

**АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

*05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*

*05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;*

*05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;*

*05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;*

*05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;*

*05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;*

*05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности*

УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-59-71

**МЕТОДИКА КОМПЛЕКСНОЙ РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ  
УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ  
ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ**

**В.Е. СТРИЖИУС<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва, Россия*

Представлены основные особенности нормативных требований по оценке усталостной долговечности слоистых композитов. С учетом этих требований и с использованием известных моделей деградации остаточной прочности и деградации жесткости слоистых композитов в процессе накопления усталости сформированы основные положения методики комплексной расчетной оценки усталостной долговечности, которые могут быть использованы, в частности, для ламинатов нижних и верхних панелей крыла самолета транспортной категории. Отмечено, что комплексную расчетную оценку целесообразно выполнять на этапе эскизного проектирования самолета, когда определяются ключевые параметры ламинатов: тип слоистого композита, параметры укладки, выбор уровня расчетных напряжений и т.п. Представлен условный пример комплексной расчетной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 толщиной 8,84 мм для случая использования этого ламината в качестве обшивки верхних панелей крыла самолета транспортной категории. Выполнены четыре вида расчетных оценок: расчетная оценка усталостной долговечности образцов со свободными отверстиями; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями до достижения нормированного уровня деградации остаточной прочности; расчетная оценка усталостной долговечности образцов с едва видимыми ударными повреждениями до достижения нормированного уровня деградации жесткости. Сделан вывод о значительном отличии в получаемых значениях усталостных долговечностей рассматриваемых образцов в зависимости от метода расчета. На основе анализа полученных результатов сделан вывод о необходимости выполнения подобных комплексных оценок для определения ресурсных характеристик элементов композитных авиаконструкций с приемлемой точностью.

**Ключевые слова:** слоистые композиты, элементы композитных авиаконструкций, расчетные оценки усталостной долговечности, деградация остаточной прочности, деградация жесткости, образцы со свободными отверстиями, образцы с ударными повреждениями.

**ВВЕДЕНИЕ**

Известно, что важнейшее значение при использовании полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовых элементах авиаконструкций приобретает возможность оценки их физико-механических характеристик, в том числе характеристик сопротивления усталости.

Выполняемая в настоящее время расчетно-экспериментальная оценка характеристик сопротивления усталости элементов композитных авиаконструкций на этапе эскизного проектирования самолета транспортной категории по своей сути практически не отличается от оценки соответствующих характеристик металлических элементов авиаконструкций и заключается,

прежде всего, в оценке характеристик усталости конструктивных элементов в зоне свободных отверстий. Предполагается, что образцы со свободными отверстиями, которые обычно испытываются на усталость на этапе эскизного проектирования самолета, являются типичными представителями достаточно широкого круга концентраторов напряжений в элементах авиаконструкций.

Однако известно, что подобные оценки, выполняемые для ПКМ, недостаточны и не учитывают ряд важных факторов, влияющих на усталость только слоистых ПКМ. К таким факторам следует отнести следующие.

1. Дegrаdация остаточной прочности слоистых ПКМ в процессе накопления усталости.
2. Дegrаdация жесткости слоистых ПКМ в процессе накопления усталости.
3. Особая чувствительность слоистых ПКМ (прежде всего ламинатов нижних и верхних панелей крыла) к производственным дефектам и ударным повреждениям.

Приведены основные особенности нормативных требований по оценке усталостной долговечности слоистых ПКМ, представленных в Авиационных правилах<sup>1</sup> и Рекомендательном циркуляре<sup>2</sup>.

По результатам обзора ряда отечественных и зарубежных исследований для слоистых ПКМ представлены основные положения следующих моделей:

- модели дegrаdации нормализованной прочности [1–6];
- модели дegrаdации нормализованной жесткости [5–8].

С учетом нормативных требований и с использованием представленных моделей сформированы основные положения *методики комплексной расчетной оценки усталостной долговечности слоистых ПКМ*, которую целесообразно применять на этапе эскизного проектирования самолета, когда определяются ключевые параметры ПКМ: тип ПКМ, параметры укладки, выбор уровня расчетных напряжений и т.п.

Приведен пример подобной комплексной оценки для ламината из углепластика AS4-PW [9] для случая *условного* применения этого ламината в качестве обшивки верхней панели крыла самолета транспортной категории.

## НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ НОРМАТИВНЫХ ТРЕБОВАНИЙ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ СЛОИСТЫХ ПКМ

Известно, что § 25.571 АП-25 в свое время был разработан для оценки допустимости повреждений и усталостной прочности *металлических* элементов авиаконструкций, тем не менее, в настоящее время основные нормативные требования, изложенные в этом параграфе, применяются и к элементам *композитных* авиаконструкций.

В Рекомендательном циркуляре АС 20-107В<sup>3</sup> представлены наиболее важные *дополнительные* нормативные требования и рекомендации к обеспечению усталостной прочности и живучести элементов композитных авиаконструкций. В частности, представлены требования к обеспечению усталостной прочности элементов композитных авиаконструкций с повреждениями категории 1. Согласно АС 20-107В «**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 рас-*

<sup>1</sup> Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. МАК. Москва, 2004.

<sup>2</sup> РЦ-АП25.571-1А "Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции". ЦАГИ, Жуковский, 2015.

<sup>3</sup> Advisory Circular 20-107B, U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009.

четной нагрузки... Типичными примерами повреждений Категории 1 являются 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».

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.

Что касается процесса деградации механических свойств ПКМ, то следует отметить, что этот процесс в слоистых ПКМ протекает значительно интенсивнее, чем аналогичный процесс в металлических материалах. Таким образом, мы можем говорить о новом (по сравнению с металлическими материалами) и достаточно неприятном свойстве слоистых ПКМ.

Для элементов композитных авиаконструкций это свойство требует всестороннего исследования и учета, так как согласно современным требованиям остаточная прочность таких конструкций в процессе эксплуатации не должна опускаться ниже уровня, соответствующего предельным расчетным нагрузкам (с учетом влияния влагонасыщения и температуры). Фактически это означает, что усталостная долговечность, по которой определяются ресурсные характеристики рассматриваемого элемента из ПКМ, должна соответствовать такому уровню остаточной прочности. Очевидно, что игнорирование этого требования и определение усталостной долговечности без обеспечения такого соответствия может привести к серьезным ошибкам (не в запас прочности) при определении ресурсных характеристик элементов из ПКМ.

Снижение (деградация) жесткости элементов из ПКМ также тесно связано с накопленным усталостным повреждением. Известно, что для авиаконструкций допустимый уровень снижения жесткости регламентируется специальным § 25.629(b)(2) АП-25 и в настоящее время принимается, как правило, равным 5÷10% от начальной жесткости рассматриваемого элемента.

Очевидно, что исследование снижения механических свойств ПКМ на основе прямых усталостных испытаний требует значительных затрат. Ввиду этого необходимость разработки и использования специальных моделей, позволяющих выполнять объективные *расчетные* оценки уровня деградации (снижения) остаточной прочности и жесткости в процессе накопления усталости в элементах авиаконструкций из слоистых ПКМ, представляется очевидной.

Предполагается, что такие модели должны быть разработаны, прежде всего, для композитных ламинатов - обшивок верхних и нижних панелей композитных крыльев, обшивок композитного оперения, композитных обшивок агрегатов механизации крыла и органов управления самолета.

## МОДЕЛИ ДЕГРАДАЦИИ ОСТАТОЧНОЙ ПРОЧНОСТИ И ЖЕСТКОСТИ СЛОИСТЫХ ПКМ

Как отмечалось выше, в настоящей статье с целью формирования методики комплексной оценки усталостной долговечности слоистых ПКМ рассмотрены основные положения модели деградации нормализованной прочности и модели деградации нормализованной жесткости.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [1–6], можно сформировать следующие основные положения и допущения *модели деградации нормализованной прочности*.

1. Уровень снижения остаточной прочности в процессе накопления усталости в слоистом ПКМ зависит от конструктивно-технологических особенностей ламината (типа ПКМ, параметров укладки, толщины и т.д.), механических и усталостных характеристик ламината. В

работах [1–3] делается допущение, что механические и усталостные характеристики ламината связаны зависимостью:

$$t^a + s^b = 1, \quad (1)$$

где

- $t = (\lg n - \alpha) / (\lg N - \alpha)$  – функция нагружения;
- $n$  – количество циклов нагружения при уровне максимальных напряжений цикла  $\sigma_{\max}$ ;
- $N$  – количество циклов нагружения до разрушения при уровне напряжений  $\sigma_{\max}$ ;
- $\alpha$  – константа, для симметричного цикла нагружения  $\alpha = \lg(0,25) = -0,6021$ ; для от- нулевого цикла нагружения -  $\alpha = \lg(0,5) = -0,3010$ ;
- $s = (\sigma_{RS} - \sigma_{\max}) / (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max})$  - относительная остаточная прочность ламината;
- $\sigma_{RS}$  – остаточная прочность ламината;
- $\sigma_{UTS}$  – предел прочности ламината при растяжении;
- $a$  и  $b$  – константы, зависящие от свойств ПКМ и окружающей среды, значения кото- рых определяются по результатам аппроксимации экспериментальных данных с ис- пользованием зависимости (1).

2. На основе зависимости (1) в работах [1–3] получено соотношение для оценки оста- точной прочности слоистых ПКМ в процессе накопления усталости:

$$\sigma_{RS} = (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max})(1 - t^a)^{\frac{1}{b}} + \sigma_{\max}$$

или

$$\sigma_{RS} = (\sigma_{UTS} - \sigma_{\max}) \left( 1 - \left( \frac{\lg(n) - \alpha}{(\lg(N) - \alpha)} \right)^a \right)^{\frac{1}{b}} + \sigma_{\max} . \quad (2)$$

По данным работы [3] константы  $a$  и  $b$  для пластиков типа CFRP (пластик, армирован- ный углеродным волокном), KFRP (пластик, армированный кевларовым волокном) и GRP (пла- стик, армированный стекловолокном) принимают значения, близкие к значениям, представлен- ным в табл. 1.

**Таблица 1**  
**Table 1**

Значения констант  $a$  и  $b$  для пластиков типа CFRP, KFRP и GRP  
(по данным работы [3])

Values of constants  $a$  and  $b$  for plastics CFRP, KFRP and GRP  
(according to [3])

| Тип пластика | $a$ | $b$  |
|--------------|-----|------|
| CFRP         | 1,8 | 23,1 |
| KFRP         | 1,8 | 5,2  |
| GRP          | 1,5 | 4,8  |

Очевидно, что значения констант  $a$  и  $b$  будут оказывать значительное влияние на форму кривой снижения остаточной прочности « $\sigma_{RS} - N$ » и получаемые с использованием этой кривой конечные результаты оценок остаточной прочности. Поэтому с целью получения достаточно достоверных результатов таких оценок для каждого ламината значения констант  $a$  и  $b$  должны уточняться по результатам специально проведенных испытаний.

По результатам обзора и анализа данных, представленных в работах [5–8], можно сформулировать следующие основные положения модели деградации нормализованной жесткости.

1. Остаточная жесткость композиционного материала так же как и остаточная прочность является функцией уровня и числа циклов приложенных напряжений.

2. Модели деградации жесткости интересны многим исследователям, так как остаточная жесткость может быть использована как «неразрушающая» мера оценки повреждения ПКМ.

3. Для представления остаточной жесткости как функции числа циклов в работе [8] предложено следующее уравнение:

$$E(n) = \left( E_s - \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \right) \times \left( 1 - \left( \frac{\lg(n) - \lg(0.25)}{\lg(N_f) - \lg(0.25)} \right)^\lambda \right)^{\frac{1}{\gamma}} + \frac{\sigma}{\varepsilon_f}, \quad (3)$$

где

- $E(n)$  – остаточная жесткость;
- $E_s$  – начальная (статическая) жесткость;
- $\sigma$  – величина прикладываемых напряжений;
- $\varepsilon_f$  – средняя деформация при статическом разрушении;
- $n$  – число приложенных циклов;
- $N_f$  – усталостная долговечность (число циклов до разрушения) при уровне напряжений  $\sigma$ ;
- $\lambda$  и  $\gamma$  – экспериментальные параметры.

### ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ КОМПЛЕКСНОЙ ОЦЕНКИ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛАМИНАТОВ ИЗ СЛОИСТЫХ ПКМ

В качестве основных положений методики комплексной оценки усталостной долговечности ламинатов из слоистых ПКМ на этапе эскизного проектирования самолета предложены следующие положения.

1. Для рассматриваемых ламинатов выполняются усталостные испытания образцов со свободным отверстием и образцов с ударными повреждениями типа BVID, строятся соответствующие кривые усталости. Подобные испытания рекомендуется проводить с коэффициентами асимметрии циклического нагружения, близкими по величине к превалирующим коэффициентам асимметрии циклического нагружения рассматриваемых элементов в соответствующих агрегатах самолета.

2. Оценивается уровень напряжений, эквивалентных по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете. На этапе эскизного проектирования оценка эквивалентных напряжений может выполняться с использованием данных работы [10].

3. С использованием зависимостей (2) и (3) строятся расчетные кривые деградации остаточной прочности и жесткости в процессе накопления усталости. В запас прочности указанные

кривые строятся с использованием параметров кривой усталости для образцов с ударными повреждениями типа BVID.

4. С использованием эквивалентных напряжений типового полета выполняются следующие оценки:

- усталостной долговечности образцов со свободным отверстием;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации остаточной прочности до значения, равного  $\sigma_{ULT}$  – напряжениям в рассматриваемом элементе при расчетных нагрузках;
- усталостной долговечности образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения  $0,95E_s$ , где  $E_s$  – начальная (статическая) жесткость рассматриваемого элемента.

### ПРИМЕР КОМПЛЕКСНОЙ ОЦЕНКИ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛАМИНАТА ВЕРХНЕЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА

В настоящем разделе приведен *условный* пример комплексной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 толщиной 8,84 мм для случая использования этого ламината в качестве обшивки верхних панелей крыла самолета транспортной категории.

В качестве исходных данных для расчета использованы следующие.

1. Кривая усталости образцов со свободным отверстием из рассматриваемого ламината при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R = 5$ , полученная в результате обработки данных работы [9]:

$$|\sigma_{\max}| = 279,56 - 17,990 \cdot \lg N, \quad (4)$$

где  $\sigma_{\max}$  – максимальные циклические напряжения сжатия в МПа.

2. Кривая усталости образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R=5$ , полученная в результате обработки данных работы [9]:

$$|\sigma_{\max}| = 243,17 - 14,619 \cdot \lg N, \quad (5)$$

где  $\sigma_{\max}$  – максимальные циклические напряжения сжатия в МПа.

3. Значения параметров, принятые для оценки деградации остаточной прочности образцов с ударными повреждениями типа BVID:

- $|\sigma_{UCS}| = 243,17$  МПа – предел прочности образцов на сжатие;
- $|\sigma_{ULT}| = 233$  МПа – напряжения сжатия в рассматриваемом элементе при расчетных нагрузках;
- $|\sigma_{\max\_eqv}| = 150$  МПа – максимальные циклические напряжения сжатия, эквивалентные по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете (определены с учетом данных и рекомендаций работы [10]);
- $\alpha = \lg(0,25) = -0,6021$ ;
- $a=1,8$ ;  $b=23,1$  – значения параметров соотношения (2), определены по данным работы [3]. *Принимается допущение*, что эти значения могут быть использованы для ла-

мината из углепластика AS4-PW 10/80/10 в рассматриваемом условном примере комплексной оценки усталостной долговечности.

4. Значения параметров, принятые для оценки деградации жесткости образцов с ударными повреждениями типа BVID:

- $|\sigma_{UCS}| = 243,17$  МПа – предел прочности образцов на сжатие;
- $\varepsilon_f = 0,004$  – средняя деформация при статическом разрушении;
- $E_s = |\sigma_{UCS}| / \varepsilon_f = 243,17 / 0,004 = 60790$  МПа – начальная (статическая) жесткость образцов;
- $0,95E_s = 57750$  МПа – нормированный уровень деградации жесткости;
- $|\sigma_{\max\_eqv}| = 150$  МПа – максимальные циклические напряжения сжатия, эквивалентные по повреждаемости программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете;
- $\lg(0,25) = -0,6021$ ;
- $\lambda = 14,57$ ;  $\gamma = 0,30$  – значения параметров соотношения (3), определены по данным работы [8]. *Принимается допущение*, что эти значения могут быть использованы для ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 в рассматриваемом условном примере комплексной оценки усталостной долговечности.

Следует отметить, что принятое значение эквивалентных напряжений  $|\sigma_{\max\_eqv}| = 150$  МПа является приближенным и пригодно только для расчетных оценок на этапе эскизного проектирования самолета.

Основные подзадачи, которые должны быть решены при точных оценках уровня эквивалентных напряжений, можно представить следующим образом.

1. Создание циклограммы программного нагружения обшивки верхних панелей крыла в типовом полете рассматриваемого самолета.
2. Обработка полученной циклограммы программного нагружения методом «полных циклов», выделение полных циклов.
3. Выбор диаграммы постоянной усталостной долговечности. При решении этой подзадачи возможно использование результатов работ [11–14].
4. Решение вопроса о модели накопления усталостного повреждения. При решении этой подзадачи возможно использование результатов работ [15, 16].

На рис. 1 представлены кривые усталости (4) и (5).

На рис. 2 представлена кривая деградации остаточной прочности " $\sigma_{RS} - N$ " образцов с ударными повреждениями типа BVID, построенная с использованием соотношения (2).

На рис. 3 представлена кривая деградации жесткости " $E(n) - N$ " образцов с ударными повреждениями типа BVID, построенная с использованием соотношения (3).

В табл. 2 представлены результаты расчетной оценки:

- усталостной долговечности  $N_{OH}$  образцов со свободным отверстием из ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10 при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R = 5$ ;
- усталостной долговечности  $N_{BVID}$  образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R = 5$ ;
- усталостной долговечности  $N_{BVID\_RS}$  образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R = 5$  до достижения остаточной прочности образцов уровня

$|\sigma_{ULT}| = 233$  МПа - напряжений сжатия в рассматриваемых образцах при расчетных нагрузках;

- усталостной долговечности  $N_{RE}$  образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения  $0,95E_s = 66395$  МПа - нормированного уровня деградации жесткости.

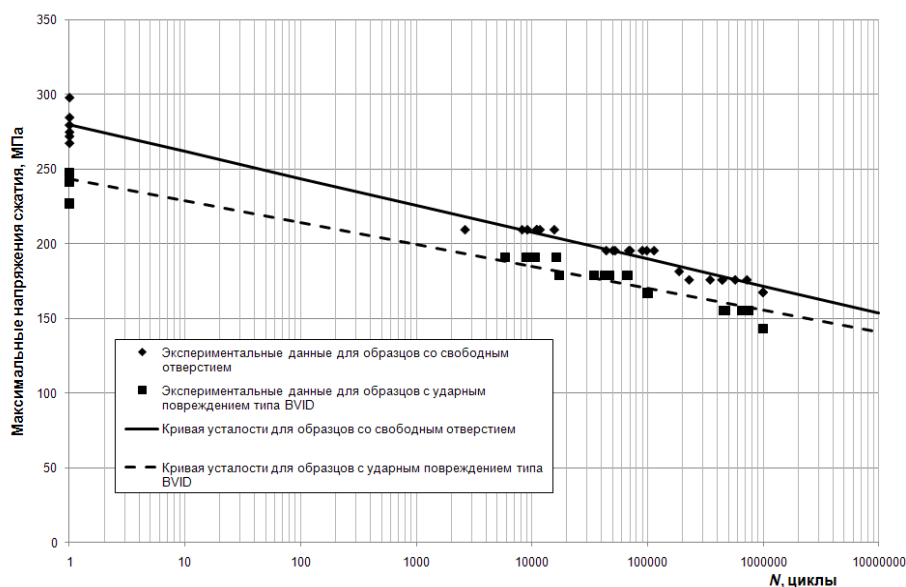


Рис. 1. Кривые усталости для образцов со свободным отверстием и образцов с ударным повреждением типа BVID для ламината из углепластика AS4-PW 10/80/10

Fig. 1. S-N curves for specimens with open hole and with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

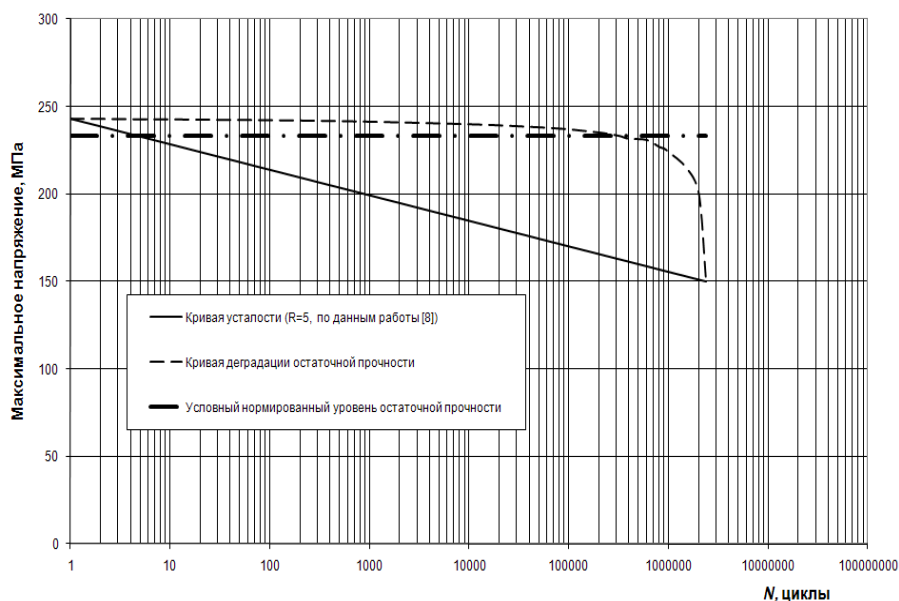


Рис. 2. Кривая усталости и кривая деградации остаточной прочности « $\sigma_{RS} - N$ » для образцов с ударным повреждением типа BVID из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10



Fig. 2.  $S-N$  curve and " $\sigma_{RS} - N$ " curve for specimens with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

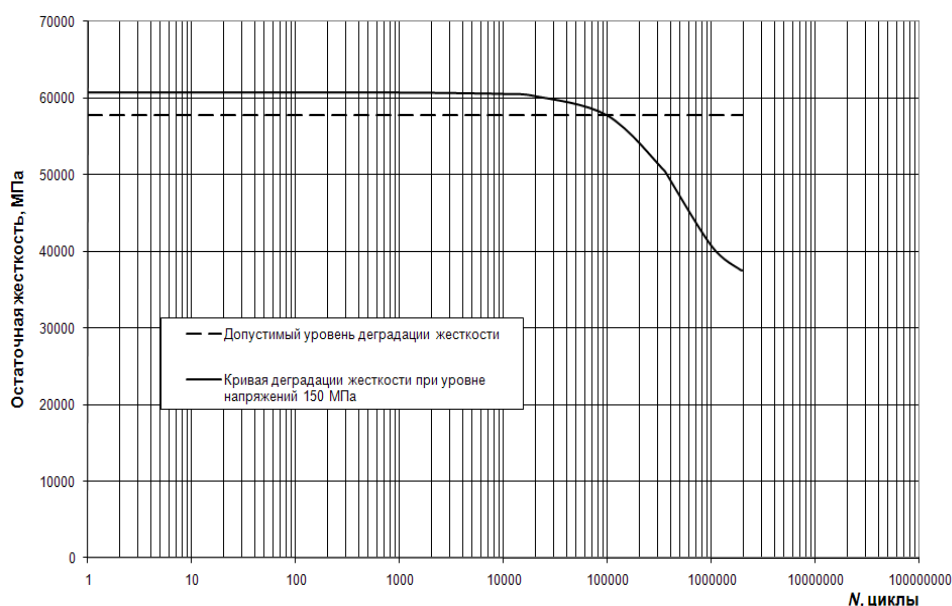


Рис. 3. Кривая деградации жесткости « $E(n) - N$ » для образцов с ударным повреждением типа BVID из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10

Fig. 3. " $E(n) - N$ " curve for specimens with BVID impact damage for a GFRP AS4-PW 10/80/10 laminate

Таблица 2  
Table 2

Результаты комплексной оценки усталостной долговечности ламината из углепластика AS4-PW  
Results of a comprehensive estimation of the fatigue life of GFRP AS4-PW laminate

| $N_{OH}$ , циклы  | $N_{BVID}$ , циклы | $N_{BVID\_RS}$ , циклы | $N_{RE}$ , циклы |
|-------------------|--------------------|------------------------|------------------|
| $1,59 \cdot 10^7$ | $2,36 \cdot 10^6$  | 330 000                | 100 000          |

### ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам анализа данных табл. 2 можно сделать следующие выводы:

1. Значения долговечностей  $N_{OH}$  и  $N_{BVID}$  получились ожидаемо значительными, что соответствует практике подобных оценок для других типов слоистых ПКМ.

2. Наименьшая расчетная долговечность  $N_{RE}$ , полученная по результатам расчетной оценки образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения уровня деградации жесткости до значения  $0,95E_s$ , примерно в 160 раз меньше долговечности, определенной по усталости образцов со свободным отверстием.

3. Расчетная долговечность  $N_{BVID\_RS}$ , полученная по результатам расчетной оценки образцов с ударными повреждениями типа BVID до достижения нормированного уровня деградации остаточной прочности, примерно в 50 раз меньше долговечности, определенной по усталости образцов со свободным отверстием.

4. Очевидно, что *количественные* результаты комплексной расчетной оценки, полученные в представленном *условном примере при принятых допущениях*, носят оценочный характер, тем не менее, можно утверждать об определенной достоверности *качественной разницы* в полученных результатах при различных методах оценки. Эта достоверность в первую очередь подтверждается анализом данных, представленных в работах [1–9].

5. Для уточнения *количественных* результатов комплексной расчетной оценки, полученных в представленном *условном примере*, необходимо на основании специального анализа и дополнительных экспериментальных данных уточнить значения параметров  $a$ ,  $b$ ,  $\lambda$  и  $\gamma$  соотношений (2) – (3).

На основе анализа полученных результатов может быть сделан вывод о необходимости выполнения подобных комплексных оценок для определения ресурсных характеристик элементов композитных авиаконструкций с приемлемой точностью.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Adam T.** The fatigue behavior of Kevlar/carbon hybrid composites / T. Adam, R.F. Dickson, G. Fernando, B. Harris, H. Reiter // IMechE Conference Publications. Institute of Mechanical Engineers). 1986. No. 2. Pp. 329–335.

2. **Adam T.** A power law fatigue damage model for fiber-reinforced plastic laminates / T. Adam, R.F. Dickson, C.J. Jones, H. Reiter, B. Harris // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science. 1986. Vol. 200, iss. 3. Pp. 155–166. DOI: [https://doi.org/10.1243/PIME\\_PROC\\_1986\\_200\\_111\\_02](https://doi.org/10.1243/PIME_PROC_1986_200_111_02)

3. **Harris B.** A historical review of the fatigue behavior of fiber-reinforced plastics / Ed. by Bryan Harris // Fatigue in composites. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. Pp. 3–35.

4. **Nixon-Pearson O.J., Hallett S.R.** An investigation into the damage development and residual strengths of open-hole specimens in fatigue // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2015. Vol. 69. Pp. 266–278. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.11.013>

5. **Khan A.I., Venkataraman S., Miller I.** Predicting fatigue damage of composites using strength degradation and cumulative damage model // Journal of Composites Science. 2018. Vol. 2, iss. 1. DOI: 10.3390/JCS2010009

6. **Cater C., Xiao X., Krishnan A.** Cumulative fatigue damage prediction of composite structures // Proceedings of the 19<sup>th</sup> International Conference on composite materials. Montreal, Canada. 28 July-02 August 2013. Pp. 229–236.

7. **Cadavid M.O.** Experimental studies of stiffness degradation and dissipated energy in glass fibre reinforced polymer composite under fatigue loading / M.O. Cadavid, O. Al-Khudairi, H. Hadavinia, D. Goodwin, G.H. Liaghat // Polymers & Polymer Composites. 2017. Vol. 25, iss. 6. Pp. 435–446.

8. **Shokrieh M.M., Lessard L.B.** Fatigue under multiaxial stress systems. Fatigue in composites / Ed. by Bryan Harris. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. Pp. 63–114.

9. **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 30<sup>th</sup> Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 565–580.

10. **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.

11. **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

**12. 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.

**13. Buimovich Y., Elmalich D.** Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // Proceedings of the 30<sup>th</sup> Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019. Pp. 399–409.

**14. 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

**15. Bendouba M., Aid A., Benguediab M.** Fatigue life prediction of composite under two block loading // Engineering, Technology & Applied Science Research. 2014. Vol. 4, no. 1. Pp. 587–590.

**16. 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 (национальный исследовательский университет), [vitaly.strizhius@gmail.com](mailto:vitaly.strizhius@gmail.com).

## METHODOLOGY OF SUBSTANTIVE FATIGUE LIFE VALUATION OF COMPOSITE COMPONENTS OF AERO STRUCTURE

**Vitaly E. Strizhius<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*National Research University "Moscow Aviation Institute"  
Moscow, Russia*

### ABSTRACT

The key features of the regulatory requirements for the fatigue life valuation of composite laminates were presented. With allowance for those requirements and through the use of the well-known patterns of residual strength degradation and stiffness degradation of layered composite materials over the course of fatigue cumulation, the fundamental principles of the methodology of substantive fatigue life valuation were created. They, in particular, can be used for the lower and upper wing paneling of the transport category of aircraft. It was indicated that it's worth making the substantive valuation at the project definition stage of an aircraft, when the key parameters of the laminates are being determined: the type of layered composite materials, parameters of their placement, selection of analytical stresses, etc. As a conditional sample of the substantive fatigue life valuation of carbon fiber laminate, was presented to use as the AS4-PW 10/80/10 (8,84 mm thick) used in the capacity of the upper wing paneling of the transport aviation planes. The types of valuations were performed as follows: fatigue life prediction for the samples with free holes; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages prior to reaching the standard residual strength degradation level; fatigue life prediction for the samples with scarcely visible shock damages prior to reaching the standard residual stiffness degradation level. The above valuations exposed significant distinctions between the received values for the different samples depending on the used prediction method. The analysis of the received values revealed the necessity of making the same substantive estimates for determination of the fatigue life valuation of composite components of aero structures with acceptable accuracy.

**Key words:** layered composites, composite components of aero structures, fatigue life prediction, residual strength degradation, stiffness degradation, samples with free holes, samples with shock damages.

## REFERENCES

1. Adam, T., Dickson, R.F., Fernando, G., Harris, B. and Reiter, H. (1986). *The fatigue behavior of Kevlar/carbon hybrid composites*. IMechE Conference Publications, Institute of Mechanical Engineers, no. 2, pp. 329–335.
2. Adam, T., Dickson, R.F., Jones, C.J., Reiter, H. and Harris, B. (1986). *A power law fatigue damage model for fiber-reinforced plastic laminates*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science, vol. 200, issue 3, pp. 155–166. DOI: [https://doi.org/10.1243/PIME\\_PROC\\_1986\\_200\\_111\\_02](https://doi.org/10.1243/PIME_PROC_1986_200_111_02)
3. Harris, B. (2003). *A historical review of the fatigue behavior of fiber-reinforced plastics*. Fatigue in composites, in B. Harris (Ed.). Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, pp. 3–35.
4. Nixon-Pearson, O.J. and Hallett, S.R. (2015). *An investigation into the damage development and residual strengths of open-hole specimens in fatigue*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 69, pp. 266–278. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.11.013>
5. Khan, A.I., Venkataraman, S. and Miller, I. (2018). *Predicting fatigue damage of composites using strength degradation and cumulative damage model*. Journal of Composites Science, vol. 2, issue 1. DOI: 10.3390/JCS2010009
6. Cater, C., Xiao, X. and Krishnan, A. (2013). *Cumulative fatigue damage prediction of composite structures*. Proceedings of the 19<sup>th</sup> International Conference on composite materials. Montreal, Canada, 28 July-02 August 2013, pp. 229–236.
7. Cadavid, M.O., Al-Khudairi, O., Hadavinia, H., Goodwin, D. and Liaghat, G.H. (2017). *Experimental studies of stiffness degradation and dissipated energy in glass fibre reinforced polymer composite under fatigue loading*. Polymers & Polymer Composites, vol. 25, issue 6, pp. 435–446.
8. Shokrieh, M.M. and Lessard, L.B. (2003). *Fatigue under multiaxial stress systems*. Fatigue in composites, in B. Harris (Ed.). Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, pp. 63–114.
9. 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 30<sup>th</sup> Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 565–580.
10. 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.
11. 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
12. 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.
13. Buimovich, Y. and Elmalich, D. (2019). *Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites*. Proceedings of the 30<sup>th</sup> Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2-7 June 2019, pp. 399–409.
14. 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. (in Russian)
15. Bendouba, M., Aid, A., Benguediab, M. (2014). *Fatigue Life Prediction of Composite Under Two Block Loading*. *Engineering, Technology & Applied Science Research*, vol. 4, no. 1, pp. 587–590.

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

**INFORMATION ABOUT THE 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 13.11.2019  
Принята в печать 19.03.2020

Received 13.11.2019  
Accepted for publication 19.03.2020