

УДК 629.7.023:539.43

## МЕТОДЫ ПРИБЛИЖЕННЫХ ОЦЕНОК УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ТИПОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

В.Е. СТРИЖИУС

Сформированы и представлены методы приближенных оценок усталостной долговечности типовых элементов композитных авиаконструкций, которые могут быть рекомендованы для применения на этапе эскизного проектирования самолета.

**Ключевые слова:** элементы авиаконструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ), усталостная долговечность.

### Введение

Известно, что, несмотря на достаточно большой объем проведенных исследований, закономерности усталостного разрушения элементов композитных авиаконструкций к настоящему времени исследованы только по отдельным направлениям. По результатам этих исследований сформировать какие-либо достаточно «цельные» методы инженерных расчетов характеристик усталостной прочности элементов из ПКМ практически невозможно.

Ввиду этого особое значение приобретает разработка методов приближенных расчетных оценок, с использованием которых были бы возможны решения первоочередных задач эскизного проектирования самолета с композитными агрегатами. К таким задачам относятся прежде всего «сайзинг» элементов из ПКМ, выбор типа ПКМ и уровня допускаемых напряжений исходя из требований обеспечения проектного ресурса самолета.

В настоящей статье представлены результаты «начальных» исследований и работ по разработке подобных методов: сформированы и представлены методы приближенных оценок усталостной долговечности типовых элементов композитных авиаконструкций, которые могут быть рекомендованы для применения на этапе эскизного проектирования самолета. К таким методам отнесены следующие:

- метод оценки усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций на основе деформационной теории усталости;
- метод оценки эквивалентной усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций.

### Метод оценки усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций на основе деформационной теории усталости

Деформационная теория усталости или теория допустимых деформаций элементов композитных авиаконструкций достаточно проста и универсальна. Основные положения этой теории для элементов, работающих в условиях одноосного растяжения-сжатия, можно сформировать по данным работ [1; 2], эти положения заключаются в следующем:

1. Для каждого типового элемента из ПКМ существует условный предел выносливости элемента на базе усталостной долговечности  $N = 10^6$  циклов при циклическом сжатии элемента.
2. Условный предел выносливости может быть выражен в максимальном значении циклической деформации сжатия элемента.
3. Условие достаточной усталостной долговечности рассматриваемого элемента из ПКМ может быть выражено простым соотношением

$$P_{\max i} / P_{\text{разр}} \leq \varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}},$$

где  $P_{\max i}$  – максимальная нагрузка сжатия (минимальное отрицательное значение нагрузки)  $i$ -го цикла спектра эксплуатационных нагрузок на рассматриваемый элемент;

$P_{\text{разр}}$  – предельная (разрушающая) нагрузка сжатия для рассматриваемого элемента;

$\varepsilon_a$  – условный предел выносливости рассматриваемого элемента или максимальное значение циклической деформации сжатия элемента на базе усталостной долговечности  $N = 10^6$  циклов;

$\varepsilon_{\text{разр}}$  – деформация сжатия при статическом разрушении рассматриваемого элемента.

В табл. 1 по данным работы [1] для образцов, имитирующих типовые элементы авиаконструкций из пластика типа CFRP (пластик, армированный углеродным волокном), представлены ориентировочные значения деформаций  $\varepsilon_a$  и  $\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$ , которые могут быть использованы при проверке возможности достижения достаточной усталостной долговечности подобных элементов на этапе эскизного проектирования самолета.

**Таблица 1**

Ориентировочные значения условного предела выносливости  $\varepsilon_a$  и допустимой относительной деформации сжатия  $\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$  для типовых элементов авиаконструкций из пластика типа CFRP

Тип элемента из ПКМ	$\varepsilon_a$ , %	$\varepsilon_{\text{разр}}$ , %	$\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$
Элементы без геометрических концентраторов напряжений	0,52	1,33	0,40
Элементы со свободными отверстиями	0,525	0,98	0,54
Элементы с заполненными отверстиями	0,50	1,00	0,50
Односрезные болтовые соединения	0,38	0,575	0,66
Двухсрезные болтовые соединения	0,34	0,66	0,52

На основании данных табл. 1 критерий достаточной усталостной долговечности типовых элементов композитных авиаконструкций из пластика типа CFRP может быть выражен простым соотношением

$$P_{\max i} / P_{\text{разр}} \leq 0,40.$$

К очевидным достоинствам деформационной теории усталости следует отнести ее простоту и возможность выполнения быстрых оценок. Для этого достаточно знать значение допустимой относительной деформации сжатия  $\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$  и уровень относительных эксплуатационных нагрузок  $P_{\max i} / P_{\text{разр}}$  для рассматриваемого конструктивного элемента из ПКМ.

К очевидным недостаткам рассматриваемой теории следует отнести следующие:

1. Результаты оценок усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций с использованием деформационной теории усталости будут в значительной степени зависеть от точности и обоснованности используемых значений  $\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$ , т.е. соответствие этих значений рассматриваемым элементам авиаконструкций и эксплуатационным условиям их нагружения (имеется в виду правильный выбор значения коэффициента асимметрии  $R = P_{\min} / P_{\max}$  при усталостных испытаниях образцов, имитирующих рассматриваемые элементы). При использовании приближенных значений  $\varepsilon_a / \varepsilon_{\text{разр}}$  результаты оценок усталостной долговечности рассматриваемых элементов будут также весьма приближенными.

2. В рассматриваемой теории практически не предусмотрено применение каких-либо механизмов учета влияния на усталость конструктивно-технологических параметров рассматриваемых элементов и параметров окружающей среды, что также может негативно повлиять на

точность проводимых оценок.

3. При выполнении оценок усталостной долговечности с использованием деформационной теории усталости большое значение имеет анализ предполагаемого эксплуатационного нагружения рассматриваемых элементов из ПКМ. Попытки упростить эксплуатационное нагружение элементов и поверхностная проверка выполнения условия  $P_{\max i} / P_{\text{разр}} \leq 0,40$  могут также привести к значительным ошибкам. В табл. 2 в качестве примера представлен блок программных нагрузок на крыло современного регионального самолета. Как видно из анализа данных табл. 2, для 80 циклов программного нагружения крыла  $P_{\max i} / P_{\text{разр}} > 0,40$ , таким образом, при нагружении крыла подобным блоком нагрузок во многих элементах крыла могут возникнуть деформации сжатия выше предела выносливости. Неправильный учет повреждаемости от этих нагрузок может привести к значительным ошибкам в конечных результатах оценки усталостной прочности рассматриваемых элементов.

**Таблица 2**

Блок программных нагрузок на крыло современного регионального самолета для 5000 типовых полетов (воздушный этап)

Тип полета	Число полетов в блоке	Номер и относительная величина нагрузки $P_{\max i} / P_{\text{разр}}$				
		I	II	III	IV	V
		0,56	0,51	0,45	0,38	0,32
Число циклов за типовой полет						
A	1	1	5	1	101	239
B	1		1	1	65	120
C	71			1	15	80
D	2320				1	24
E	2607					20

### Метод оценки эквивалентной усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций

В настоящем разделе представлен метод оценки эквивалентной усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций. Основные положения метода можно представить следующим образом.

1. Известно, что одной из главных целей проектирования современных композитных авиаконструкций является обеспечение усталостной долговечности элементов из ПКМ как минимум не меньшей, чем усталостная долговечность таких же металлических элементов. Это условие можно записать как

$$N_{\text{available CE}} \geq N_{\text{required ME}}, \quad (1)$$

где  $N_{\text{required ME}}$  – *потребная* (для обеспечения проектного ресурса) усталостная долговечность металлических элементов конструкции;

$N_{\text{available CE}}$  – *располагаемая* усталостная долговечность элементов конструкции из ПКМ.

2. Известно [3-5], что при выполнении практических расчетов на усталость потребную и располагаемую усталостные долговечности элементов авиаконструкций удобнее выражать через *эквивалентное* число циклов «Земля-Воздух-Земля» («ЗВЗ»), т.е. соотношение (1) можно записать как

$$N_{\text{available CE}}^{\text{GAG}} \geq N_{\text{required ME}}^{\text{GAG}},$$

где  $N_{required\ ME}^{GAG}$  – число эквивалентных циклов «ЗВЗ» или необходимая (для обеспечения проектно-го ресурса) усталостная долговечность металлических элементов в циклах «ЗВЗ»;

$N_{available\ CE}^{GAG}$  – число эквивалентных циклов «ЗВЗ» или располагаемая усталостная долговечность элементов из ПКМ в циклах «ЗВЗ».

3. По данным работ [3-5] число эквивалентных циклов «ЗВЗ» для металлических элементов  $N_{required\ ME}^{GAG}$  определяется как

$$N_{required\ ME}^{GAG} = \frac{T \times \eta_{ME}}{\bar{D}_{GAG}}, \quad (2)$$

где  $T$  – проектный ресурс самолета (в полетах);

$\eta_{ME}$  – коэффициент надежности для металлических элементов;

$\bar{D}_{GAG}$  – относительная повреждаемость цикла «ЗВЗ» программного нагружения для рассматриваемого элемента ПКМ (рассчитывается по методике, представленной в работе [3] для *металлических* элементов).

4. Число эквивалентных циклов «ЗВЗ» или располагаемая усталостная долговечность элементов из ПКМ в циклах «ЗВЗ» определяется как

$$N_{available\ CE}^{GAG} = \frac{N_{typical\ CE}^{GAG}}{\eta_{CE}}, \quad (3)$$

где  $N_{typical\ CE}^{GAG}$  – усталостная долговечность элемента из ПКМ, определенная по кривой усталости элемента при напряжениях (деформациях), соответствующих выделенному циклу «ЗВЗ»;

$\eta_{CE}$  – коэффициент надежности для рассматриваемого элемента из ПКМ.

5. Оценка запаса усталостной долговечности  $FLM$  (*Fatigue Life Margin*) производится с использованием соотношения

$$FLM = N_{available\ CE}^{GAG} / N_{required\ ME}^{GAG}. \quad (4)$$

Очевидно, что с использованием представленного метода для элементов композитных авиаконструкций могут решаться и три другие важнейшие задачи эскизного проектирования самолета, а именно:

- определение допускаемых напряжений цикла «ЗВЗ»;
- «сайзинг» элементов;
- выбор типа, параметров укладки ПКМ для рассматриваемых элементов.

### Пример расчетной оценки

Ниже приведен пример применения метода оценки эквивалентной усталостной долговечности: выполнена расчетная оценка запаса усталостной долговечности нижней панели композитного крыла регионального пассажирского самолета в зоне свободных отверстий. Рассматриваемая зона крыла соответствует относительному размаху крыла  $\bar{z} = 0,5$ .

*Исходные данные для расчетной оценки:*

1.  $T = 60\ 000$  полетов – проектный ресурс самолета.
2.  $\bar{D}_{GAG} = 0,45$  – относительная повреждаемость цикла «ЗВЗ» для нижних панелей крыла регионального пассажирского самолета (по данным работы [3]).
3.  $\eta_{ME} = 5,0$  – коэффициент надежности для металлических элементов (по данным работы [3]).
4.  $\eta_{CE} = 15,0$  – коэффициент надежности для рассматриваемых элементов из ПКМ (по данным работы [3]).
5. Материал нижних панелей крыла – ламинат AS4-PW с параметрами укладки  $[\pm 45/90/\pm 45/0/\pm 45]_{2S}$  толщиной  $t = 8,48$  мм.
6. Параметры цикла «ЗВЗ»:  $\sigma_{max} = 150$  МПа;  $\sigma_{min} = -30$  МПа ( $R = -0,2$ ).

Порядок (процедура) расчетной оценки:

1. Определяется число эквивалентных циклов «ЗВЗ»  $N_{required ME}^{GAG}$

$$N_{required ME}^{GAG} = \frac{T \times \eta_{ME}}{D_{GAG}} = \frac{60000 \cdot 5}{0,45} = 666700 \text{ циклов.}$$

2. Решается вопрос о выборе расчетной кривой усталости для рассматриваемых конструктивных элементов. В данном расчетном случае в качестве расчетной кривой усталости выбрана кривая усталости образцов со свободным отверстием из ламината AS4-PW с параметрами укладки  $[\pm 45/90/\pm 45/0/\pm 45]_{2S}$  толщиной  $t = 8,48$  мм, построенная по данным работы [6] для коэффициента асимметрии циклического нагружения  $R = -0,2$  (рис. 1).

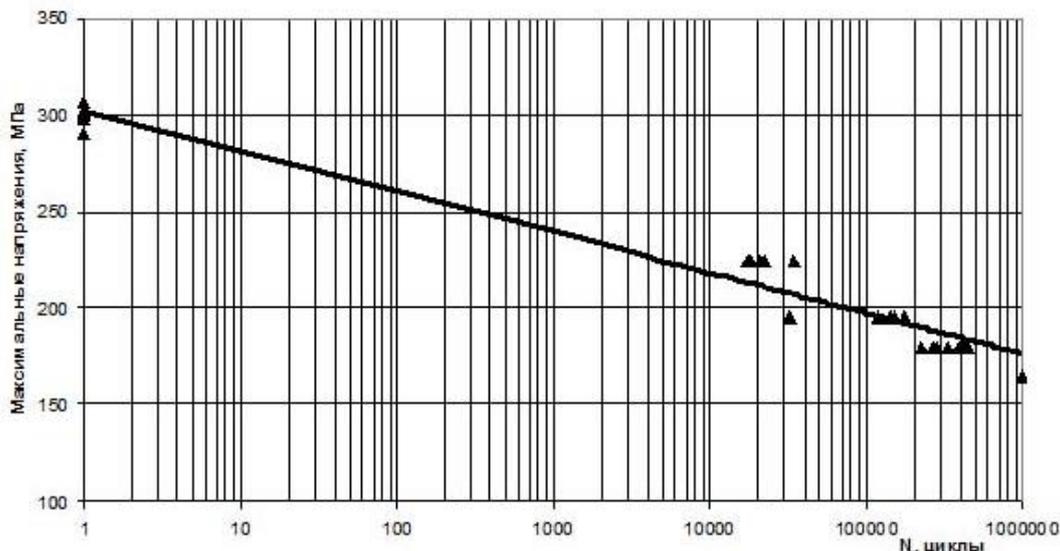


Рис. 1. Кривая усталости со свободными отверстиями из ламината типа AS4-PW при регулярном нагружении с  $R = -0,2$  (по данным работы [6])

3. С использованием выбранной расчетной кривой усталости при напряжениях, соответствующих выделенному циклу «ЗВЗ», определяется *средняя* усталостная долговечность рассматриваемых элементов  $N_{typical CE}^{GAG} = 15\,000\,000$  циклов (в данном расчетном случае значение  $N_{typical CE}^{GAG}$  определено с использованием аппроксимации расчетной кривой усталости).

4. Определяется *располагаемая* усталостная долговечность рассматриваемых элементов в циклах «ЗВЗ»

$$N_{available CE}^{GAG} = \frac{N_{typical CE}^{GAG}}{\eta_{CE}} = \frac{15000000}{15} = 1000000 \text{ циклов.}$$

5. Выполняется оценка запаса усталостной долговечности  $FLM$

$$FLM = N_{available CE}^{GAG} / N_{required ME}^{GAG} = 1000000 / 666700 = 1,50.$$

6. Делается вывод о достаточной усталостной долговечности рассматриваемых элементов ( $FLM = 1,50 > 1$ ) с точки зрения обеспечения проектного ресурса самолета.

### Некоторые выводы

1. Сформированы и представлены методы *приближенных* оценок усталостной долговечности типовых элементов композитных авиаконструкций.

2. К очевидным достоинствам представленных методов следует отнести их простоту и возможность выполнения быстрых оценок. Применение методов особенно эффективно на *этапе эскизного проектирования самолета* в условиях определенного дефицита информации по

эксплуатационному нагружению и характеристикам сопротивления усталости элементов композитных авиаконструкций.

3. При выполнении оценок усталостной долговечности элементов из ПКМ с использованием деформационной теории усталости большое значение имеет анализ предполагаемого эксплуатационного нагружения рассматриваемых элементов. Попытки упростить эксплуатационное нагружение элементов и поверхностная проверка выполнения условия  $P_{\max i} / P_{разр} \leq 0,40$  могут привести к значительным ошибкам.

4. Основным проблемным вопросом метода оценки эквивалентной усталостной долговечности элементов композитных авиаконструкций является вопрос о принятии фактического допущения

$$N_{required CE}^{GAG} = N_{required ME}^{GAG},$$

где  $N_{required CE}^{GAG}$  – число эквивалентных циклов «ЗВЗ» или потребная усталостная долговечность элементов из ПКМ в циклах «ЗВЗ»;

$N_{required ME}^{GAG}$  – число эквивалентных циклов «ЗВЗ» или потребная (для обеспечения проектного ресурса) усталостная долговечность металлических элементов в циклах «ЗВЗ».

С одной стороны, принятие подобного допущения представляется вполне логичным. С другой стороны, очевидно, что методики расчетов  $N_{required CE}^{GAG}$  и  $N_{required ME}^{GAG}$  должны быть разные. Таким образом, более точное решение этого вопроса требует проведения дальнейших исследований.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Whitehead R.S. Northrop Corporation – Qualification of Primary Aircraft Structures – 14<sup>th</sup> ICAF symposium, 1987.
2. Стрижиус В.Е. Современные теории усталости элементов композитных авиаконструкций // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». - 2013. - № 4. - С. 11-19.
3. Стрижиус В.Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций: справочное пособие. – М: Машиностроение, 2012.
4. Goranson U.G. Damage Tolerance Theory and Practice. Moscow Aeronautical University. September 8, 1997. Moscow, Russia.
5. Goranson U.G., Hall J., Maclin J.R., Watanabe R.T. Long Life Damage Tolerant Jet Transport Structures. American Society for Testing and Materials. Fatigue and Fracture Committees. Symposium on “Design of Fatigue and Fracture Resistant Structures”. Bal Harbour, Florida. November 10-11, 1980.
6. Tomblin J. and Seneviratne W. Determining the Fatigue Life of Composite Aircraft Structures Using Life and Load-Enhancement Factors. Report DOT/FAA/AR-10/6, June 2011.

#### METHODS OF THE APPROXIMATE ESTIMATIONS OF FATIGUE DURABILITY OF COMPOSITE AIRFRAME COMPONENT TYPICAL ELEMENTS

Strizhius V.E.

Methods of the approximate estimations of fatigue durability of composite airframe component typical elements which can be recommended for application at the stage of outline designing of the airplane are generated and presented.

**Keywords:** airframe elements from polymeric composite materials (PCM), fatigue durability.

#### Сведения об авторе

Стрижиус Виталий Ефимович, 1951 г.р., окончил ХАИ (1974), доктор технических наук, начальник департамента усталостной прочности и ресурса ЗАО «АэроКомпозит», автор более 60 научных работ, область научных интересов – усталость элементов авиаконструкций при сложном программном нагружении.