

УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-87-100

РАСЧЕТ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ПРОГРАММ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

В.Е. СТРИЖИУС¹

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия*

Известно, что для металлических элементов авиаконструкций «эквивалентное напряжение» является одним из важнейших параметров, используемых для оценки усталостной повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний. Представлен метод и процедура оценки значений этого параметра для металлических элементов авиаконструкций. Отмечено, что для элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов в настоящее время в отечественных и зарубежных исследованиях усталостной прочности подобных элементов не определены ни само понятие параметра «эквивалентное напряжение», ни методы расчетных оценок значений этого параметра. С целью достижения определенного прогресса в рассматриваемой области предложено определение параметра «эквивалентное напряжение» программ усталостных испытаний для элементов композитных авиаконструкций. Для случая нагружения одноосным растяжением-сжатием ламинатов из слоистых композитов, представляющих верхние и нижние панели композитных крыльев самолетов транспортной категории, предложен метод расчетной оценки значений этого параметра. Показано, что с использованием параметра «эквивалентное напряжение» возможно решение следующих основных задач: оценка повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний; сравнение повреждаемостей различных программ, расчетная оценка эквивалентов между программами; расчет усталостной долговечности образцов и элементов из слоистых композитов с использованием кривой усталости при регулярном нагружении. Отмечено, что принципиальным положением предлагаемого метода расчетной оценки эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний является использование специальной гипотезы суммирования усталостных повреждений. Представлен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов различных модификаций квазислучайной программы для образцов со свободным отверстием из углепластика Т300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}. Проведен расчет усталостной долговечности указанных образцов при нагружении рассмотренными модификациями с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных результатов и экспериментальных данных.

Ключевые слова: слоистые углепластики, элементы композитных авиаконструкций, квазислучайные программы усталостных испытаний, эквивалентное напряжение, эквивалент, расчетные оценки усталостной долговечности.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что для металлических элементов авиаконструкций «эквивалентное напряжение» является одним из важнейших параметров, используемых для оценки усталостной повреждаемости конструктивных элементов при заданных программах их усталостных испытаний.

С использованием этого параметра выполняются как расчеты усталостной долговечности металлических элементов авиаконструкций, так и оценки эквивалентов (сравнение усталостных повреждаемостей) различных программ усталостных испытаний таких элементов, в том числе и оценки эквивалентов между программным и регулярным циклическим нагружением.

Что касается элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ), следует отметить, что в настоящее время в отечественных и зарубежных исследованиях усталостной прочности подобных элементов не определены ни само понятие параметра «эквивалентное напряжение», ни методы расчетных оценок значений этого параметра. Какие-либо методы расчетных оценок эквивалентов программ усталостных испытаний для элементов композитных авиаконструкций также отсутствуют.

В настоящей статье для случая нагружения одноосным растяжением-сжатием ламинатов из слоистых ПКМ, представляющих верхние и нижние панели композитных крыльев само-

летов транспортной категории, предложены методы расчетных оценок эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний таких элементов.

Предложен метод расчета усталостной долговечности рассматриваемых элементов при нагружении программами усталостных испытаний с использованием кривой усталости элементов при регулярном циклическом нагружении.

Приведен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов различных модификаций программы TWIST [1] для образцов со свободным отверстием из углепластика Т300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}, представленных в работе [2]. Приведен пример расчета усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ДЛЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

Очевидно, что при формировании методов и процедур расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов для элементов из ПКМ целесообразно рассмотреть основные положения методики расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов для металлических элементов авиаконструкций.

Действующая в настоящее время отраслевая методика¹ расчетов на усталость металлических элементов авиаконструкций для случая одноосного циклического нагружения подобных элементов растяжением-сжатием основана на расчете условной величины усталостного повреждения программы нагружения, представленной в виде последовательности «полных циклов». Каждый единичный цикл, характеризующийся амплитудой σ_{ai} и средним значением σ_{mi} (или максимальным $\sigma_{max i}$ и минимальным $\sigma_{min i}$ значениями), приводится к эквивалентному отнулевому циклу с максимальным значением цикла σ_{oi} , определяемым по соотношениям:

$$\sigma_{oi} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_{ai} \times \sigma_{max i}} \text{ при } \sigma_{mi} \geq 0; \\ \sqrt{2} \times (\sigma_{ai} + 0.2\sigma_{mi}) \text{ при } \sigma_{mi} < 0 \text{ и } \sigma_{max i} > 0; \\ 0 \text{ при } \sigma_{max i} \leq 0. \end{cases}$$

Используя гипотезу линейного суммирования усталостных повреждений для какой-либо программы нагружения, представляющей собой совокупность эквивалентных отнулевых циклов, могут быть определены эквивалентный по вносимому повреждению один отнулевой цикл напряжения, максимальное значение которого может быть вычислено по формуле:

$$\sigma_{эж\%o} = \sqrt[m]{\sum (n_i \times \sigma_{oi}^m)}$$

и величина усталостной повреждаемости программы в виде:

$$D = \sum n_i / N_i = (1/A) \times \sum (n_i \times \sigma_{oi}^m),$$

¹ Методика определения ресурса планера самолета на стадии эксплуатации. Проект выпуска 8 книги 4 РДК. Жуковский, ЦАГИ. 1976.

где

- n_i – число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{oi} ;
- N_i – число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{oi} до момента появления трещины или до разрушения;
- m – показатель степени (для отечественных алюминиевых сплавов принимается, как правило, равным 4,0);
- A – некоторый параметр.

Максимальное значение *эквивалентного* по вносимому повреждению одного отнулевого цикла напряжения и принято называть *эквивалентным напряжением* программы усталостных испытаний или спектра усталостных нагрузок для металлических элементов авиаконструкций.

Под расчетным эквивалентом между программами «1» и «2» понимается величина:

$$K_{\text{ЭКВ}} = D_1 / D_2 = N_2 / N_1 = (\sigma_{\text{ЭКВ} 1} / \sigma_{\text{ЭКВ} 2})^m.$$

При известном эквиваленте $K_{\text{ЭКВ}}$ между программами «1» и «2» и известной усталостной долговечности N_1 рассматриваемого элемента конструкции при нагружении программой «1», усталостная долговечность того же элемента при нагружении программой «2» может быть определена как:

$$N_2 = N_1 \times K_{\text{ЭКВ}}.$$

РАСЧЕТ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТОВ ПРОГРАММ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЛАМИНАТОВ ИЗ СЛОИСТЫХ ПКМ

Для формирования процедуры расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний ламинатов из слоистых ПКМ целесообразно рассмотреть основные положения метода расчета на усталость таких элементов.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [3–14], можно сформировать следующие основные положения такого метода.

1. В качестве расчетного уравнения кривой усталости ламинатов из слоистых ПКМ предлагается использовать уравнение Менделла (*Mandell*) [3, 4] для случая одноосного регулярного циклического нагружения рассматриваемых элементов *симметричным циклом растяжения-сжатия*:

$$\sigma_a^{R=-1} = a + b \cdot \lg N, \quad (1)$$

где

- $\sigma_a^{R=-1}$ – амплитуда симметричных циклических напряжений растяжения-сжатия (с коэффициентом асимметрии напряжений $R = -1$);
- a и b – параметры уравнения.

2. Предполагается, что с использованием метода «дождевого потока» циклическое нагружение рассматриваемых программ может быть представлено в виде некоторой последовательности полных циклов с различными амплитудами напряжений и различными уровнями асимметрии циклического нагружения.

3. В качестве диаграммы постоянной усталостной долговечности по результатам обзора и анализа данных работ [5–11] может быть использовано *модифицированное* уравнение Харриса (*Harris*) [11]:

$$\sigma_{ai}^{R=-1} = \frac{\sigma_{ai} \cdot \sigma_{UTS}^u \cdot |\sigma_{UCS}|^v}{(\sigma_{UTS} - \sigma_{mi})^u \cdot (|\sigma_{UCS}| + \sigma_{mi})^v}, \quad (2)$$

где

- σ_{ai} – амплитуда i -го цикла рассматриваемого циклического нагружения;
 - σ_{mi} – среднее значение i -го цикла рассматриваемого циклического нагружения;
 - σ_{UTS} – предел прочности рассматриваемого элемента при растяжении;
 - σ_{UCS} – предел прочности рассматриваемого элемента при сжатии;
 - u и v – параметры, зависящие от усталостной долговечности рассматриваемого элемента;
 - $\sigma_{ai}^{R=-1}$ – амплитуда эквивалентного по повреждаемости симметричного цикла нагружения, соответствующая *определенной (фиксированной)* усталостной долговечности элемента.
4. По данным работы [5] значения параметров u и v могут быть определены как:

$$u = 0,033 \lg N + 2,032; \quad v = 0,068 \lg N + 2,089.$$

С целью практического использования соотношения (2) для *приближенных* оценок очевидна необходимость получения *средних значений* параметров u и v , единых для всего диапазона «рабочих» долговечностей рассматриваемых элементов $N = 10^3 \div 10^6$. В качестве таких средних значений получены следующие: $u = 2,18$; $v = 2,40$.

5. В качестве гипотезы суммирования усталостных повреждений по результатам обзора и анализа данных работ [12–14] для рассматриваемых элементов при программном нагружении может быть использована гипотеза Хау и Оуэна (*Howe and Owen*) [14]:

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

где

- D_{block} – накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок рассматриваемой программы;
- n_i – количество циклов нагружения при уровне напряжений σ_i ;
- N_i – количество циклов нагружения до разрушения рассматриваемого элемента при уровне напряжений σ_i ;
- k – количество циклов нагружения в блоке нагрузок программы;
- A и B – параметры соотношения, *не зависящие от уровня напряжения* и определяемые *с использованием регрессионного анализа известных экспериментальных данных*.

В работе [15] представлены данные об удовлетворительных результатах практического использования соотношения гипотезы Хау и Оуэна при расчетных оценках усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика при квазислучайном нагружении программой TWIST. Таким образом, можно говорить об определенных перспективах использования гипотезы Хау и Оуэна при программном нагружении слоистых ПКМ.

6. Принимается допущение, что накопленное повреждение в момент усталостного разрушения (повреждения):

$$D = N_{block} \times D_{block} = 1,$$

где N_{block} – усталостная долговечность слоистого ПКМ в количестве блоков рассматриваемых программ.

Отсюда:

$$N_{block} = 1 / D_{block}.$$

7. Известно, что для элементов авиаконструкций блоки программного нагружения обычно соответствуют определенному количеству типовых полетов. В этом случае усталостная долговечность слоистого ПКМ в количестве полетов определяется как:

$$N_{flight} = N_{block} \times BL,$$

где BL – размер (в полетах) блока программных нагрузок. Например, для программы TWIST $BL=4000$ полетов [1].

Очевидно, что справедливы также следующие соотношения:

$$D_{flight} = D_{block} / BL; \quad N_{flight} = 1 / D_{flight}.$$

Используя основные положения и соотношения представленного выше метода, для спектров программного нагружения слоистых ПКМ может быть определен *эквивалентный* по вносимому повреждению *один* симметричный цикл напряжения, амплитуда которого с использованием уравнения (1) может быть вычислена по формуле:

$$\sigma_{a\,eqv} = a + b \cdot \lg(1 / D_{flight}). \quad (4)$$

Амплитуду $\sigma_{a\,eqv}$ *эквивалентного* по вносимому повреждению *одного симметричного* цикла напряжения и предлагается принимать как *эквивалентное напряжение* программ для слоистых ПКМ.

В случае сложных программ нагружения (к которым относится, например, программа TWIST) эквивалентное напряжение отражает повреждаемость *среднестатистического (по повреждаемости) типового полета программы*.

Предлагается следующая процедура расчета эквивалентных напряжений, эквивалентов и усталостных долговечностей слоистых ПКМ.

1. Определение параметров кривой усталости (1).
2. Формирование спектров нормальных номинальных напряжений (в сечении «брутто» рассматриваемого элемента), соответствующих спектрам нагрузок рассматриваемых программ.
3. Обработка спектров напряжений методом «полных циклов» или методом «дождевого потока» и представление спектров напряжений в виде последовательностей полных циклов.
4. Приведение каждого выделенного единичного i -го цикла, характеризующегося амплитудой $\sigma_{a\,i}$ и средним значением $\sigma_{m\,i}$, к эквивалентному *симметричному* циклу с использованием соотношения (2).

5. Определение величины N_i для каждого выделенного цикла с использованием уравнения (1) в виде:

$$\lg N_i = (\sigma_{a_i}^{R=-1} - a) / b \quad \text{или} \quad N_i = 10^{(\sigma_{a_i}^{R=-1} - a) / b}.$$

6. Определение величины накопленного усталостного повреждения в рассматриваемом элементе за блок нагрузок рассматриваемой программы с использованием соотношения (3).

7. Определение усталостной повреждаемости рассматриваемого элемента за типовой полет рассматриваемой программы:

$$D_{flight} = D_{block} / BL.$$

8. Расчет эквивалентных напряжений рассматриваемой программы с использованием соотношения (4).

9. Расчет усталостной долговечности рассматриваемых элементов с использованием кривой усталости (1) в виде:

$$N_{flight} = 10^{(\sigma_{a_{eqv}} - a) / b}. \quad (5)$$

10. Расчет эквивалентов спектров программного нагружения между собой и расчет эквивалентов модификаций рассматриваемых спектров выполняется с использованием соотношения:

$$K_{eqv} = D_{flight(1)} / D_{flight(2)} = N_{flight(2)} / N_{flight(1)} = 10^{(\sigma_{a_{eqv(2)}} - \sigma_{a_{eqv(1)}}) / b}. \quad (6)$$

11. При известном эквиваленте K_{eqv} между программами «1» и «2» и известной экспериментальной усталостной долговечности $N_{exp(1)}$ рассматриваемого элемента конструкции при нагружении программой «1» (которая условно принята за «эталонную»), расчетная усталостная долговечность того же элемента при нагружении программой «2» может быть определена как:

$$N_{pred(2)} = N_{exp(1)} \times K_{eqv} = N_{exp(1)} \times 10^{(\sigma_{a_{eqv(2)}} - \sigma_{a_{eqv(1)}}) / b}. \quad (7)$$

Следует отметить, что расчет эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний слоистых ПКМ в принципе возможен и при использовании гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правила Пальмгрена-Майнера). В этом случае представленная выше процедура расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов сохраняется, но вместо соотношения (3) накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок рассматриваемой программы определяется как:

$$D_{block} = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}, \quad (8)$$

где

- D_{block} – накопленное усталостное повреждение за блок нагрузок 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 программы.

ПРИМЕР РАСЧЕТА

Ниже приведен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов среднестатистических типовых полетов различных модификаций программы TWIST [1] для образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}, представленных в работе [2]. Проведена расчетная оценка эквивалентных напряжений и эквивалентов, а также расчет усталостной долговечности рассматриваемых образцов с использованием уравнения (5) и соотношения (7).

В табл. 1 представлена повторяемость типов полетов и циклов нагрузок в пределах каждого полета программы TWIST. В табл. 2 в упрощенном виде представлены уровни и повторяемость циклических нагрузок этой программы.

Таблица 1
Table 1

Полетный блок нагрузок программы TWIST [1]
Flight TWIST program block of loads [1]

Тип полета	Число полетов в блоке из 4000 пол.	Номер и величина уровня амплитуды σ / σ_m									
		I 1,60	II 1,50	III 1,30	IV 1,15	V 0,995	VI 0,84	VII 0,685	VIII 0,53	IX 0,375	X 0,222
A	1	1	1	1	4	8	18	64	112	391	900
B	1		1	1	2	5	11	39	76	366	899
C	3			1	1	2	7	22	61	277	879
D	9				1	1	2	14	44	208	680
E	24					1	1	6	24	165	603
F	60						1	3	19	115	512
G	181							1	7	70	412
H	420								1	16	233
I	1090									1	69
J	2211										25
Полное число циклов в блоке		1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	358665
Суммарное число циклов в блоке		1	3	8	26	78	230	1030	5200	40000	398665

По результатам обработки данных работы [2] для рассматриваемых образцов получены:

1. Уравнение кривой усталости (1) при регулярном нагружении симметричным циклом:

$$\sigma_a^{R=-1} = 320,56 - 27,4172 \lg N.$$

2. Значение предела прочности рассматриваемых образцов при растяжении:
 $\sigma_{UTS} = 346,06$ МПа.

3. Значение предела прочности рассматриваемых образцов при сжатии:
 $\sigma_{UCS} = -324,72$ МПа.

В табл. 3 по данным работы [2] приведены средние значения усталостных долговечностей (N_{exp}), полученные при усталостных испытаниях рассматриваемых образцов с использованием базового спектра TWIST и спектров с различными уровнями усечений больших и малых нагрузок. Все испытания были проведены при среднем напряжении спектра $\sigma_m = -111$ МПа.

По данным работы [2] наземные нагрузки для всех полетов программы TWIST были представлены единичной нагрузкой, равной $\sigma = -0,5 \times \sigma_m = 55,5$ МПа.

По результатам регрессионного анализа экспериментальных данных табл. 3 определены значения параметров A и B соотношения (3): $A = 0,846$; $B = 914,949$.

Таблица 2
Table 2

Уровни и амплитуды циклических нагрузок программы TWIST
Levels and amplitudes of cyclic loads of TWIST program

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

* σ_m – среднее напряжение воздушного этапа

Таблица 3
Table 3

Результаты усталостных испытаний образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90] 2s при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения спектра

Results of fatigue tests for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of fiber-carbon composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Усечения спектра	N_{exp} , полеты
Базовый спектр (без усечений)	88655
Опущен уровень нагружения № X	75955
Опущены уровни нагружения №№ IX-X	106555
Опущены уровни нагружения №№ VII-X	111555
Опущены уровни нагружения №№ I-II	189962
Опущены уровни нагружения №№ I-IV;X	759374

Результаты расчетной оценки значений эквивалентных напряжений $\sigma_{a \text{ eqv}}$ типовых полетов рассмотренных модификаций программы TWIST с использованием соотношения (4) и усталостных долговечностей N_{pred} рассматриваемых образцов с использованием уравнения (5)

представлены в табл. 4. Там же представлены значения относительной ошибки расчетной оценки (*REP*):

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

В работе [2] были проведены аналогичные расчеты при использовании при оценках правила Пальмгрена-Майнера (8). Результаты расчетов также приведены в табл. 4.

Таблица 4
Table 4

Результаты расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} при нагружении программой TWIST с различными уровнями усечения спектра
Fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s} samples of fiber-carbon composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Усечения спектра	Расчет с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3)					Расчет с использованием правила Пальмгрена-Майнера (8)*	
	D_{block}	D_{flight}	$\sigma_{a\ eqv}$, МПа	N_{pred} , полеты	<i>REP</i> , %	N_{pred} , полеты	<i>REP</i> , %
Базовый спектр (без усечений)	0,045263	1,1316E-05	184,95	88372	-0,3	1 533 730	1630
Опущен уровень нагружения № X	0,04435	1,1088E-05	184,70	90189	18,7	1 503 910	1880
Опущены уровни нагружения № IX-X	0,04286	1,0714E-05	184,30	93334	-12,4	1 140 140	970
Опущены уровни нагружения № VII-X	0,03857	9,6424E-06	183,04	103708	-7,0	903 600	710
Опущены уровни нагружения № I-II	0,01908	4,7708E-06	174,66	209608	10,3	2 374 530	1150
Опущены уровни нагружения № I-IV; X	0,01121	2,8029E-06	168,33	356777	-53,0	5 011 870	560

* по данным работы [2]

На рис. 1 представлено сравнение полученных значений расчетных оценок усталостных долговечностей рассматриваемых образцов и сравнение этих значений с экспериментальными данными.

В табл. 5 представлены результаты расчетной оценки усталостных долговечностей N_{pred} рассматриваемых образцов с использованием эквивалентов между повреждаемостями типовых полетов модификаций программы TWIST. За «эталонную» программу «1» при расчете эквивалентов принят базовый спектр программы TWIST (без усечений). Там же представлены значения относительной ошибки расчетной оценки (*REP*).

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

По результатам анализа данных, представленных в табл. 4 – 5 и на рис. 1, можно отметить следующее.

1. С использованием данных табл. 4 для типовых полетов рассмотренных модификаций программы TWIST могут быть определены значения отношения $\sigma_{a\ eqv} / |\sigma_{UCS}|$, которые нахо-

дятся в диапазоне $0,52 \div 0,57$. Эти результаты хорошо согласуются с данными работы [16], которые фактически рекомендуют принимать для композитных образцов верхних панелей крыла транспортного самолета значения $|\sigma_{a\text{equiv}} / \sigma_{UCS}| = 0,40 \div 0,60$.

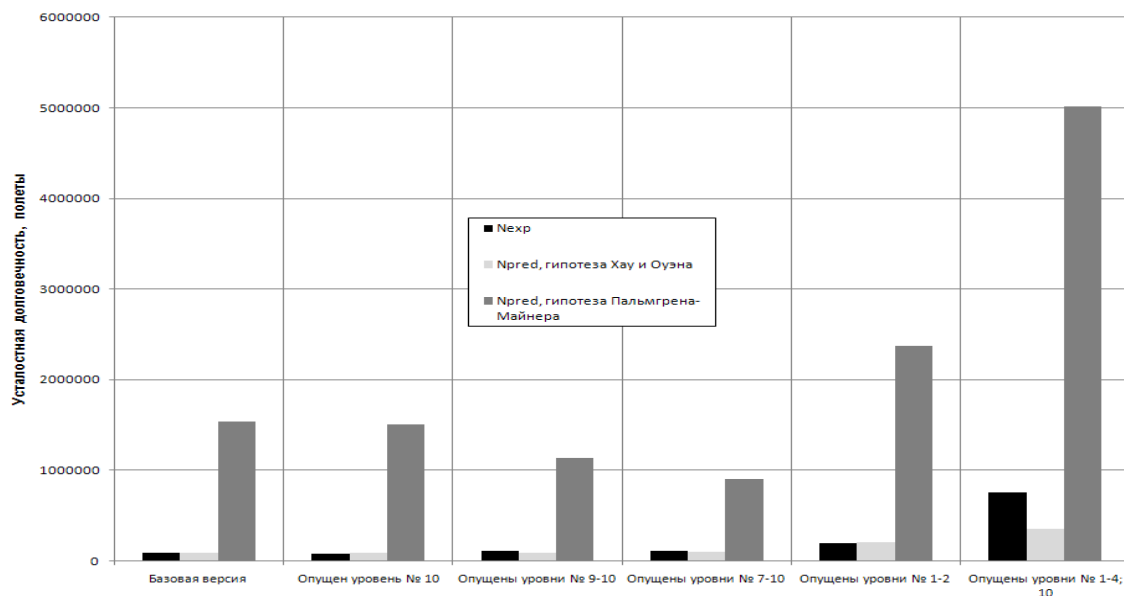


Рис. 1. Сравнение расчетных оценок усталостных долговечностей образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90] 2s при нагружении программой TWIST с различными уровнями усе­чения спектра

Fig. 1. Comparison of the fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of carbon-fiber composite with the open hole under load with TWIST program with different levels of spectrum truncation

Таблица 5
Table 5

Результаты расчетных оценок усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из углепластика типа T300/5208 [45/0/-45/90] 2s с использованием эквивалентов модификаций программы TWIST

Fatigue life estimates for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of carbon-fiber composite with open hole using the equivalents of TWIST program modifications

Усе­чения спектра	Расчет эквивалентов с использованием гипотезы Хау и Оуэна (3)		
	K_{eqv}	N_{pred} , полеты	REP, %
Опущен уровень нагружения № X	1,02	90480	19,1
Опущены уровни нагружения № IX-X	1,06	93630	-12,1
Опущены уровни нагружения № VII-X	1,17	104040	-6,7
Опущены уровни нагружения № I-II	2,37	210280	10,7
Опущены уровни нагружения № I-IV; X	4,04	357920	-52,9

2. Можно признать приемлемыми трудоемкость и точность расчетных оценок усталостной долговечности рассматриваемых образцов, выполненных с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов и предложенного метода расчета на усталость.

3. Расчетные оценки усталостной долговечности рассматриваемых образцов, полученные с использованием гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений (правила Пальмгрена-Майнера), показали неприемлемую точность расчетных оценок усталостной долговечности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложено определение и метод расчетной оценки параметра «эквивалентное напряжение» программ усталостных испытаний и спектров усталостных нагрузок для элементов авиаконструкций из слоистых ПКМ.

Предложен метод расчетной оценки эквивалентов программ усталостных испытаний рассматриваемых элементов.

Показано, что с использованием параметра «эквивалентное напряжение» возможно решение следующих задач.

1. Оценка повреждаемости элемента конструкции при заданной программе его усталостных испытаний.

2. Сравнение повреждаемостей различных программ, расчетная оценка эквивалентов между программами.

3. Расчет усталостной долговечности слоистых ПКМ с использованием кривой усталости при регулярном нагружении.

4. Расчет усталостной долговечности слоистых ПКМ с использованием эквивалентов между программами.

Отмечено, что принципиальным положением предлагаемого метода расчетной оценки эквивалентных напряжений и эквивалентов программ усталостных испытаний слоистых ПКМ является использование специальной гипотезы суммирования усталостных повреждений Хау и Оуэна, представленной соотношением (3).

Представлен пример расчета эквивалентных напряжений и эквивалентов типовых полетов различных модификаций программы TWIST для образцов со свободным отверстием из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]_{2s}. Проведен расчет усталостной долговечности указанных образцов при нагружении рассмотренными модификациями с использованием полученных значений эквивалентных напряжений и эквивалентов. Показано хорошее совпадение расчетных результатов и экспериментальных данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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

2. **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 / Ed. by K.N. Lauritis. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1981. Pp. 197–212. DOI: <https://doi.org/10.1520/STP27621S>

3. **Mandell J.F.** Fatigue behaviour of fibre-resin composites. In Developments in Reinforced Plastics 2 / Ed. by G. Pritchard. Applied Science Publishers, London. 1982, pp. 67–107.

4. **Burhan I., Kim H.S.** S-N Curve Models for Composite Materials Characterisation: An Evaluative Review // *Journal of Composites Science*. 2018. Vol. 2, iss. 3. DOI: 10.3390/JCS2030038.
5. **Beheshty M.H., Harris B., Adam T.** An empirical fatigue-life model for high-performance fiber composites with and without impact damage // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 1999. Vol. 30, iss. 8. Pp. 971–987. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00009-3](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00009-3)
6. **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. Vol. 48, iss. 5. Pp. 571–592. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998313476324>
7. **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. Vol. 83, part 2. Pp. 323–334. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005>
8. **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. Vol. 80. Pp. 244–258. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.10.021
9. **Broer A.** Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S-N curve: Master of Science thesis. Delft University of Technology, 2018.
10. **Buimovich Y., Elmalich D.** Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 399–409.
11. **Стрижиус В.Е.** Особенности диаграмм постоянной усталостной долговечности слоистых композитов // *Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки*. 2019. Т. 25, № 3. С. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309
12. **Xiong J.J., Sheno R.A.** Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites // *Journal of Composite Materials*. 2004. Vol. 38, iss. 14. Pp. 1187–1209. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998304042081>
13. **Hwang W., Han K.S.** Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction // *Journal of Composite Materials*. 1986. Vol. 20, iss. 2. Pp. 125–153. DOI: <https://doi.org/10.1177/002199838602000202>
14. **Howe R.J., Owen M.J.** Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading // *Proceedings of the 8th International Reinforced Plastics Congress*. British Plastics Federation, London, 1972. Pp. 137–148.
15. **Strizhius V.** Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 423–431.
16. **Bakuckas Jr.J.G.** Bonded repairs of composite panels representative of wing structure / Jr. J.G, Bakuckas, R. Chadha, P. Swindell, M. Fleming, J.Z. Lin, J.B. Ihn, N. Desai, E. Espinar-Mick, M. Freisthler // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 565-580.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Стрижиус Виталий Ефимович, доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национальный исследовательский университет), vitaly.strizhius@gmail.com.

ESTIMATION OF EQUIVALENT STRESSES AND EQUIVALENTS OF THE FATIGUE TEST PROGRAMS OF AIRFRAME COMPOSITE ELEMENTS

Vitaly E. Strizhius¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University)
Moscow, Russia

ABSTRACT

It is known that for metal components of aircraft structures, "equivalent stress" is one of the most important parameters used to assess the fatigue damage resistance of a structural element for a given program of its fatigue tests. The method and the procedure for estimating the values of this parameter for metal elements of aircraft structures are presented. It is noted that for aircraft structural elements made of polymer composite materials, neither the concept of the "equivalent stress" parameter nor the methods for calculating estimates of the values of this parameter are currently defined in domestic and foreign studies of the fatigue strength of such elements. In order to achieve particular progress in the considered area, the definition of the "equivalent stress" parameter of fatigue test programs for composite aircraft structural elements is proposed. For the case of uniaxial tension-compression load of laminates from layered composites representing the upper and lower panels of composite wings of transport category aircraft, a method for calculating the estimation of this parameter is proposed. It is shown that using the "equivalent stress" parameter, the following main tasks can be solved: assessment of the damage resistance of a structural element with a given program of its fatigue tests; comparison of damages resistance of various programs, calculation of equivalents between the programs; calculation of fatigue life of layered composites samples and elements using the fatigue curve under regular load. It is noted that the fundamental meaning of the proposed method for calculating the equivalent stresses and equivalents of fatigue test programs is the use of a special hypothesis of a fatigue damage accumulation rule. An example of calculating the equivalent stresses and equivalents of various modifications of the quasi-random program for CFRP T300/5208 [45/0/-45/90] 2s samples of fiber-carbon composite with the open hole is presented. The fatigue life of these samples under load with the considered modifications was calculated using the obtained values of equivalent stresses and equivalents. Good agreement between the calculated results and experimental data is shown.

Key words: layered composites, elements of composite aircraft structures, quasi-random fatigue test programs, equivalent stress, equivalent, calculated estimates of fatigue life.

REFERENCES

1. De Jonge, J.B., Schutz, D., Lowak, H. and Schijve, J. (1973). *A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures*. LBF Bericht FB-106 (NLR 73029U).
2. Phillips, E.P. (1981). *Effects of truncation of a predominantly compression load spectrum on the life of a notched graphite/epoxy laminate*. Fatigue of Fibrous Composite Materials, in Lauraitis K.N. (Ed.). West Conshohocken, PA: ASTM International, pp. 197–212. DOI: <https://doi.org/10.1520/STP27621S>
3. Mandell, J.F. (1982). *Fatigue behaviour of fibre-resin composites*. In Developments in Reinforced Plastics 2, in Pritchard G. (Ed.). Applied Science Publishers, London, pp. 67–107.
4. Burhan, I. and Kim, H.S. (2018). *S-N Curve Models for Composite Materials Characterisation: An Evaluative Review*. Journal of Composites Science, vol. 2, issue 3. DOI: 10.3390/JCS2030038
5. Beheshty, M.H., Harris, B. and Adam, T. (1999). *An empirical fatigue-life model for high-performance fiber composites with and without impact damage*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 30, issue 8, pp. 971–987. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00009-3](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00009-3)
6. Kawai, M. and Itoh, N. (2014). *A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature*. Jour-

nal of Composite Materials, vol. 48, issue 5, pp. 571–592. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998313476324>

7. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *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, vol. 83, part 2, pp. 323–334. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005>

8. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *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, vol. 80, pp. 244–258. DOI: [10.1016/j.compositesa.2015.10.021](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.10.021)

9. **Broer, A.** (2018). *Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single s-n curve*: Master of Science Thesis. Delft University of Technology.

10. **Buimovich, Y. and Elmalich, D.** (2019). *Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 399–409.

11. **Strizhius, V.E.** (2019). *Constant-life diagrams of layered composites*. St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology, vol. 25, no. 3, pp. 120–132. DOI: [10.18721/JEST.25309](https://doi.org/10.18721/JEST.25309). (in Russian)

12. **Xiong, J.J. and Shenoi, R.A.** (2004). *Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites*. Journal of Composite Materials, vol. 38, issue 14, pp. 1187–1209. DOI: <https://doi.org/10.1177/0021998304042081>

13. **Hwang, W. and Han, K.S.** (1986). *Cumulative damage models and multi-stress fatigue life prediction*. Journal of Composite Materials, vol. 20, issue 2, pp. 125–153. DOI: <https://doi.org/10.1177/002199838602000202>

14. **Howe, R.J. and Owen, M.J.** (1972). *Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading*. Proceedings of the Eighth International Reinforced Plastics Congress, British Plastic Federation, London, pp. 137–148.

15. **Strizhius, V.** (2019). *Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 423–431.

16. **Bakuckas, Jr.J.G., Chadha, R., Swindell, P., Fleming, M., Lin, J.Z., Ihn, J.B., Desai, N., Espinar-Mick, E. and Freisthler, M.** (2019). *Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 565–580.

INFORMATION ABOUT AUTHOR

Vitaly E. Strizhius, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Engineering and Certification Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), vitaly.strizhius@gmail.com.

Поступила в редакцию 12.12.2019
Принята в печать 19.03.2020

Received 12.12.2019
Accepted for publication 19.03.2020