

EVALUATION OF FATIGUE LIFE AND SERVICE LIFE OF THE BOAT BODY OUTER COMPOSITE SKIN

V. E. Strizhius

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

It is known that for many years various polymer composite materials have been widely used in the design and manufacture of boats structural elements. The estimated service life of modern boats is, as a rule, at least 20 years, during which the necessary level of fatigue strength of such elements must be provided. It is noted that the problem of ensuring the design life of composite elements in the body of boats is currently being solved mainly by providing a reduced level of design stresses and analyzing operational experience. As a rule, any calculated estimates of the fatigue life of these elements are not carried out. At the same time, the need for such assessments is now obvious. In order to form a method suitable for such assessments, the main provisions of methods for fatigue life evaluations of elements made of layered composites in aircraft structures are considered. Based on the analysis of these provisions, a method for fatigue life and service life evaluations of the outer composite skin of the boat body is proposed. Using the proposed method, a test calculation of the outer composite skin of the boat body about 60 meters long made of intact fiberglass of the "rovimat" type with the laying layers at an angle of 45° and the same fiberglass with impact damages is performed. The results obtained have shown that the service life of the skin with impact damages is significantly less than the estimated service life of a boat of 20 years. The obtained result has shown the need to introduce periodic inspections and control of the outer composite skin during the operation of the boat.

Keywords: polymer composite materials, fatigue life, service life, damage summation rule, reliability coefficient, outer composite skin, impact damage, boat body.

For citation:

Strizhius, Vitaly E. "Evaluation of fatigue life and service life of the boat body outer composite skin." *Vestnik Gosudarstvennogo universiteta morskogo i rechnogo flota imeni admiral S. O. Makarova* 13.6 (2021): 858–866. DOI: 10.21821/2309-5180-2021-13-6-858-866.

УДК 629.7

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И СРОКА СЛУЖБЫ НАРУЖНОЙ КОМПОЗИТНОЙ ОБШИВКИ КОРПУСА СУДНА

В. Е. Стрижиус

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

Предметом исследования в работе являются широко применяемые в течение многих лет при проектировании и производстве элементов конструкции судов полимерные композиционные материалы. Отмечается, что расчетный срок службы современных судов составляет, как правило, не менее 20 лет, в течение которых должен быть обеспечен необходимый уровень усталостной прочности таких элементов. Подчеркивается, что проблема обеспечения расчетного срока службы композитных элементов в корпусах судов в настоящее время решается в основном обеспечением пониженного уровня расчетных напряжений и анализом опыта эксплуатации, при этом какие-либо расчетные оценки усталостной долговечности рассматриваемых элементов, как правило, не выполняются. Вместе с тем необходимость подобных оценок в настоящее время очевидна. С целью формирования метода, пригодного для подобных оценок, рассмотрены основные положения способов расчета на усталость элементов, изготовленных из слоистых композитов, используемых в авиационных конструкциях. На основе анализа этих положений предложен метод расчета усталостной долговечности и срока службы наружной композитной обшивки корпуса судна. С использованием предложенного метода выполнен тестовый расчет наружной композитной обшивки корпуса судна длиной около 60 м из неповрежденного стеклопластика типа rovimat с укладкой слоев 45° и из того же стеклопластика с ударными повреждениями. Полученные результаты показали, что срок службы обшивки с ударными повреждениями значительно меньше расчетного срока службы неповрежденного судна, который

составляет 20 лет. Сделан вывод о том, что полученный результат показывает необходимость введения периодических осмотров и контроля наружной композитной обшивки в процессе эксплуатации судна.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, усталостная долговечность, срок службы, гипотеза суммирования повреждений, коэффициент надежности, наружная композитная обшивка, ударные повреждения, корпус судна.

Для цитирования:

Стрижиус В. Е. Оценка усталостной долговечности и срока службы наружной композитной обшивки корпуса судна / В. Е. Стрижиус // Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова. — 2021. — Т. 13. — № 6. — С. 858–866. DOI: 10.21821/2309-5180-2021-13-6-858-866.

Введение (Introduction)

Известно, что на протяжении многих лет различные полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко применяются при проектировании и производстве элементов конструкции судов. Расчетный срок службы современных судов составляет, как правило, не менее 20 лет — период, в течение которого должен быть обеспечен необходимый уровень усталостной прочности таких элементов.

Проблема обеспечения расчетного срока службы элементов корпуса судна, изготовленных из ПКМ, в настоящее время решается в основном обеспечением пониженного уровня расчетных напряжений и анализом опыта эксплуатации. Какие-либо расчетные оценки усталостной долговечности рассматриваемых элементов, как правило, не выполняются. Вместе с тем необходимость подобных оценок можно обосновать следующими факторами.

1. С точки зрения решения целого спектра проблем, связанных с усталостной прочностью элементов из ПКМ, выбор пониженного уровня расчетных напряжений и анализ опыта эксплуатации нельзя считать достаточными условиями обеспечения безопасности и расчетного срока службы элементов корпуса судна, изготовленных из ПКМ.

2. Во многих случаях возникает потребность продления расчетных сроков службы судов. Без расчетных оценок усталостной долговечности обоснование такого продления на должном техническом уровне выполнить невозможно.

3. Достаточно часто реальные условия эксплуатации судов отличаются от условий, заявленных при проектировании. Коррекция сроков службы в этом случае также требует расчетных оценок усталостной долговечности.

4. Известно, что корпуса судов, в отличие от планера самолетов, не проходят полномасштабные натурные усталостные испытания, таким образом экспериментальная база для обоснования усталостной прочности и расчетного срока службы корпусов судов практически отсутствует, или крайне ограничена.

Обзор открытых для изучения источников, связанных с усталостной долговечностью элементов конструкции судов, изготовленных из ПКМ, показывает достаточную заинтересованность исследователей в решении данной проблемы. В этом плане можно выделить в первую очередь работы зарубежных исследователей [1]–[3], в которых рассмотрены многие вопросы, касающиеся данной проблемы, однако следует отметить, что какие-либо методы расчетных оценок и примеры подобного анализа в указанных работах не представлены.

Цель настоящего исследования состоит в разработке основных положений такого метода и представлении конкретного примера расчета для наружной композитной обшивки корпуса судна. Известно, что обеспечение усталостной прочности подобных обшивок является одной из важнейших задач при проектировании судов, однако, как отмечалось ранее, типовое решение этой задачи в настоящее время заключается лишь в обеспечении пониженного уровня расчетных напряжений и анализе опыта эксплуатации. Практическая значимость планируемой работы заключается в возможности уточнения решения данной задачи с использованием специально разработанного метода.

Методы и материалы (Methods and Materials)

Основные материалы для формирования методов расчета усталостной долговечности элементов конструкции судов, изготовленных из ПКМ, предлагается выбирать в публикациях, в которых отражены основные положения методов расчета усталости элементов из слоистых композитов в авиационных конструкциях. Известно, что в этой области в авиации достигнут определенный прогресс, который целесообразно рассмотреть и, возможно, применить при расчетах усталостной долговечности силовых элементов конструкции судов, изготовленных из ПКМ.

На основе результатов обзора работ [4]–[12] можно выделить следующие основные положения метода, применяемого при расчетах на усталость элементов композитных авиаконструкций.

1. Формирование спектра механических нагрузок на элемент за программный блок нагрузок. Этот блок может быть представлен в виде циклограммы нагрузок (напряжений), в виде гистограммы нагрузок (напряжений) различного уровня или в виде некоего блока нагрузок (напряжений) различных амплитуд и средних значений.

2. В случае представления нагрузок в виде циклограммы нагрузок (напряжений) выполняется обработка циклограммы методом «дождевого потока» [4], и выделяются полные циклы нагружения.

3. Обработка экспериментальных данных по усталостным характеристикам ПКМ рассматриваемого элемента, получение кривой усталости для какой-либо асимметрии регулярного циклического нагружения. Как правило, кривые усталости представлены в форме уравнения Менделля [1], [5]. Например, в работе [5] предложен один из наиболее простых способов аппроксимации экспериментальных данных: $\sigma - N$, при циклическом растяжении стеклопластиков с различными укладками в диапазоне долговечностей 10^2 – 10^6 циклов:

$$\sigma_{\max} = \sigma_{UTS} - B \lg N, \quad (1)$$

где $\sigma_{\max}$ — максимальное значение циклических напряжений растяжения ламината из ПКМ;

σ_{UTS} — предел прочности ламината на растяжение;

N — число циклов нагружения до разрушения;

B — константа уравнения.

В случае аппроксимации экспериментальных данных $\sigma - N$ при циклическом нагружении симметричным циклом ($R = -1$) уравнение кривой усталости (1) принимает вид:

$$\sigma_a^{R=-1} = \sigma_{UCS} - B_1 \lg N, \quad (2)$$

где $\sigma_a^{R=-1}$ — максимальное значение циклических напряжений растяжения ламината из ПКМ при нагружении симметричным циклом;

σ_{UCS} — предел прочности ламината на сжатие;

N — число циклов нагружения до разрушения;

B_1 — константа уравнения.

4. Приведение каждого асимметричного полного цикла нагружения к эквивалентному циклу с коэффициентом асимметрии R , соответствующему коэффициенту асимметрии циклического нагружения, при котором получена кривая усталости (1). Приведение выполняется с помощью диаграмм постоянной усталостной долговечности, при этом наиболее часто используются эквивалентный симметричный цикл нагружения и диаграмма Гудмана [6]–[8]:

$$-\frac{\sigma_a - \sigma_a^{R=-1}}{\sigma_a^{R=-1}} = \begin{cases} \frac{\sigma_m}{\sigma_{UTS}}, & 0 \leq \sigma_m \leq \sigma_{UTS}; \end{cases} \quad (3)$$

$$-\frac{\sigma_a - \sigma_a^{R=-1}}{\sigma_a^{R=-1}} = \begin{cases} \frac{\sigma_m}{\sigma_{UCS}}, & \sigma_{UCS} \leq \sigma_m \leq 0, \end{cases} \quad (4)$$

где σ_a — амплитуда циклических напряжений растяжения-сжатия;

$\sigma_a^{R=-1}$ — амплитуда симметричного цикла нагружения, соответствующая определенной (фиксированной) усталостной долговечности слоистого ПКМ;

- σ_m — среднее напряжение цикла нагружения;
 σ_{UTS} — предел прочности рассматриваемого ПКМ при растяжении;
 σ_{UCS} — предел прочности рассматриваемого ПКМ при сжатии.

5. Оценка усталостной долговечности N_i с использованием уравнений (1) или (2) каждого уровня нагружения.

6. Оценка усталостного повреждения n_i / N_i каждого уровня нагружения.

7. Определение суммы накопленного повреждения $\Sigma n_i / N_i$ за программный блок нагрузок элемента. Выбор гипотезы суммирования усталостных повреждений: $N_{bl} \Sigma n_i / N_i = A$, где N_{bl} — усталостная долговечность элемента, выраженная в количестве блоков нагружения. По данным работ [9]–[11], при сложном квазислучайном циклическом нагружении элементов из ПКМ консервативная оценка величины A может составлять значение, равное 0,05.

8. Определение усталостной долговечности элемента $N_{bl} = A / \Sigma n_i / N_i$.

9. Определение значения коэффициента надежности η . Согласно рекомендациям работы [12], средние значения коэффициента надежности η , применяемые при расчетах на усталость элементов из слоистых композитов в авиационных конструкциях, находятся в диапазоне $\eta = 20 \dots 30$.

10. Определение располагаемого ресурса элемента: $T = N_{bl} / \eta$.

В работах [1], [2] можно найти исходные данные, позволяющие выполнить расчетные оценки усталостной долговечности и располагаемого срока службы наружной композитной обшивки (бортовая секция) корпуса судна длиной около 60 м. На основании анализа основных положений представленного в пп. 1–10 метода, применяемого при расчетах на усталость элементов композитных авиаконструкций, можно предложить метод расчета усталостной долговечности и срока службы таких обшивок.

Основные положения данного метода можно представить следующим образом.

1. Формирование спектра механических нагрузок на рассматриваемый элемент в течение расчетного срока службы судна. По данным работ [1] и [2], этот спектр может быть представлен в виде гистограммы нагрузок (напряжений) различного уровня.

2. Обработка экспериментальных данных по усталостным характеристикам ПКМ элемента, получение кривой усталости для выбранной асимметрии регулярного циклического нагружения. Согласно данным работы [1], такая кривая усталости может быть представлена уравнением (1).

3. Оценка усталостной долговечности N_i с использованием уравнения (1) от каждого уровня нагружения.

4. Оценка усталостного повреждения n_i / N_i от каждого уровня нагружения.

5. Определение суммы накопленного повреждения $\Sigma n_i / N_i$ за расчетный срок службы элемента. Выбор гипотезы суммирования усталостных повреждений: $N_{bl} \Sigma n_i / N_i = A$, где N_{bl} — усталостная долговечность элемента, выраженная в расчетных сроках службы. Принимается допущение, что при сложном циклическом нагружении рассматриваемой обшивки значение A может составлять 0,05.

6. Определение усталостной долговечности обшивки: $N_{bl} = A / \Sigma n_i / N_i$.

7. Определение значения коэффициента надежности η . Принимается допущение, что консервативное значение коэффициента надежности $\eta = 30$.

8. Определение величины располагаемых сроков службы обшивки: $T = N_{bl} / \eta$.

Результаты (Results)

Рассмотрим примеры расчетных оценок усталостной долговечности и срока службы наружной композитной обшивки (бортовая секция) корпуса судна длиной около 60 м, выполненные для двух вариантов расчета: неповрежденной конструкции и конструкции с ударными повреждениями.

Исходные данные для расчета неповрежденной конструкции:

1. Материал обшивки — стеклопластик типа govimat с укладкой слоев 45° [1].

2. Предполагается, что расчетный срок службы судна составляет 20 лет. Гистограмма максимальных растягивающих напряжений в обшивке за расчетный срок службы рассматриваемого судна, полученная на основе обработки данных работ [1], [2], представлена в табл. 1.

Таблица 1

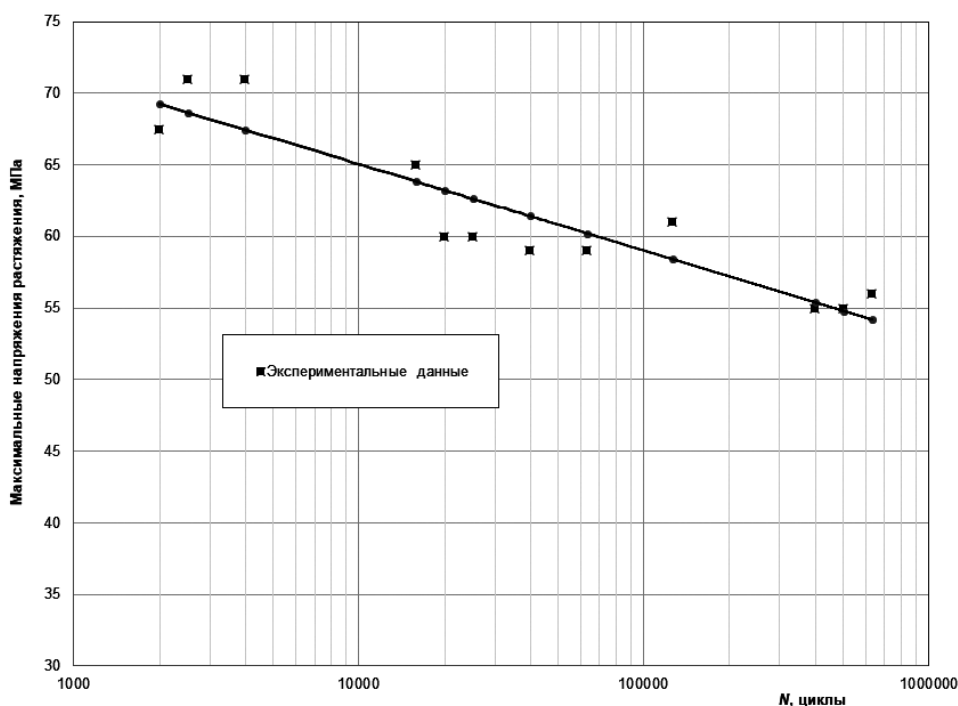
Гистограмма напряжений в наружной композитной обшивке корпуса
ассматриваемого судна

Коэффициент нагрузки	$\sigma_{\max}$, МПа	n_i , циклы
0,00025	7,86	$3,0 \cdot 10^7$
0,00050	15,71	$1,0 \cdot 10^7$
0,00075	23,57	$1,2 \cdot 10^6$
0,00100	31,43	$1,1 \cdot 10^5$
0,00125	39,29	$1,0 \cdot 10^4$
0,00150	47,14	$9,5 \cdot 10^2$
0,00175	55	$3,0 \cdot 10^1$

3. Уравнение кривой усталости типа (1) материала обшивки:

$$\sigma_{\max} = 89,145 - 6,026 \lg N. \quad (5)$$

Уравнение (5) получено на основе результатов обработки экспериментальных данных, приведенных на рисунке по данным работы [1].



Кривая усталости образцов из стеклопластика Rovimat с укладкой слоев 45°

4. Принимается допущение, что в качестве гипотезы суммирования усталостных повреждений может быть использована гипотеза линейного суммирования усталостных повреждений в виде $N_{bl} \sum n_i / N_i = 0,05$, где N_{bl} — усталостная долговечность элемента, выраженная в расчетных сроках службы.

5. Принимается допущение $\eta = 30$.

Результаты расчета усталостной долговечности срока службы для неповрежденной наружной композитной обшивки корпуса рассматриваемого судна приведены в табл. 2.

Таблица 2

**Результаты расчета усталостной долговечности и срока службы
для неповрежденной наружной композитной обшивки корпуса рассматриваемого судна**

$\sigma_{\max}$, МПа	Цикл N_i	Цикл n_i	n_i / N_i	$\Sigma n_i / N_i$	Период службы N_{bl}	Период службы T
7,86	$3,09 \cdot 10^{13}$	$3,0 \cdot 10^7$	$9,72 \cdot 10^{-7}$	0,000272	183,8	6,1
15,71	$1,53 \cdot 10^{12}$	$1,0 \cdot 10^7$	$6,52 \cdot 10^{-6}$	—	—	—
23,57	$7,62 \cdot 10^{10}$	$1,2 \cdot 10^6$	$1,58 \cdot 10^{-5}$	—	—	—
31,43	$3,78 \cdot 10^9$	$1,1 \cdot 10^5$	$2,91 \cdot 10^{-5}$	—	—	—
39,29	$1,88 \cdot 10^8$	$1,0 \cdot 10^4$	$5,32 \cdot 10^{-5}$	—	—	—
47,14	$9,34 \cdot 10^6$	$9,5 \cdot 10^2$	$1,02 \cdot 10^{-4}$	—	—	—
55	$4,64 \cdot 10^5$	$3,0 \cdot 10^1$	$6,47 \cdot 10^{-5}$	—	—	—

Известно, что наружные, как металлические, так и композитные, обшивки корпусов судов очень часто подвергаются ударным повреждениям самого различного характера, а также, что элементы из ПКМ с ударными повреждениями имеют значительно худшие усталостные характеристики, чем те же элементы, не имеющие ударных повреждений.

В работе [13] приведена следующая классификация ударных повреждений для элементов композитных авиаконструкций: «Категория 1. Допустимое повреждение, которое может развиваться, будучи не обнаруженным во время планового или целевого осмотра, или допустимые производственные дефекты. Обоснование допустимости повреждения Категории 1 включает демонстрацию надежного ресурса при сохранении статической прочности от расчетной нагрузки». Типичными примерами повреждений Категории 1 является повреждения типа BVID (*Barely Visible Impact Damage* — едва видимые ударные повреждения) и допустимые производственные дефекты и эксплуатационные повреждения (например, небольшие расслоения, пористость, небольшие царапины и вмятины, а также незначительные повреждения от воздействия среды), с которыми в течение всего срока службы конструкция самолета должна выдерживать расчетную нагрузку» (курсив авт.)

Таким образом, очевидно, что кроме оценок усталостной долговечности неповрежденных элементов композитных авиаконструкций как минимум должна быть проведена аналогичная оценка элементов с ударными повреждениями типа BVID. Представляется целесообразным выполнить расчет усталостной долговечности и срока службы рассматриваемой композитной обшивки с ударными повреждениями Категории 1 (типа BVID).

Исходные данные для расчета конструкции с ударными повреждениями:

1. Материал обшивки — стеклопластик типа rovimat с укладкой слоев 45° с ударными повреждениями Категории 1.
2. Гистограмма напряжений в течение расчетного срока службы судна, составляющего 20 лет, приведена в табл. 1.
3. Уравнение кривой усталости типа (1) материала обшивки с ударными повреждениями Категории 1:

$$\sigma_{\max} = 75,773 - 5,122 \lg N. \quad (6)$$

Данное уравнение получено на основе уравнения (5) с учетом результатов обработки экспериментальных данных, представленных в работе [14] для неповрежденных ПКМ и ПКМ с ударными повреждениями Категории 1.

4. Принимается допущение, что в качестве гипотезы суммирования усталостных повреждений может быть использована гипотеза линейного суммирования усталостных повреждений в виде $N_{bl} \Sigma n_i / N_i = 0,05$, где N_{bl} — усталостная долговечность элемента, выраженная в расчетных сроках службы.

5. Принимается допущение: $\eta = 30$.

Результаты расчета усталостной долговечности и срока службы для наружной композитной обшивки корпуса рассматриваемого судна с ударными повреждениями Категории 1 приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчета усталостной долговечности и срока службы рассматриваемого судна с ударными повреждениями Категории 1

$\sigma_{\max}$, МПа	Цикл N_i	Цикл n_i	n_i / N_i	$\Sigma n_i / N_i$	Срок службы N_{bl}	Срок службы T
7,86	$1,82 \cdot 10^{13}$	$3,0 \cdot 10^7$	$1,65 \cdot 10^{-6}$	0,00618	8,1	0,27
15,71	$5,32 \cdot 10^{11}$	$1,0 \cdot 10^7$	$1,88 \cdot 10^{-5}$	—	—	—
23,57	$1,55 \cdot 10^{10}$	$1,2 \cdot 10^6$	$7,72 \cdot 10^{-5}$	—	—	—
31,43	$4,54 \cdot 10^8$	$1,1 \cdot 10^5$	$2,42 \cdot 10^{-4}$	—	—	—
39,29	$1,33 \cdot 10^7$	$1,0 \cdot 10^4$	$7,52 \cdot 10^{-4}$	—	—	—
47,14	$3,89 \cdot 10^5$	$9,5 \cdot 10^2$	$2,44 \cdot 10^{-3}$	—	—	—
55	$1,14 \cdot 10^4$	$3,0 \cdot 10^1$	$2,64 \cdot 10^{-3}$	—	—	—

По результатам выполненных расчетных оценок можно сделать следующие основные выводы:

Срок службы наружной композитной обшивки (бортовая секция, без ударных повреждений) корпуса рассматриваемого судна составляет $T_{\text{расп}} = 6,1 \cdot 20 = 122$ года, что значительно больше расчетного срока службы подобного судна (20 лет).

Срок службы наружной композитной обшивки (бортовая секция с ударными повреждениями категории 1) корпуса рассматриваемого судна составляет $T_{\text{расп}} = 0,27 \cdot 20 = 5,4$ года, что значительно меньше расчетного срока службы подобного судна (20 лет).

Обсуждение (Discussion)

Полученные результаты в качественном плане достаточно хорошо коррелируются с результатами и выводами работ [1]–[3] в части долговечности и сроков службы морских судов, а также не противоречат результатам исследования усталостной прочности типовых ПКМ в аэрокосмической области.

Выводы (Summary)

На основании проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. С использованием основных положений методов расчета на усталость элементов из слоистых композитов в авиационных конструкциях предложен метод расчета усталостной долговечности и срока службы наружной композитной обшивки корпуса судна.
2. Выполнен тестовый расчет усталостной долговечности и срока службы наружной композитной обшивки корпуса судна длиной около 60 м из неповрежденного стеклопластика типа govimat с укладкой слоев 45° и такого же стеклопластика с ударными повреждениями Категории 1.
3. Полученные результаты показали, что срок службы обшивки с ударными повреждениями Категории 1 равен примерно 5,4 года, что значительно меньше расчетного срока службы судна (20 лет).
4. Полученный результат показывает необходимость введения периодических осмотров и контроля наружной композитной обшивки рассматриваемого судна после 5,4 года эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Davies P. Fatigue and durability of marine composites / P. Davies, D. Choqueuse // Fatigue in composites. Ed. by Harris B. — Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. — Pp. 709–729.
2. Smith C. S. Design of Marine Structures in Composite Materials / C. S. Smith. — London: Elsevier, 1990. — 389 p.

3. Reinforced Plastics Durability / G. Pritchard, ed. — Woodhead Publishing, 1998. — 384 p.
4. ГОСТ 25.101–83. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. — СССР, 1984. — 25 с.
5. Mandell J. F. Fatigue behaviour of fibre-resin composites / J. F. Mandell // *Developments in Reinforced Plastics-2*; edited by G. Pritchard. — Springer, 1982. — Pp. 67–108.
6. Kawai M. Fatigue life prediction of composite materials under constant amplitude loading / M. Kawai // *Fatigue life prediction of composites and composite structures*; Edited by A. P. Vassilopoulos. — Woodhead Publishing, 2020. — Pp. 425–463. DOI: 10.1016/B978-0-08-102575-8.00012-7.
7. Buimovich Y. Examination of the KAWAI CLD method for fatigue life prediction of composites / Y. Buimovich, D. Elmalich // *International Committee on Aeronautical Fatigue*. — Springer, Cham, 2019. — Pp. 399–409. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3_31.
8. Стрижиус В. Е. Особенности диаграмм постоянной усталостной долговечности слоистых композитов / В. Е. Стрижиус // *Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки*. — 2019. — Т. 25. — № 3. — С. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309.
9. Phillips E. P. Effects of truncation of a predominantly compression load spectrum on the life of a notched graphite/epoxy laminate / E. P. Phillips // *Fatigue of Fibrous Composite Materials*; Edited by K. N. Lauraitis. — ASTM International, 1981. — Pp. 197–212. DOI: 10.1520/STP27621S.
10. Strizhius V. Fatigue damage accumulation under quasi-random loading of composite airframe elements / V. Strizhius // *Mechanics of Composite Materials*. — 2016. — Vol. 52. — Is. 4. — Pp. 455–468. DOI: 10.1007/s11029-016-9597-9.
11. Strizhius V. E. Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading / V. E. Strizhius // *International Committee on Aeronautical Fatigue*. — Springer, Cham, 2019. — Pp. 423–431. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3_33.
12. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП25.571–1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. — М.: ЦАГИ, 2015.
13. Advisory Circular AC 20–107B. Composite Aircraft Structure. — U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009. — 37 p.
14. Tomblin J. Determining the Fatigue Life of Composite Aircraft Structures Using Life and Load-Enhancement Factors. Final Report (DOT/FAA/AR-10/6) / J. Tomblin, W. Seneviratne. — U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2011. — 155 p.

REFERENCES

1. Davies, P., and Choqueuse, D. “Fatigue and durability of marine composites.” *Fatigue in composites*. Ed. by Harris, B. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. 709–729.
2. Smith, C. S. *Design of Marine Structures in Composite Materials*. London: Elsevier, 1990.
3. Pritchard, G., ed. *Reinforced Plastics Durability*. Woodhead Publishing, 1999.
4. GOST 25.101–83. Strength calculation and testing. Representation of random loading of machine elements and structures and statistical evaluation of results. USSR, 1984.
5. Mandell, J. F. “Fatigue behaviour of fibre-resin composites.” *Developments in Reinforced Plastics* — 2. Edited by G. Pritchard. Springer, 1982. 67–108.
6. Kawai, M. “Fatigue life prediction of composite materials under constant amplitude loading.” *Fatigue life prediction of composites and composite structures*. Edited by Anastasios P. Vassilopoulos. Woodhead Publishing, 2020. 425–463. DOI: 10.1016/B978-0-08-102575-8.00012-7.
7. Buimovich, Yael, and Dvir Elmalich. “Examination of the KAWAI CLD method for fatigue life prediction of composites.” *International Committee on Aeronautical Fatigue*. Springer, Cham, 2019. 399–409. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3_31.
8. Strizhius, V. E. “Constant-life diagrams of layered composites.” *St. Petersburg polytechnic university journal of engineering science and technology* 25.3 (2019): 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309.
9. Phillips, Edward 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 International, 1981. 197–212. DOI: 10.1520/STP27621S.
10. Strizhius, V. “Fatigue damage accumulation under quasi-random loading of composite airframe elements.” *Mechanics of Composite Materials* 52.4 (2016): 455–468. DOI: 10.1007/s11029-016-9597-9.

11. Strizhius, Vitaly E. "Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading." *International Committee on Aeronautical Fatigue*. Springer, Cham, 2019. 423–431. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3_33.
12. Advisory circular RTs-AP25.571–1A. Otsenka dopustimosti povrezhdenii i ustalostnoi prochnosti konstruktssii. M.: TsAGI, 2015.
13. Advisory Circular AC 20–107B. Composite Aircraft Structure. U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009.
14. Tomblin, J., and W. Seneviratne. *Determining the Fatigue Life of Composite Aircraft Structures Using Life and Load-Enhancement Factors. Final Report (DOT/FAA/AR-10/6)*. U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2011.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ

Стрижиус Виталий Ефимович —
доктор технических наук
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
125993, Российская Федерация, Москва,
Волоколамское шоссе, 4
e-mail: vitaly.strizhius@gmail.com

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Strizhius, Vitaly E. —
Dr. of Technical Sciences
Moscow Aviation Institute
(National Research University)
4 Volokolamsk Highway, Moscow, 125993,
Russian Federation
e-mail: vitaly.strizhius@gmail.com

Статья поступила в редакцию 24 октября 2021 г.
Received: October 24, 2021.