

УДК 629.7.023: 539.43

## НЕКОТОРЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ УСТАЛОСТНОГО РАЗРУШЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

(поступила в редакцию 14.03.2016, принята в печать 15.09.2016)

Стрижиус В.Е.

АО «АэроКомпозит»

Проведен обзор и анализ существующих моделей усталостного разрушения элементов из слоистых полимерных композиционных материалов, работающих в условиях одноосного растяжения-сжатия. По результатам анализа сформированы определяющие уравнения кривой усталости и диаграммы предельных амплитуд цикла метода расчета на усталость рассматриваемых элементов. Предложена специальная гипотеза нелинейного суммирования усталостных повреждений, позволяющая выполнять расчеты усталостной долговечности рассматриваемых элементов при квазислучайном программном нагружении, характерном для элементов продольного набора крыла транспортного самолета.

**Ключевые слова:** кривая усталости, диаграмма предельных амплитуд цикла, гипотеза суммирования усталостных повреждений

## SOME LAWS OF FATIGUE STRENGTH OF AIRFRAME COMPOSITE ELEMENTS

Strizhius V.Y.

JSC «AeroComposit»

A review and analysis of existing fatigue fracture models of the layered polymer composite elements, working in conditions of uniaxial tension-compression, are conducted. According to the analysis determining S-N fatigue curve equation and constant life diagram of these elements are generated. A special non-linear fatigue damage summation rule, which allows to carry out fatigue durability calculations of these elements under random loading, typical for longitudinal elements of transport aircraft wing, is offered.

**Keywords:** S-N fatigue curve, constant life diagram, fatigue damage summation rule

### 1. Введение

Известно, что в настоящее время современные полимерные композиционные материалы (ПКМ) находят все большее применение в основных силовых элементах авиаконструкций. Исследования механических свойств ПКМ показывают, что по сравнению с традиционными конструкционными металлами и сплавами композиты имеют серьезные преимущества, связанные в основном с высокими удельными характеристиками статической и усталостной прочности.

Важнейшее значение при использовании ПКМ приобретает возможность управления физико-механическими характеристиками ПКМ, в том числе характеристиками сопротивления усталости. Однако в настоящее время приходится констатировать отсутствие надежных расчетных методов оценки таких характеристик, что является серьезным препятствием для внедрения ПКМ в производство авиаконструкций. Закономерности механики усталостного повреждения элементов композитных конструкций к настоящему времени исследованы только по отдельным направлениям, по результатам этих исследований сформировать какие-либо достаточно «цельные» методы расчетов характеристик усталостной прочности элементов из слоистых ПКМ практически невозможно.

В настоящей статье делается попытка формирования основных положений метода расчета на усталость для одного из самых актуальных в инженерной практике расчетных случаев: квазислучайного программного нагружения одноосным циклическим нагружением растяжением-сжатием элементов продольного набора композитного крыла транспортного самолета.

## 2. Определяющие уравнения кривой усталости и диаграммы предельных амплитуд цикла

По результатам обзора имеющихся в настоящее время в открытой печати данных по усталостной прочности слоистых ПКМ при одноосном регулярном циклическом растяжении-сжатии можно выделить четыре наиболее известных на сегодня модели усталостной прочности таких элементов:

- модель Ю.П. Трунина (ЦАГИ) [1];
- модель Сендецкого (*Sendeckyj*) [2-3];
- модель Кассапоглу (*Kassapoglou*) [4];
- модель Менделла (*Mandell*) [5].

Известно, что одним их главных элементов любой модели усталости является предлагаемое этой моделью уравнение кривой усталости. В Табл. 1 по данным работ [1-5] представлены уравнения кривых усталости, предлагаемые в рассматриваемых моделях.

Таблица 1

Уравнения кривых усталости, предлагаемые в рассматриваемых моделях

Модель	Уравнение кривой усталости
Трунина	$N = \left[ \frac{\sigma_{US} - \sigma_m}{\sigma_a} \right]^M \quad (1)$
Сендецкого	$\sigma_a \cdot (1 - C + C \cdot N)^S = \sigma_{US} \quad (2)$
Кассапоглу	$\sigma_{RS} = \sigma_{US} \cdot \left( \frac{\sigma_0}{\sigma_{US}} \right)^{n(N-1)} \quad (3)$
Менделла	$\sigma_{\max} = a + b \cdot \lg N \quad (4)$

**Обозначения в Таблице 1:**  $\sigma_{US}$  - напряжение статического разрушения образца или элемента из слоистого ПКМ ( $\sigma_{US} = \sigma_{UTS}$  - при растяжении и  $\sigma_{US} = \sigma_{UCS}$  - при сжатии);  $\sigma_{RS}$  - остаточная прочность образца или элемента;  $\sigma_m$  - средние напряжения циклического нагружения;  $\sigma_a$  - амплитуда циклического нагружения;  $\sigma_0$  - максимальное значение циклических напряжений отнулевого цикла;  $\sigma_{\max}$  - максимальное значение циклических напряжений растяжения-сжатия;  $n$  - число циклов нагружения;  $N$  - число циклов нагружения при разрушении образца или элемента;  $M$  - показатель степени кривой усталости (1);  $S$  и  $C$  - константы уравнения (2);  $a$  и  $b$  - константы уравнения (4).

С целью поиска уравнения, наиболее точно аппроксимирующего экспериментальные данные слоистых ПКМ, на базе экспериментальных данных работы [3] проведен сравнительный анализ точности аппроксимации экспериментальных данных с использованием уравнений кривых усталости (1)-(4).

На рис. 1 приведены примеры подобной аппроксимации для образцов со свободным отверстием из углепластика AS4-PW с параметрами укладки  $[\pm 45 / 90 / \pm 45 / 0 / \pm 45]_{2S}$  при нагружении симметричным циклом ( $R = -1$ ).

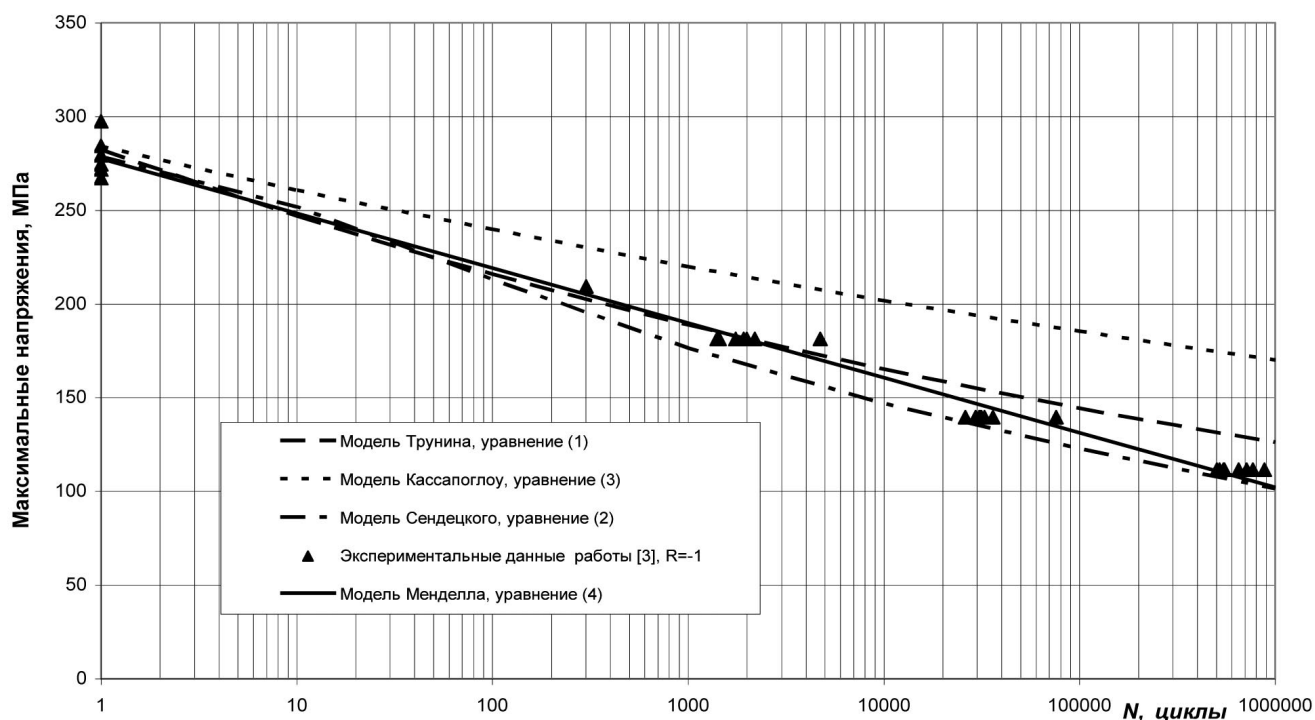


Рис. 1. Примеры аппроксимации экспериментальных данных для образцов со свободными отверстиями из ламината типа AS4-PW

The examples of experimental data approximation for the samples with open hole made of AS4-PW-like laminate

По результатам анализа данных Рис. 1 можно сделать следующий основной вывод: кривая усталости, построенная с использованием уравнения (4) модели Менделла, показывает наивысший уровень точности аппроксимации экспериментальных данных для рассматриваемых элементов из ПКМ (величина достоверности аппроксимации  $R^2 = 0,9881$ ). Ввиду этого, уравнение (4) можно считать наиболее приемлемым для дальнейшего использования при расчетных оценках усталостной долговечности слоистых ПКМ, работающих в условиях регулярного одноосного циклического нагружения растяжением-сжатием.

По определению диаграмма предельных амплитуд цикла – это характеризующая зависимость между значениями предельных амплитуд и значениями средних напряжений цикла при заданной долговечности.

С целью поиска уравнения диаграммы предельных амплитуд цикла, наиболее точно представляющего зависимость усталостной долговечности слоистых ПКМ от асимметрии циклического нагружения, проведен обзор четырех наиболее известных в настоящее время подобных уравнений:

- модифицированного уравнения Гербера [6];
- модифицированного уравнения Гудмана [6];
- модифицированного уравнения И.А. Одингга [7];
- уравнения Бехешти-Харриса-Адама (*Beheshty - Harris - Adam*) [8].

Рассматриваемые уравнения приведены в табл. 2.

По результатам проведенного анализа диаграмм, которые могут быть построены с использованием представленных уравнений, можно сделать вывод, что наиболее точно описывает известные физические особенности подобных диаграмм для слоистых ПКМ уравнение Бехешти-Харриса-Адама. На Рис. 2 в качестве примера использования уравнения Бехешти-Харриса-Адама представлены диаграммы предельных амплитуд цикла для образцов со свободным отверстием из углепластика AS4-PW.

Таблица 2

Уравнения диаграмм предельных амплитуд цикла

Диаграмма	Уравнение диаграммы
Гербера	$\sigma_{-1}^* = \sigma_{ai} \left[ 1 - \left  \frac{\sigma_{mi}}{\sigma_{UTS}} \right ^\beta \right]$
Гудмана	$\sigma_{-1} = \sigma_{ai} \left[ 1 - \left  \frac{\sigma_{mi}}{\sigma_{UCS}} \right  \right]$
Одинга	$\sigma_{ai} = \frac{- \sigma_{mi}  + \sqrt{\sigma_{mi}^2 + 4\sigma_{-1}^2}}{2}$
Бехешти-Харриса-Адама	$\sigma_{-1} = \frac{\sigma_{ai} \cdot \sigma_{UTS}^u \cdot  \sigma_{UCS} ^v}{(\sigma_{UTS} - \sigma_{mi})^u \cdot ( \sigma_{UCS}  + \sigma_{mi})^v}$

\*  $\sigma_{-1}$  - амплитуда напряжений симметричного цикла нагружения (коэффициент асимметрии цикла  $R=-1$ )

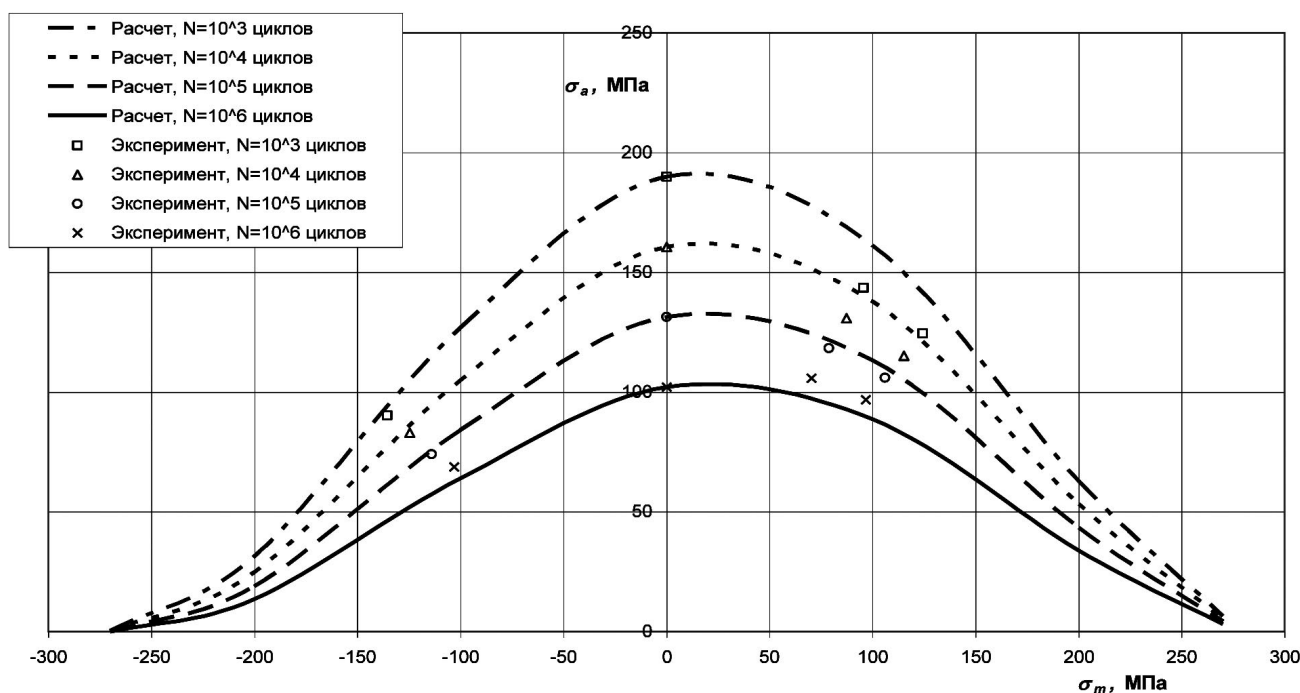


Рис.2. Диаграммы предельных амплитуд цикла для образцов со свободным отверстием из углепластика AS4-PW с использованием уравнения Бехешти-Харриса-Адама (по данным работы [3])  
Diagrams of limiting cycle amplitude for the samples with open hole made of AS4-PW carbon-filled plastic using Beheshti-Harris-Adam equation (according to the data from [3])

### 3. Специальная гипотеза суммирования усталостных повреждений

В Табл. 3 представлены основные соотношения наиболее известных гипотез, применяемых в настоящее время для описания процессов суммирования усталостных повреждений в слоистых ПКМ.

Таблица 3

Основные соотношения гипотез суммирования усталостных повреждений в слоистых ПКМ

Гипотеза суммирования	Основное соотношение
Пальмгрена-Майнера	$D = \sum \frac{n_i}{N_i}$
Марко-Старки [9]	$D_i = \left( \frac{n_i}{N_i} \right)^{q_i}$
Хова и Овена [10]	$D = \sum_{i=1}^k \left[ A \left( \frac{n_i}{N_i} \right) + B \left( \frac{n_i}{N_i} \right)^c \right]$
Чванга и Хана [11]	$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \left[ \left( \frac{n_i}{N_i} \right)^{c_i} \right]$

По результатам анализа опыта применения представленных гипотез можно сделать вывод, что среди них нельзя выделить гипотезу, однозначно приемлемую по точности получаемых расчетных оценок для расчетов на усталость слоистых ПКМ при сложном программном нагружении.

Известно, что для элементов продольного набора крыла транспортного самолета наиболее актуальным типом сложного программного нагружения является квазислучайное программное нагружение – нагружение, аналогичное нагружению при использовании известной стандартизованной программы «TWIST» [12]. С целью формирования специальной гипотезы, пригодной для расчетных оценок на усталость при подобном нагружении, рассмотрены представленные в работах [13-14] результаты усталостных испытаний образцов со свободными отверстиями из углепластиков типа AS4/3501-6 и T300/5208, полученные с использованием программы «TWIST». По результатам детального анализа и специальной обработки этих данных может быть предложена гипотеза, в определенном смысле «синтезирующая» отдельные достоинства гипотез, представленных выше.

Суть предлагаемой гипотезы состоит в следующем.

Предполагается, что накопленное в элементе усталостное повреждение за блок нагрузок квазислучайной программы может быть выражено соотношением

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

где  $A_i$  и  $c_i$  – константы соотношения, определяемые с использованием итерационной процедуры, направленной на приведение в соответствие экспериментальных данных и соотношения (5).

На основе полученных выше результатов можно сформировать метод расчета на усталость слоистых ПКМ при квазислучайном программном нагружении. Метод состоит из трех основных положений.

1. Использование в качестве расчетного уравнения усталости метода уравнения (4) для симметричного цикла нагружения ( $R = -1$ ).
2. Использование в качестве уравнения диаграммы предельных амплитуд цикла уравнения Бехешти-Харриса-Адама.
3. Использование в качестве гипотезы суммирования усталостных повреждений в слоистых ПКМ гипотезы (5).

Ниже приведено сравнение результатов расчетной оценки (с использованием сформированного выше метода) усталостной долговечности и экспериментальных данных для образцов со свободным отверсти-

ем из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90]<sub>2s</sub>, представленных в работе [14], при нагружении различными вариантами программы «TWIST» - см. рис. 3.

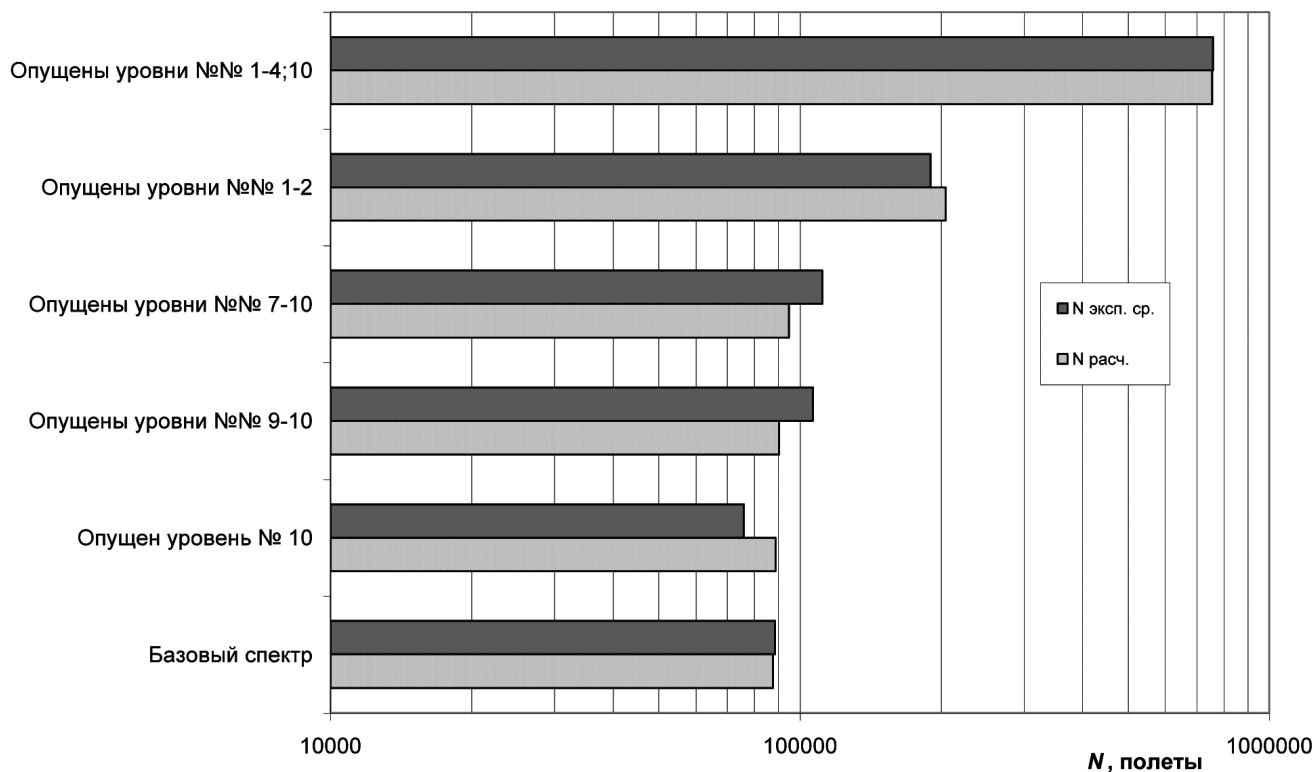


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных усталостных долговечностей образцов со свободными отверстиями из углепластика T300/5208 [45/0/-45/90] 2s при нагружении различными вариантами программы «TWIST»

Comparison of calculated and experimental fatigue life for the samples with open hole made of T300/5208 [45/0/-45/90] 2s carbon fiber reinforced plastic during loading with different versions of the «TWIST» program

По результатам анализа данных, представленных на рис. 3, можно сделать вывод о возможности получения приемлемых по точности расчетных оценок усталостной долговечности слоистых ПКМ с использованием сформированного метода расчета на усталость.

#### Библиографический список

1. Трунин Ю.П. Усталость и живучесть типовых мест конструкций из полимерных композиционных материалов // Техника воздушного флота. - 1999. - № 6. - С. 26-38.
2. Sendekyj G.P. Fitting Models to Composite Materials Fatigue Data // Test Methods and Design Allowables for Fibrous Composites // ASTM STP 734, Chamis, C.C., ed., ASTM. - 1981. - P. 245-260.
3. 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. - 2011.
4. Kassapoglou C. Fatigue Life Prediction of Composite Structures Under Constant Amplitude Loading // Journal of Composite Materials. - Vol.41(22). - 2007.
5. Mandell J.F. Fatigue behaviour of fibre-resin composites // Developments in Reinforced Plastics 2 (editor G Pritchard), (Applied Science Publishers, London). - 1982. - P. 67-108.
6. Tanimoto T. Fatigue properties of laminated glass fiber composites material / Toshio Tanimoto, Saclao Amijtma // 29<sup>th</sup> Annual Technical Conf. SPI. - 1977.

7. Одинг И.А. Допускаемые напряжения в машиностроении и циклическая прочность металлов. - М.: Машгиз, 1962.
8. Beheshty M.H., Harris B. and Adam T. An empirical fatigue-life model for high-performance fiber composites with and without impact damage // Compos A: Appl Sci & Manuf, A30. - 1999. - P. 971-987.
9. Marco S.M. and Starkey W.L. Effect of Complex Stress-Time Cycles on the Fatigue Properties of Metals // ASME Trans, 76. - 1954.
10. Howe R.J. and Owen M.J. Accumulation of damage in glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading. In Proceedings of the Eighth International Reinforced Plastics Congress (British Plastic Federation, London). - 1972. - P. 137-148.
11. Hwang W. and Han K.S. Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction // Journal of Composite Materials. - 1986. - Vol. 20. - P. 125-153.
12. 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.
13. Han H.T. and Choi S.W. The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part V // Report DOT/FAA/AR-01/24. - 2001.
14. 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. Lauraitis. - ASTM. - 1981. - P. 197-212.

***Сведения об авторе:***

**Стрижиус Виталий Ефимович:** доктор техн. наук, начальник департамента усталостной прочности и ресурса АО «АэроКомпозит», 125284, г. Москва, ул. Поликарпова, 27, стр. 3, E-mail: v\_strizhius@aerocomposit.ru, тел. +7(495)940-87-10.