УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-71-80

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ И СЛОИСТЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ

В.Е. СТРИЖИУС¹

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

Известно, что многие исследователи механических свойств слоистых композитов утверждают, что по сравнению с традиционными конструкционными металлами и сплавами композиты имеют серьезные преимущества, связанные в основном с высокими удельными характеристиками статической и усталостной прочности. Следует отметить, что обоснованное представление о преимуществах характеристик прочности композитов имеет особое значение для элементов авиаконструкций, для которых крайне важным вопросом является обеспечение безопасности эксплуатации. К сожалению, по крайней мере в вопросе о характеристиках сопротивления усталости, такое обоснованное представление до сих пор не сформировано, что оставляет без ответа целый ряд вопросов, касающихся применения слоистых композитов в авиаконструкциях. Представлена методика и пример сравнения усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из современного алюминиевого авиационного сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW. Отмечено значительное преимущество усталостной долговечности углепластика по сравнению с алюминиевым сплавом при комнатной температуре. Выделен ряд факторов, по результатам учета которых отмеченное преимущество может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам отнесены прежде всего следующие: влияние температуры и влажности и снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений. Представлены результаты сравнения характеристик сопротивления усталости рассматриваемых образцов с учетом влияния перечисленных факторов. Отмечено, что проведенное сравнение выполнено с использованием экспериментальных данных для рассматриваемых образцов при циклическом нагружении с постоянными амплитудами, при нерегулярном нагружении результаты сравнения могут быть несколько иными. Тем не менее очевидно, что подобное сравнение вызывает определенный интерес и необходимо при формировании окончательных выводов о преимуществах (или их отсутствии) характеристик сопротивления усталости углепластиков над алюминиевыми сплавами.

Ключевые слова: алюминиевый сплав, слоистый углепластик, образцы со свободным отверстием, усталостная долговечность, влияние температуры и влажности, ударные повреждения.

ВВЕДЕНИЕ

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

Особое значение имеет формирование четкого представления о преимуществах характеристик прочности ПКМ для элементов авиаконструкций, для которых крайне важным вопросом является обеспечение безопасности эксплуатации. К сожалению, по крайней мере в вопросе характеристик сопротивления усталости, такое четкое представление до сих пор не сформировано, что оставляет без ответа целый ряд вопросов, касающихся применения ПКМ в авиаконструкциях.

В настоящей статье представлены методика и пример сравнения характеристик сопротивления усталости углепластика AS4-PW 10/80/10 с алюминиевым сплавом 1163Т7 (плита, $t = 20\text{--}40$ мм).

Сравнение характеристик сопротивления усталости выполнено как по данным, полученным при комнатной температуре, так и с учетом ряда факторов, влияющих на характеристики сопротивления усталости, прежде всего углепластиков.

Сделан ряд важных выводов о результатах такого сравнения.

МЕТОДИКА СРАВНЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ

Основные положения использованной методики сравнения характеристик сопротивления усталости алюминиевых сплавов и слоистых композитов можно представить следующим образом.

1. Сравнение проводится на базе оценки характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями. Предполагается, что свободные отверстия в образцах являются типичными представителями достаточно широкого круга концентраторов напряжений в элементах авиаконструкций.

2. Оценка характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями выполняется с использованием кривых усталости при симметричном цикле нагружения ($R = -1$).

3. В качестве объектов сравнения выбраны образцы со свободными отверстиями из углепластика AS4-PW 10/80/10 и из алюминиевого сплава 1163T7 (плита, $t = 20-40$ мм). Выбор углепластика и сплава обусловлен следующими соображениями. Углепластик AS4-PW 10/80/10 является известным зарубежным слоистым ПКМ, для которого в зарубежных источниках можно найти достаточно большой объем экспериментальных данных по характеристикам сопротивления усталости нескольких типов образцов при различных режимах циклического нагружения. Сплав 1163T7 (плита, $t = 20-40$ мм) является одним из лучших (по характеристикам сопротивления усталости и трещиностойкости) отечественным авиационным алюминиевым сплавом, из которого изготавливаются нижние панели металлических крыльев современных отечественных самолетов транспортной категории.

4. Сравнение характеристик сопротивления усталости выполнено как по данным, полученным при комнатной температуре, так и с учетом ряда факторов, влияющих на характеристики сопротивления усталости, прежде всего углепластиков.

СРАВНЕНИЕ КРИВЫХ УСТАЛОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА AS4-PW И ИЗ СПЛАВА 1163T7 ПРИ КОМНАТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЕ

На рис. 1 приведены кривые усталости для стандартных образцов со свободными отверстиями из сплава 1163T7 (плита, $t = 20-40$ мм) и из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10. Кривые усталости получены следующим образом.

1. Кривая усталости стандартных образцов со свободными отверстиями из сплава 1163T7 при комнатной температуре получена по результатам обработки данных из Справочника¹ и может быть представлена уравнением

$$N \cdot (\sigma_a^{R=-1})^{7,69} = 10^{20,72}, \quad (1)$$

где $\sigma_a^{R=-1}$ – амплитуда напряжений симметричного цикла, МПа;

N – усталостная долговечность образцов до появления усталостной трещины.

2. Кривые усталости стандартных образцов со свободными отверстиями из ламината углепластика AS4-PW при комнатной температуре и различных значениях асимметрии циклического нагружения R получены по результатам обработки данных работы [1] для режима RTA (*Room Temperature Ambient* – Комнатная температура окружающей среды) и могут быть представлены в форме уравнения Менделла (Mandell) [2–3]

¹ Расчетные значения характеристик авиационных металлических конструкционных материалов. Справочник. Выпуск 1. ОАК, Москва. 2009.

$$\sigma_{\max} = a + b \cdot \lg N, \quad (2)$$

где $\sigma_{\max}$ – максимальное напряжение цикла;

N – усталостная долговечность образцов до появления усталостного повреждения;

a и b – параметры уравнения.

В частности, кривая усталости рассматриваемых образцов для симметричного цикла нагружения может быть представлена уравнением

$$\sigma_a^{R=-1} = 277,57 - 29,243 \times \lg N \quad (3)$$

или в нормализованном виде

$$\sigma_a^{R=-1} / |\sigma_{UCS}| = 1 - 0,105 \times \lg N, \quad (4)$$

где $|\sigma_{UCS}| = 277,57$ МПа – предел прочности образцов на сжатие.

Следует отметить, что уравнение кривой усталости (4) практически совпадает с уравнением нормализованной кривой усталости для слоистых композитов, которое можно получить, используя данные работ [2–4]:

$$\sigma_a^{R=-1} / |\sigma_{UCS}| = 1 - 0,11 \times \lg N.$$

Рис. 1. Кривые усталости для образцов со свободным отверстием из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW

Fig. 1. S-N curves for the specimens with the open hole of 1163T7 alloy and AS4-PW carbon laminate

По результатам сравнения представленных на рис. 1 кривых усталости можно сделать следующие выводы.

1. Уравнения кривых усталости образцов из сплава 1163Т7 и образцов из углепластика AS4-PW имеют разные математические выражения и разные диапазоны напряжений, учитываемых при построении кривых усталости. Следует особо отметить, что первой точкой на кривой усталости образцов из слоистых ПКМ (в том числе, образцов из углепластика AS4-PW) является точка, характеризующая статическую прочность ПКМ. При построении кривых усталости для образцов из металлических сплавов, в том числе образцов из алюминиевого сплава 1163Т7, не принято рассматривать и учитывать точки, характеризующие статическую прочность металлических сплавов, а также точки с высоким уровнем действующих напряжений.

2. Сравнивая кривые усталости образцов из углепластика AS4-PW с различной асимметрией циклического нагружения, можно сделать вывод, что кривая усталости (3) для симметричного цикла нагружения ($R = -1$) является наиболее консервативной. Именно эта кривая должна сравниваться с кривой усталости (1) для образцов из сплава 1163Т7. Можно отметить, что в диапазоне действующих напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 90 \div 110$ МПа усталостная долговечность образцов со свободным отверстием из рассматриваемого углепластика выше усталостной долговечности аналогичных образцов из алюминиевого сплава 1163Т7. Так, при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа усталостная долговечность образцов из углепластика составляет величину $N_{RTA} = 537400$ циклов. При том же уровне напряжений усталостная долговечность образцов из сплава 1163Т7 составляет величину $N_{RTA_AL} = 71000$ циклов, что ниже усталостной долговечности образцов из углепластика примерно в 7,6 раза.

Однако известно, что существует ряд факторов, по результатам учета которых отмеченное выше преимущество характеристик сопротивления усталости образцов из углепластика может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам прежде всего следует отнести влияние параметров окружающей среды (температуры и влажности), а также снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений.

Следует отметить, что для металлических элементов авиаконструкций влияние перечисленных факторов на усталость считается незначительным и практически не исследуется.

СРАВНЕНИЕ КРИВЫХ УСТАЛОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА AS4-PW И ИЗ СПЛАВА 1163Т7 С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ НА УСТАЛОСТЬ ПАРАМЕТРОВ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ И УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

На рис. 2 в дополнение к кривым усталости, описанным уравнениями (1) и (3), представлены кривые усталости для образцов со свободными отверстиями из ламината углепластика AS4-PW с учетом влияния на усталость параметров окружающей среды и ударных повреждений.

Учет влияния параметров окружающей среды. Кривая усталости, демонстрирующая влияние параметров окружающей среды, получена следующим образом.

1. По результатам анализа данных работы [1] для углепластика AS4-PW может быть получено соотношение

$$\sigma_{UCS_ETW} / \sigma_{UCS} = 0,7,$$

где σ_{UCS_ETW} – предел прочности образцов на сжатие в режиме *ETW* (*Elevated Temperature Wet* – Повышенная температура и влажность).

Таким образом, можно определить значение σ_{UCS_ETW} для этого углепластика:

$$|\sigma_{UCS_ETW}| = 0,7 \cdot |\sigma_{UCS}| = 0,7 \cdot 277,57 = 194,30 \text{ МПа.}$$

2. Принимая допущение, что уравнение (3) можно взять за основу для определения параметров кривой усталости рассматриваемых образцов в режиме *ETW*, для этого режима можно получить уравнение

$$\sigma_a^{R=-1} = 194,30 - 20,479 \times \lg N. \quad (5)$$

Кривая усталости (5) представлена на рис. 2. С использованием этой кривой можно определить усталостную долговечность рассматриваемых образцов в режиме *ETW* при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$, она составляет величину $N_{ETW} = 13070$ циклов.

Рис. 2. Кривые усталости для образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW с учетом влияния различных факторов

Fig. 2. *S-N* curves for the specimens of 1163T7 alloy and AS4-PW carbon laminate considering effect of various factors

Учет снижения характеристик сопротивления усталости после ударных повреждений. Кривая усталости, демонстрирующая снижение характеристик усталости образцов из ламината углепластика AS4-PW, получена следующим образом.

1. По результатам анализа данных работы [1] для углепластика AS4-PW может быть получено соотношение

$$\sigma_{UCS_BVID} / \sigma_{UCS} = 0,85,$$

где σ_{UCS_BVID} – предел прочности на сжатие образцов с ударными повреждениями типа BVID (*Barely Visible Impact Damage – Едва видимые ударные повреждения*) [1].

Таким образом, можно определить значение σ_{UCS_BVID} для этого углепластика:

$$|\sigma_{UCS_BVID}| = 0,85 \cdot |\sigma_{UCS}| = 0,85 \cdot 277,57 = 235,93 \text{ МПа.}$$

2. Принимая допущение, что уравнение (3) можно взять за основу для определения параметров кривой усталости рассматриваемых образцов с ударными повреждениями типа BVID, для таких образцов можно получить уравнение

$$\sigma_a^{R=-1} = 235,93 - 24,867 \times \lg N. \quad (6)$$

Кривая усталости (6) также представлена на рис. 2. С использованием этой кривой можно определить усталостную долговечность рассматриваемых образцов с ударными повреждениями типа BVID при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$, она составляет величину $N_{BVID} = 115900$ циклов.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На рис. 3 и в табл. 1–2 представлены результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW при уровне симметричных напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$ с учетом влияния рассмотренных выше факторов.

Рис. 3. Результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$

Fig. 3. Results of comparison of the fatigue lives of the specimens of 1163Т7 alloy and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$

Таблица 1
Table 1

Результаты оценки усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7
и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа
Evaluation results of the fatigue lives of the specimens of 1163Т7 alloy
and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа

N_{RTA_AL} , 1163Т7, цик- лы	N_{RTA} , AS4-PW, циклы	N_{ETW} , AS4-PW, циклы	N_{BVID} , AS4-PW, циклы
71000	537400	13070	115900

Таблица 2
Table 2

Результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7
и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа
Comparison results of the fatigue lives of the specimens of 1163Т7 alloy
and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа

N_{RTA} / N_{RTA_AL}	N_{ETW} / N_{RTA_AL}	N_{BVID} / N_{RTA_AL}
7,6	0,18	1,6

По результатам анализа данных рис. 1–3, табл. 1–2 можно сделать следующие выводы.

1. Преимущество характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями из углепластика AS4-PW над образцами из алюминиевого сплава 1163Т7 не выглядит однозначным и зависит как от параметров циклического нагружения (коэффициента асимметрии, уровня нагружения), так и от наличия и учета ряда факторов, значительно влияющих на усталость, прежде всего углепластика. Очевидно, что при сравнении характеристик сопротивления усталости рассмотренных образцов из углепластика и из алюминиевого сплава следует тщательно анализировать эти факторы и учитывать их влияние.

2. Наиболее неблагоприятным фактором, снижающим характеристики сопротивления усталости образцов из углепластика AS4-PW, следует признать повышенную температуру и влажность. Следует особо отметить, что при оценках влияния этого фактора на усталостную долговечность рассматриваемых образцов следует особенно тщательно оценивать вклад повреждаемости n_{ETW} / N_{ETW} в общую повреждаемость образцов при нагружении каким-либо спектром нагружения.

3. Проведенное сравнение усталостных долговечностей рассмотренных образцов из углепластика AS4-PW и образцов из алюминиевого сплава 1163Т7 выполнено по результатам усталостных испытаний образцов при регулярном циклическом нагружении с постоянными амплитудами. Очевидно, что при нерегулярном нагружении (нагружении с переменными амплитудами) процедура сравнения будет намного сложнее. Подобная процедура должна включать как приведение циклов с различной асимметрией к эквивалентным циклам с использованием диаграмм постоянной усталостной долговечности (такое приведение может быть выполнено с использованием данных работ [5–9]), так и использование при

оценках специальных гипотез суммирования усталостных повреждений при сложном нерегулярном нагружении слоистых ПКМ (в качестве таких гипотез могут быть использованы гипотезы, представленные в работе [10]). Несмотря на сложность процедуры, подобное сравнение необходимо при формировании окончательных выводов о преимуществах (или их отсутствии) характеристик сопротивления усталости углепластиков над алюминиевыми сплавами.

ВЫВОДЫ

Представлены результаты сравнения усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из современного алюминиевого авиационного сплава 1163Т7 (плита, $t = 20\text{--}40$ мм) и из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10 ($t = 8,84$ мм) для режима *RTA* (*Room Temperature Ambient – Комнатная температура окружающей среды*). Отмечено достаточно значительное преимущество характеристик сопротивления усталости углепластика по сравнению с алюминиевым сплавом.

Выделены факторы, по результатам учета которых отмеченное преимущество может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам отнесены: влияние температуры и влажности и снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений.

Представлены результаты сравнения усталостной долговечности рассматриваемых образцов с учетом влияния на усталость выделенных факторов. Сделан вывод, что наиболее неблагоприятным фактором, снижающим характеристики сопротивления усталости образцов из углепластика, следует признать повышенную температуру и влажность. Результаты сравнения усталостных долговечностей рассматриваемых образцов с учетом влияния повышенной температуры и влажности при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа показали значительное ухудшение соотношения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW: $N_{ETW_AS4-PW} / N_{RTA_1163T7} = 0,18$.

Отмечено, что при оценках влияния повышенной температуры и влажности на усталостную долговечность образцов из ламината углепластика AS4-PW при нагружении каким-либо спектром нагружения следует особенно тщательно оценивать вклад повреждаемости n_{ETW} / N_{ETW} в общую повреждаемость образцов.

Результаты представленного примера сравнения усталостных долговечностей образцов из углепластика AS4-PW и из алюминиевого сплава 1163Т7 не могут быть распространены на все типы углепластиков и алюминиевых сплавов. Для сравнения характеристик сопротивления усталости образцов из других типов углепластиков и других типов алюминиевых сплавов необходимо проведение специального дополнительного анализа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tomblin J., Seneviratne W. Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors // Report DOT/FAA/AR-10/6, June 2011. 155 p.
2. Mandell J.F. Fatigue behaviour of fibre-resin composites. In Developments in Reinforced Plastics 2 / Ed. by G. Pritchard. London: Applied Science Publishers, 1982. Pp. 67–107.
3. 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
4. Стрижиус В.Е. Оценка усталостной долговечности слоистых композитов с использованием нормализованных кривых усталости // Материаловедение. Энергетика. 2020. Т. 26, № 3. С. 20–32. DOI: 10.18721/JEST.26302

5. **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: 10.1177/0021998313476324
6. **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: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
7. **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
8. **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. 111 p.
9. **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.
10. **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.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

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

COMPARISON OF FATIGUE RESISTANCE CHARACTERISTICS OF ALUMINUM ALLOYS AND CARBON LAMINATES

Vitaly E. Strizhius¹

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

ABSTRACT

It is known that many researchers of the mechanical properties of layered composites claim that in comparison with traditional structural metals and alloys, composites have serious advantages, mainly associated with high specific characteristics of static and fatigue strength. It should be noted that a well-founded idea of the advantages of composites strength characteristics is of particular importance for the elements of aircraft structures, taking into consideration an extremely important issue of operation safety. Unfortunately, at least, such a reasonable conception with respect to fatigue resistance characteristics has not been formed yet, consequently, a number of points concerning application of laminated composites in aircraft structures remain unanswered. The article presents a method and an example of comparing the fatigue life of the specimens with the open hole made of modern aluminum aviation alloy 1163T7 and carbon laminate AS4-PW. An obvious advantage of fatigue life of carbon composite materials compared to aluminum alloy at room temperature is noted. On the basis of a number of significant factors to be considered, the specified advantage can be largely diminished. First of all, these factors include the following: effect of temperature and humidity and degradation of the resistance characteristics of layered composites after impact damage. Taking into account the effect of the listed factors, the results of the comparison for the fatigue resistance characteristics of the specimens under consideration are presented. It is noted that the mentioned comparison was carried out using experimental data for the specimens considered under cyclic loading with constant amplitudes as well as under irregular loading, therefore, the comparison results may

be slightly different. Nevertheless, it is obvious that the similar comparison presents relevant interest and should be considered when drawing final conclusions about the advantages (or their absence) of the fatigue resistance characteristics of carbon laminates over aluminum alloys.

Key words: aluminum alloy, carbon laminate, specimens with the open hole, fatigue life, effect of temperature and humidity, impact damage.

REFERENCES

1. Tomblin, J. and Seneviratne, W. (2011). *Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors*. Report DOT/FAA/AR-10/6, 155 p.
2. 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.
3. 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
4. Strizhius, V.E. (2020). *Fatigue life prediction of laminated composites using normalized S-N data*. Materials Science. Power Engineering, vol. 26, no. 3, pp. 20–32. DOI: 10.18721/JEST.26302 (in Russian)
5. 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*. Journal of Composite Materials, vol. 48, issue 5, pp. 571–592. DOI: 10.1177/0021998313476324
6. 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: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
7. 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
8. 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, 111 p.
9. 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.
10. 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.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

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

Поступила в редакцию
Принята в печать

13.02.2021
20.05.2021

Received
Accepted for publication

13.02.2021
20.05.2021