступенчатого нагружения с регулярным нагружением на каждой ступени (см. табл. 1).

Таблица 1

Уровни и амплитуды циклических нагрузок воздушного этапа программы TWIST (по данным работы [2])

Table 1

Levels and amplitudes of cyclic loads of the air phase of the TWIST program (according to [2])

Уровень нагружения	Амплитуда нагружения	Количество циклов нагружения
I	$1,6\sigma_m$	1
II	$1,5\sigma_m$	2
III	$1,3\sigma_m$	5
IV	$1,15\sigma_m$	18
V	$0,99\sigma_m$	52
VI	$0,84\sigma_m$	152
VII	$0,68\sigma_m$	800
VIII	$0,53\sigma_m$	4170
IX	$0,37\sigma_m$	34800
X	$0,22\sigma_m$	358665

(σ_m – среднее напряжение воздушного этапа)

Другим примером сложного программного нагружения является *стандартизированный* спектр нагрузок WISPER (WInd SPEctrum Reference) [3], который в зарубежной практике используется при испытаниях на усталость композитных лопа-

стей роторов ветротурбин. В настоящее время для испытаний используется также укороченная версия этого спектра – спектр WISPERX [3]. На рис. 1 в качестве примера представлена последовательность нагрузок в спектре WISPERX.

Обзор гипотез накопления усталостного повреждения слоистых ПКМ

В зарубежных публикациях можно найти целый ряд гипотез, предлагаемых различными исследователями для описания процесса накопления усталостного повреждения в слоистых ПКМ (в работе [4], например, представлено 13 таких гипотез). К сожалению, для многих из представленных гипотез в настоящее время в отечественных и зарубежных публикациях отсутствуют какие-либо данные о формате и процедуре их применения при инженерных расчетах на усталость, отсутствуют также данные о достаточно серьезном экспериментальном подтверждении предлагаемых гипотез, без которого любая гипотеза не может быть признана пригодной для практического применения.

Ниже представлен краткий обзор некоторых известных гипотез, применяемых в настоящее время для оценок накопления усталостного повреждения при сложном программном нагружении слоистых ПКМ.

Гипотеза Пальмгрена–Майнера. Известно, что наиболее простой гипотезой накопления усталостного повреждения при расчетах на усталость металлических элементов различных конструкций является гипотеза линейного суммирования повреждений (гипотеза Пальмгрена–Майнера):

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad (1)$$

где D – накопленное усталостное повреждение, при разрушении рассматриваемого элемента $D = 1$; n_i – количество циклов нагружения при уровне напряжений σ_i ; N_i – количество циклов нагружения до разрушения рассматриваемого элемента при уровне напряжений σ_i .

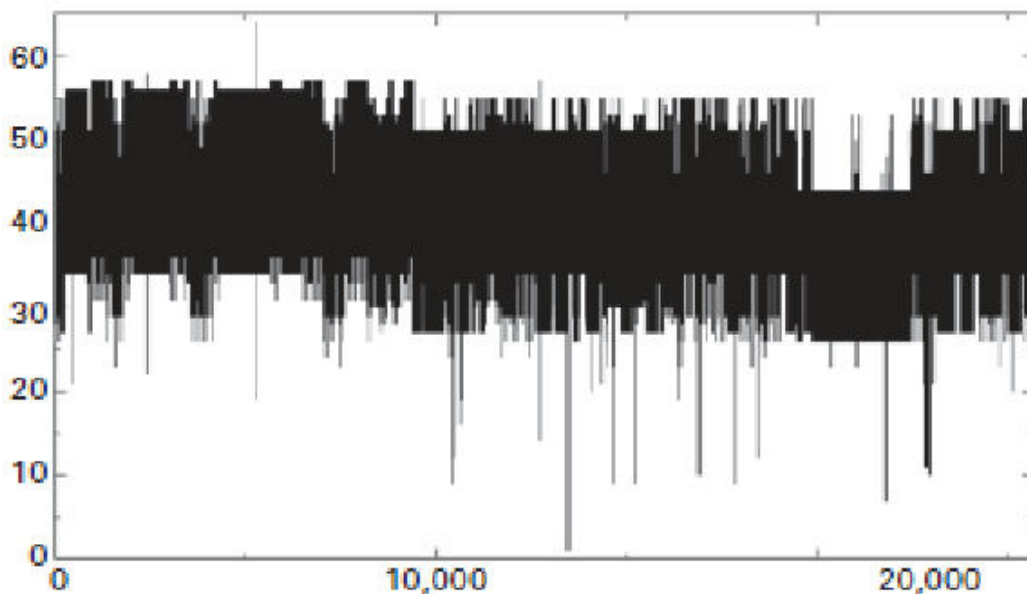


Рис. 1. Последовательность нагрузок в спектре WISPERX: по оси ординат – напряжения в МПа; по оси абсцисс – количество циклов нагружения (по данным работы [3])

Fig. 1. Load sequences in spectrum WISPERX: along the ordinate axis – stresses in MPa; along the abscissa axis – the number of loading cycles (according to [3])

Известно также, что соотношение (1) достаточно часто используется и при расчетах усталостной долговечности элементов из слоистых ПКМ. Вместе с тем, по результатам многих исследований (например, [3, 5]) можно сделать обобщенный вывод, что применение этой гипотезы при расчетах на усталость образцов и элементов из слоистых ПКМ может привести к значительным погрешностям в результатах расчета.

По этой причине в настоящее время многие исследователи склоняются к выводу, что гипотезы накопления усталостного повреждения, приемлемые при усталостном нагружении элементов из ПКМ, следует искать в рамках гипотезы *нелинейного* накопления Марко-Старки. Эта гипотеза, как известно, предусматривает возможность учета эффектов последовательности приложения различных по величине нагрузок и имеет, поэтому, достаточно хорошие перспективы для использования при оценках усталостной долговечности элементов из слоистых ПКМ.

Гипотеза Марко-Старки. Гипотеза Марко-Старки основывается на следующих положениях:

1. Кривые повреждаемости для любой по величине амплитуды симметричных напряжений могут быть описаны соотношением

$$D_i = \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{q_i},$$

где D_i – накопленное усталостное повреждение; n_i – количество циклов нагружения при амплитуде симметричных напряжений σ_{ai} ; N_i – количество циклов нагружения до разрушения рассматриваемого элемента при той же амплитуде симметричных напряжений σ_{ai} ; q_i – показатель степени, *зависящий от уровня напряжения*.

2. Образец, нагруженный в любой последовательности симметричными напряжениями, разрушается, когда суммарная величина D достигает единицы. При этом существует специальная процедура накопления усталостного повреждения от одного уровня к другому.

Гипотеза Ханга и Хана. В работе [6] представлена гипотеза Ханга и Хана (*Hwang and Han*), с использованием которой можно предсказывать *линейный* рост накопленного повреждения в слоистых ПКМ *в зависимости от уровня напряжений и вне зависимости от истории нагружения.* Эта гипотеза во многом схожа с гипотезой Марко-Старки, но в отличие от последней не предусматривает возможность учета эффектов последовательности приложения различных по величине нагрузок.

Основные соотношения гипотезы Ханга и Хана могут быть представлены следующим образом:

$$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \left[\left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right] = 1, \quad (2)$$

$$D_i = \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} = \frac{E_0 - E(n_i)}{E_0 - E_f},$$

где n_i – количество циклов нагружения слоистого ПКМ при уровне напряжений σ_i ; N_i – количество циклов нагружения до разрушения слоистого ПКМ при уровне напряжений σ_i ; E_0 – модуль упругости неповрежденного материала; $E(n_i)$ – модуль упругости материала в процессе накопления усталости; E_f – модуль упругости материала в момент усталостного разрушения; c_i – параметр соотношения, значение которого *зависит от уровня напряжения.*

Гипотеза Хау и Оуэна. С целью получения закона накопления усталостного повреждения, который мог бы использоваться в практических расчетах на усталость слоистых ПКМ, Хау и Оуэном (*Howe and Owen*) в работе [7] предложена гипотеза нелинейного накопления повреждения:

$$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right], \quad (3)$$

где D – накопленное усталостное повреждение рассматриваемого элемента, при разрушении $D = 1$; n_i – количество циклов нагружения при уровне напряжений σ_i ; N_i – количество циклов нагружения до разрушения рассматриваемого

элемента при уровне напряжений σ_i ; A , B – параметры соотношения, *не зависящие от уровня напряжения.*

Значения параметров A и B могут быть определены с использованием линейного регрессионного анализа известных экспериментальных данных по усталостной долговечности образцов (элементов) из слоистых ПКМ при рассматриваемом типе сложного нагружения. Для определения значений указанных параметров должны быть использованы результаты не менее двух серий испытаний с различными параметрами сложного нагружения.

В работе [8] предложена модификация соотношения (3):

$$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^c \right], \quad (4)$$

которая содержит три параметра A и B и c , определяемых с использованием итерационной процедуры, направленной на приведение в соответствие экспериментальных данных и соотношения (4).

Специальная гипотеза накопления усталостного повреждения. В работе [9] представлена специальная гипотеза, с использованием которой можно предсказывать *нелинейный* рост накопленного повреждения в слоистых ПКМ при нагружении с использованием квазислучайной программы TWIST.

Основные положения предлагаемой гипотезы представлены ниже.

1. Предполагается, что при нагружении с использованием квазислучайной программы TWIST образцов и элементов продольного набора крыла самолета транспортной категории из слоистых ПКМ, работающих в условиях одноосного растяжения-сжатия, справедливо соотношение

$$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \left[A_i \times \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right], \quad (5)$$

где D – накопленное усталостное повреждение рассматриваемого элемента, при разрушении

$D = 1$; D_i – накопленное усталостное повреждение на i -м уровне нагружения программы; n_i – количество циклов на i -м уровне нагружения; N_i – количество циклов до разрушения рассматриваемого элемента на i -м уровне нагружения; k – количество уровней нагружения блока нагрузок квазислучайной программы; A_i и c_i – параметры соотношения, значения которых зависят от уровня нагружения.

2. Предполагается, что значения параметров A_i и c_i должны определяться с использованием итерационной процедуры, направленной на приведение в соответствие экспериментальных данных и соотношения (5). Значения указанных параметров зависят от уровня циклического нагружения, который, прежде всего, определяется уровнем максимальных напряжений растяжения (при доминирующем растяжении) и уровнем максимальных (по модулю) напряжений сжатия (при доминирующем сжатии). Очевидно, что значения указанных параметров будут также зависеть от конструктивно-технологических особенностей рассматриваемого элемента (типа ПКМ, параметров укладки, толщины, вида концентратора напряжений).

Анализ результатов практического применения различных гипотез накопления усталостного повреждения

Многоступенчатое циклическое нагружение. Приемлемость рассмотренных гипотез накопления усталостного повреждения для данного типа сложного программного нагружения иллюстрируется на примере расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика типа AS4/3501-6 [0/±45/90]_{s4} при многоступенчатом циклическом нагружении, представленном в табл. 1. По результатам анализа данных работы [2] и результатов специально проведенного расчета можно отметить следующее.

В работе [2] приведен пример расчетной оценки усталостной долговечности рассматриваемых образцов при многоступенчатом цик-

лическом нагружении, представленном в табл. 1. Нагружение выполнялось с прогрессивным уменьшением уровня нагружения. Расчет выполнен с использованием гипотезы Ханга и Хана (2), там же проведено сравнение результатов расчета и экспериментальных данных, которое показало достаточно высокую точность расчетных оценок.

В табл. 2 представлены результаты специальной расчетной оценки усталостной долговечности тех же образцов, выполненные с использованием гипотезы Пальмгрена-Майнера (1) и гипотезы Хау и Оуэна (3). При расчете использовались следующие данные и соотношения:

1. Уравнение кривой усталости для рассматриваемых образцов при регулярном нагружении симметричным циклом (получено по результатам обработки данных работы [2]):

$$\sigma_a^{R=-1} = 351,65 - 35,397 \lg N,$$

где $\sigma_a^{R=-1}$ – амплитуда напряжений симметричного цикла; N – усталостная долговечность до начала расслаивания по краям свободных отверстий образцов.

2. По данным работы [2] определены значения пределов прочности рассматриваемых образцов при статическом растяжении и статическом сжатии: $\sigma_{UTS} = 413,7$ МПа; $\sigma_{UCS} = -344,7$ МПа.

3. В качестве диаграммы постоянной усталостной долговечности по результатам обзора и анализа данных работ [10–15] для рассматриваемого типа программного нагружения использовано *модифицированное* уравнение Харриса (*Harris*) [15]:

$$\sigma_{ai}^{R=-1} = \frac{\sigma_{ai} \cdot \sigma_{UTS}^u \cdot |\sigma_{UCS}|^v}{(\sigma_{UTS} - \sigma_{mi})^u \cdot (|\sigma_{UCS}| + \sigma_{mi})^v}.$$

4. С использованием линейного регрессионного анализа экспериментальных данных работы [2] определены значения параметров A и B соотношения (3) гипотезы Хау и Оуэна: $A = 46,72$; $B = -8665,98$.

В табл. 2 представлено также сравнение расчетных и экспериментальных данных и приведены значения относительной ошибки расчетных оценок (*REP*), которые определялись как:

$$REP(\%) = \frac{N_{\text{exp}} - N_{\text{pred}}}{N_{\text{exp}}} \times 100.$$

Таблица 2

Сравнение экспериментальных и расчетных долговечностей образцов со свободным отверстием из углепластика AS4/3501-6 при нагружении блоком нагрузок программы TWIST (без уровней нагружения IX и X, $\sigma_m = 0,325\sigma_{UCS}$)

Table 2

Comparison of the experimental and estimated fatigue lives of CFRP AS4/3501-6 samples with open hole under loading of the TWIST program (without loading levels IX and X, $\sigma_m = 0.325\sigma_{UCS}$)

Гипотеза суммирования	D_{bl}	N_{pred} , блоки	N_{exp} , блоки	<i>REP</i> , %
Гипотеза Пальмгрена-Майнера (1)	0,01274	78,5	7,33	971
Гипотеза Хау и Оуэна (3)	0,1263	7,92	7,33	8,0

По результатам, представленным в табл. 2, можно сделать вывод о неприемлемой точности расчетных оценок с использованием гипотезы Пальмгрена-Майнера и достаточно высокой точности расчета с использованием гипотезы Хау и Оуэна.

Нагружение с использованием стандартизованной квазислучайной программы TWIST. Приемлемость рассмотренных гипотез накопления усталостного повреждения для данного типа сложного программного нагружения иллюстрируется на примере расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения больших и малых нагрузок. На рис. 2 представлены следующие данные:

- результаты усталостных испытаний рассматриваемых образцов (данные работы [5]);

- результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием гипотезы Пальмгрена-Майнера (1) – данные работы [5];

- результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3) – данные работы [16];

- результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием специальной гипотезы (5) – данные работы [16].

По результатам анализа данных, представленных на рис. 2, можно сделать следующие выводы.

1. Результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием гипотезы Пальмгрена-Майнера показали неприемлемую точность расчетов (разница между результатами расчетов и экспериментальными данными может составлять более 300%).

2. Результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3) показали достаточно высокую точность расчетов.

3. Результаты расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием специальной гипотезы (5) показали наивысшую точность расчетов.

Нагружение стандартизованным спектром нагрузок WISPER. Приемлемость рассмотренных гипотез накопления усталостного повреждения для данного типа сложного программного нагружения иллюстрируется на примере расчетных оценок усталостной долговечности образцов из стеклопластика MD2 R0400 [±45/0]_{4/±45}_T. На рис. 3 представлено сравнение расчетных и экспериментальных данных по усталостной долговечности рассматриваемых образцов (данные работы [3]). Расчетные оценки получены с использованием гипотезы Пальмгрена-Майнера (1) и показали неприемлемую точность расчетов.

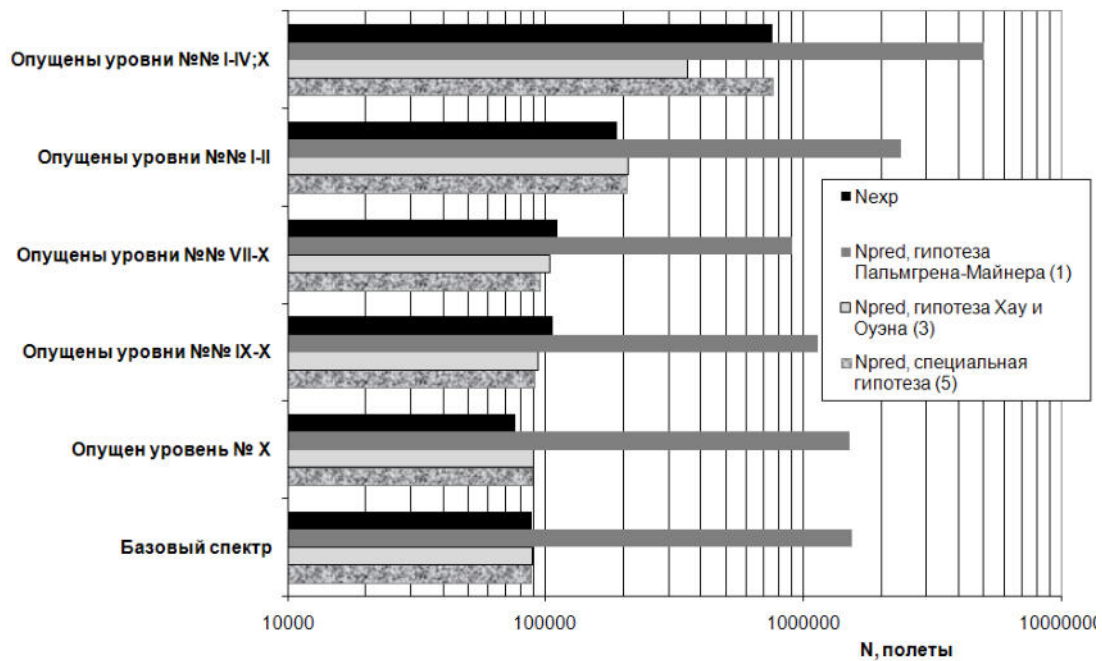


Рис. 2. Сравнение экспериментальных и расчетных усталостных долговечностей образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения больших и малых нагрузок

Fig. 2. Comparison of the experimental and estimated fatigue lives of CFRP T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} samples with open hole under loading of the TWIST program with different levels of truncation of large and small loads

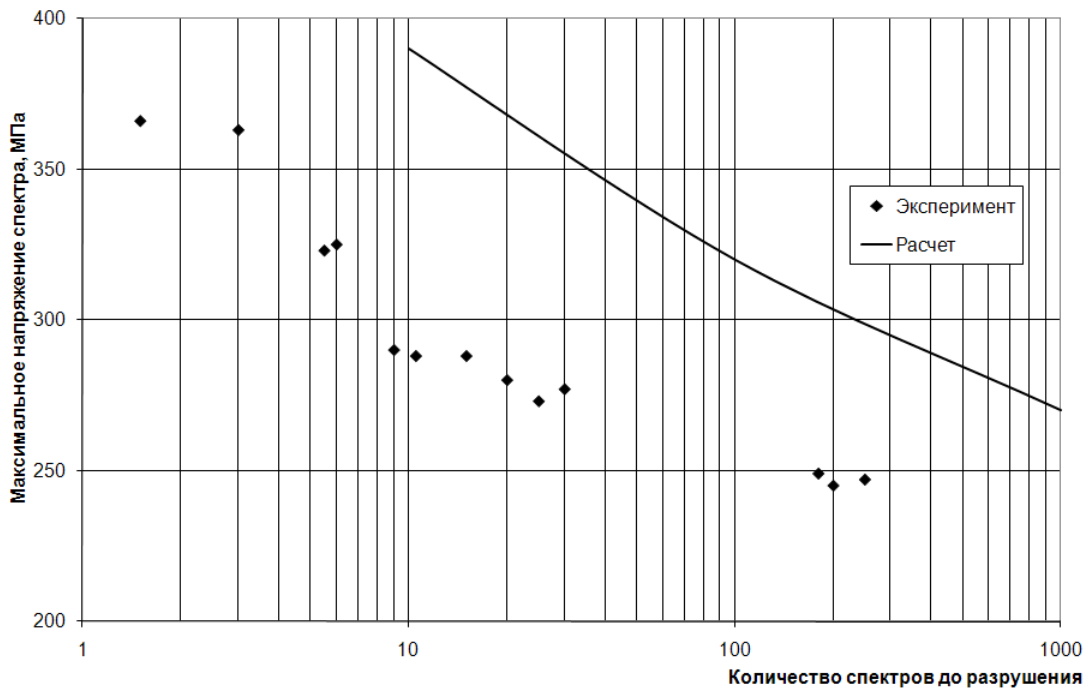


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по усталостной долговечности образцов из стеклопластика MD2 R0400 [±45/0]_{4/±45}_T при нагружении спектром WISPERX (данные работы [3])

Fig. 3. A comparison of the obtained values of fatigue lives predictions and experimental data of specimens from GRP MD2 R0400 [±45/0]_{4/±45}_T under loading by the WISPERX spectrum (data from [3] were used)

Таблица 3

Точность расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при использовании различных гипотез накопления усталостного повреждения

Table 3

The accuracy of fatigue life estimates of layered composites using various fatigue damage accumulation rules

Тип сложного программного нагружения	Гипотеза	Основное соотношение гипотезы	Точность расчетных оценок
Многоступенчатое нагружение (см. табл. 1)	Гипотеза Пальмгрена-Майнера	$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1$	Неприемлемая (см. табл. 2)
	Гипотеза Ханга и Хана [6]	$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \left[\left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right] = 1 \quad (2)$	Высокая (по данным работы [2])
	Гипотеза Хау и Оуэна [7]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right] = 1 \quad (3)$	Высокая (см. табл. 2)
Программа TWIST	Гипотеза Пальмгрена-Майнера	$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1$	Неприемлемая (см. рис. 2)
	Гипотеза Хау и Оуэна [7]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right] = 1 \quad (3)$	Высокая (см. рис. 2)
	Специальная гипотеза [9]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A_i \times \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right] = 1 \quad (5)$	Высокая (см. рис. 2)
Спектр WISPERX	Гипотеза Пальмгрена-Майнера	$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1$	Неприемлемая (см. рис.3)
	Модификация гипотезы Хау и Оуэна [8]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^c \right] = 1 \quad (4)$	Высокая (по данным работы [3])

В работе [3] представлены данные об удовлетворительной точности результатов расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием модификации гипотезы Хау и Оуэна (4).

Обсуждение результатов

В табл. 3 представлены результаты оценки точности расчетов усталостной долговечности образцов из слоистых ПКМ при различных типах сложного программного нагружения и практическом применении различных гипотез накопления усталостного повреждения.

По результатам анализа данных табл. 3 можно сделать следующие выводы.

1. Следует признать неприемлемость использования гипотезы Пальмгрена-Майнера при расчетных оценках усталостной долговечности слоистых ПКМ для всех рассмотренных типах сложного программного нагружения.

2. Несмотря на частые ссылки на гипотезу Марко-Старки, в отечественных и зарубежных публикациях нет примеров практического использования этой гипотезы при расчетах усталостной долговечности слоистых ПКМ при сложном программном нагружении.

Таблица 4

Гипотезы накопления усталостного повреждения, рекомендуемые к применению при выполнении расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при сложном программном нагружении

Table 4

Fatigue damage accumulation rules recommended for use when performing the fatigue life estimates of layered composites under complex program loading

Тип сложного программного нагружения	Гипотеза	Основное соотношение гипотезы
Многоступенчатое нагружение (см. рис. 1)	Гипотеза Ханга и Хана [6]	$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \left[\left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right] = 1 \quad (2)$
	Гипотеза Хау и Оуэна [7]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right] = 1 \quad (3)$
Программа TWIST	Гипотеза Хау и Оуэна [7]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^2 \right] = 1 \quad (3)$
	Специальная гипотеза [9]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A_i \times \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right] = 1 \quad (5)$
Спектр WISPERX	Модификация гипотезы Хау и Оуэна [8]	$D = \sum_{i=1}^k \left[A \left(\frac{n_i}{N_i} \right) + B \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^c \right] = 1 \quad (4)$

3. Для каждого рассмотренного типа сложного программного нагружения можно дать определенные рекомендации по выбору гипотез, с использованием которых возможно получение достаточно точных результатов расчетных оценок усталостной долговечности слоистых ПКМ. Подобные рекомендации представлены в табл. 4.

Выводы

Рассмотрены три типа сложного программного циклического нагружения, наиболее часто применяемые при усталостных испытаниях образцов из слоистых ПКМ. Отмечено, что при расчетах усталостной долговечности слоистых ПКМ при подобном нагружении выбор гипотезы накопления усталостного повреждения является одним из основных факторов, определяющих точность расчетных оценок.

Представлен обзор и краткий анализ пяти различных гипотез накопления усталостного повреждения, применяемых различными авторами при расчетных оценках усталостной долговечности слоистых ПКМ при рассмотренных типах циклического нагружения.

Выполнен анализ результатов практического применения различных гипотез накопления усталостного повреждения при выполнении расчетных оценок.

С целью повышения точности расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов при сложном программном нагружении сделаны выводы и рекомендации по применению различных гипотез при конкретном типе сложного нагружения.

Представлены результаты расчетных оценок усталостной долговечности слоистых композитов, демонстрирующие обоснованность сделанных выводов и предлагаемых рекомендаций.



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] **De Jonge J.B., Schutz D., Lowak H., Schijve J.** A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures, LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U), 1973.
- [2] **Han H.T., Choi S.W.** The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part V., Report DOT/FAA/AR-01/24 (2001).
- [3] **Vassilopoulos A.P.** Fatigue life prediction of composite materials under realistic loading conditions (variable amplitude loading), Fatigue life prediction of composites and composite structures, Ed. by Anastasios P. Vassilopoulos. Woodhead Publishing Limited and CRC Press LLC, 2010.
- [4] **Xiong J.J., Sheno R.A.** Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites // Journal of Composite Materials. 2004. No. 38. P. 1187–1209.
- [5] **Phillips E.P.** Effects of Truncation of a Predominantly Compression Load Spectrum on the Life of a Notched Graphite/Epoxy Laminate, Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, K.N. Lauraitis, ed., ASTM. 1981. P. 197–212.
- [6] **Hwang W., Han K.S.** Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction // Journal of Composite Materials. 1986. No. 20. P. 125–153.
- [7] **Howe R.J., Owen M.J.** Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading // Proceedings of the Eighth International Reinforced Plastics Congress (British Plastic Federation, London), 1972. P. 137–148.
- [8] **Bond I.P.** Fatigue life prediction for GRP subjected to variable amplitude fatigue // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 1999. No. 30(8). P. 961–970.
- [9] **Strizhius V.** Fatigue damage accumulation under quasi-random loading of composite airframe elements // Mechanics of Composite Materials. 2016. No. 52(4). P. 645–664.
- [10] **Kawai M., Itoh N.** A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature // Journal of Composite Materials. 2014. No. 48. P. 571–592.
- [11] **Kawai M., Yano K.** Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P–S–N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2016. No. 83. P. 323–334.
- [12] **Kawai M., Yano K.** Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2016. No. 80. P. 244–258.
- [13] **Broer A.A.R.** Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S–N curve, Master of Science Thesis, Delft University of Technology, 2018.
- [14] **Buimovich Y., Elmalich D.** Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, ICAF 2019, Krakow, Poland, June 2–7 2019, Proceedings, Krakow, 2019.
- [15] **Стрижиус В.Е.** Особенности диаграмм постоянной усталостной долговечности слоистых композитов // Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2019. Т. 25, № 3. С. 118–130. DOI: 10.18721/JEST.25309
- [16] **Strizhius V.** Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading // 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, ICAF 2019, Krakow, Poland, June 2–7 2019, Proceedings, Krakow, 2019.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

СТРИЖИУС Виталий Ефимович — доктор технических наук профессор Национального исследовательского университета «МАИ»
E-mail: vitaly.strizhius@gmail.com

Дата поступления статьи в редакцию: 28.11.2019

REFERENCES

- [1] **J. B. de Jonge, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve,** A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures, LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U), 1973.

- [2] **H.T. Han, S.W. Choi**, The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part V., Report DOT/FAA/AR-01/24 (2001).
- [3] **A.P. Vassilopoulos**, Fatigue life prediction of composite materials under realistic loading conditions (variable amplitude loading), Fatigue life prediction of composites and composite structures, Ed. by Anastasios P. Vassilopoulos. Woodhead Publishing Limited and CRC Press LLC, 2010.
- [4] **J.J. Xiong, R.A. Shenoi**, Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites, Journal of Composite Materials, 38 (2004) 1187–1209.
- [5] **E.P. Phillips**, Effects of Truncation of a Predominantly Compression Load Spectrum on the Life of a Notched Graphite/Epoxy Laminate, Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, K.N. Lauraitis, ed., ASTM, (1981) 197–212.
- [6] **W. Hwang, K.S. Han**, Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction, Journal of Composite Materials, 20 (1986) 125–153.
- [7] **R.J. Howe, M.J. Owen**, Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading, Proceedings of the Eighth International Reinforced Plastics Congress (British Plastic Federation, London), (1972) 137–148.
- [8] **I.P. Bond**, Fatigue life prediction for GRP subjected to variable amplitude fatigue, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 30 (8) (1999) 961–970.
- [9] **V. Strizhius**, Fatigue damage accumulation under quasi-random loading of composite airframe elements, Mechanics of Composite Materials, 52 (4) (2016) 645–664.
- [10] **M. Kawai, N. Itoh**, A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature, Journal of Composite Materials, 48 (2014) 571–592.
- [11] **M. Kawai, K. Yano**, Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P–S–N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 83 (2016) 323–334.
- [12] **M. Kawai, K. Yano**, Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P–S–N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 80 (2016) 244–258.
- [13] **A.A.R. Broer**, Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S-N curve, Master of Science Thesis, Delft University of Technology, 2018.
- [14] **Y. Buimovich, D. Elmalich**, Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites, 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, ICAF 2019, Krakow, Poland, June 2–7 2019, Proceedings, Krakow, 2019.
- [15] **V.E. Strizhius**, Constant-life diagrams of layered composites, St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology, 25 (03) (2019) 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309
- [16] **V. Strizhius**, Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading, 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, ICAF 2019, Krakow, Poland, June 2–7 2019, Proceedings, Krakow, 2019.

THE AUTHOR

STRIZHIUS Vitalii E. — *National Research University «Moscow Aviation Institute»*
E-mail: vitaly.strizhius@gmail.com

Received: 28.11.2019