

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.7.023:539.43

DOI:10.34759/vst-2020-4-21-29

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ КРЫЛА САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Тудупова А.Н. \*, Стрижиус В.Е. \*\*, Бобрович А.В. \*\*\*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия*

*\* e-mail: ayunatudu@ya.ru*

*\*\* e-mail: vitaly.strizhius@gmail.com*

*\*\*\* e-mail: bobravd@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 13.05.2020

---

Представлены основные нормативные требования, методы и процедуры расчетно-экспериментальных оценок основных ресурсных характеристик композитных панелей крыла на этапе эскизного проектирования самолета транспортной категории. Приведен пример расчетно-экспериментальных оценок безопасного ресурса и периодичности осмотров верхней композитной панели крыла транспортного самолета из ламината углепластика AS4-PW.

*Ключевые слова:* слоистые полимерные композиционные материалы, усталостная долговечность, кривая усталости, оценка неразвития повреждений, безопасный ресурс, периодичность осмотров.

---

### Введение

Известно, что основные требования к обеспечению усталостной долговечности и живучести элементов композитных авиаконструкций изложены в работах [1–4]. На этапе эскизного проектирования самолета (до этапа рабочего проектирования и выполнения натурных усталостных испытаний агрегатов планера самолета) к таким требованиям можно отнести, прежде всего, необходимость расчетной оценки безопасного ресурса и

неразвития повреждений в конструктивных элементах из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [21]. С этой целью должны быть выполнены расчетно-экспериментальные оценки:

1) безопасного ресурса элементов композитных авиаконструкций;

2) неразвития повреждений категории 1 на элементах композитных авиаконструкций за весь период эксплуатации самолета (до достижения наработки, равной проектному ресурсу самолета).

Необходимость подобной оценки прямо указана в документах [2, 3];

3) неразвития повреждений категории 2 на элементах композитных авиаконструкций за период между плановыми или целевыми осмотрами, проводимыми через определенные интервалы. Необходимость подобной оценки также прямо указана в документах [2, 3].

В настоящей статье представлены методы, процедуры и примеры подобных оценок для одного из основных силовых элементов конструкции самолета — верхней композитной панели крыла самолета. Сделаны необходимые выводы.

### Расчетно-экспериментальная оценка безопасного ресурса верхней композитной панели крыла

Анализ практики проектирования композитных крыльев самолетов транспортной категории показывает, что на этапе эскизного проектирования самолета необходимо выполнить как минимум две расчетно-экспериментальные оценки безопасного ресурса верхней композитной панели крыла:

- 1) оценку безопасного ресурса верхней композитной панели крыла в зоне свободных отверстий;
- 2) оценку безопасного ресурса верхней композитной панели крыла в зоне повреждений категории 1.

*Оценка в зоне свободных отверстий* выполняется по аналогии с подобными оценками, которые обычно выполняются на этапе эскизного проектирования для металлических крыльев самолетов транспортной категории. При этом полагается, что образцы со свободными отверстиями, которые обычно испытываются на усталость, являются типичными представителями достаточно широкого круга концентраторов на нижних и верхних панелях крыла [21, 22].

*Оценка в зоне повреждений категории 1* фактически является оценкой неразвития повреждений категории 1 на панели за весь период эксплуатации самолета (до достижения наработки, равной проектному ресурсу самолета).

Метод и процедуру оценки в зоне свободных отверстий можно представить следующим образом.

1. Определяется наиболее нагруженная зона верхней поверхности крыла рассматриваемого самолета. Определяется характерное значения коэффициента асимметрии нагружения  $R$  для рассматриваемой зоны.

2. Проектируются и изготавливаются образцы со свободными отверстиями, которые по типу

ПКМ, толщине и укладкам слоев представляют ламинат верхней панели.

3. Выполняются испытания на усталость образцов при регулярном циклическом нагружении с характерным для рассматриваемой зоны верхней поверхности крыла значением коэффициента асимметрии нагружения  $R$ .

4. Определяется значение напряжения, эквивалентного по повреждающему воздействию программному нагружению рассматриваемой панели в типовом полете.

5. Определяется усталостная долговечность рассматриваемых образцов при уровне эквивалентных напряжений.

6. Оценивается потребное значение коэффициента надежности. Определяется расчетное значение безопасного ресурса панели в зоне свободных отверстий.

Перед оценкой в зоне повреждений категории 1 необходимо отметить следующее.

Согласно РЦ-АП25.571-1А [2]: «**Категория 1:** Допустимые дефекты и повреждения (порог контролепригодности в условиях производства и эксплуатации), менее того размера, который может быть обнаружен с вероятностью не менее 90% с уровнем доверия 95% в процессе однократного выполнения любой формы эксплуатационного контроля. Обоснование допустимости повреждения категории 1 включает демонстрацию статической прочности от расчетных нагрузок в течение всего периода эксплуатации. В настоящее время по отечественным экспертным данным и зарубежным источникам к категории 1 можно отнести следующие дефекты и повреждения:

- расслоение или непроклей площадью до  $625 \text{ мм}^2$ . Обычно рассматривают квадратный дефект со стороной 25 мм и узкий протяженный дефект с минимальной шириной 6,5 мм;
- царапина или трещина глубиной до 0,2 мм и длиной до 10 мм;
- воздействие градин диаметром 10–25 мм с энергией от 2 до 56 Дж либо двигающихся со скоростью, не превышающей крейсерскую скорость полёта ВС. При использовании вероятностного подхода применяются комбинации размер-энергия и размер-скорость градины, реализующиеся с вероятностью не выше  $10^{-5}$  на час полёта. Для моделирования рекомендуется использовать сферические образцы из натурального льда. Нормативные значения могут отличаться для вертикальных и горизонтальных элементов, а также для заменяемых и незаменяемых элементов;

- ударное повреждение типа BVID (*Barely Visible Impact Damage* — Едва видимые ударные повреждения) — вмятины глубиной до 0,3—1,0 мм (после релаксации размеров) или меньшей от удара стального бойка (обычно используется боёк с радиусом закругления 12,5 мм) с энергией  $E_{01}$ .

В зависимости от расположения элемента конструкции, его подвижности, типа моделируемого ударного воздействия и других факторов значение энергии  $E_{01}$  устанавливается либо как энергия удара, возникающего с вероятностью не выше  $10^{-5}$  на час полёта, либо как не превышающее порогового значения, устанавливаемого в соответствии с Альбомом повреждений по согласованию с авиационными властями. Типовое пороговое значение составляет 140 Дж (для зон возможного появления ударных повреждений)».

По результатам обзора и анализа данных работ [1—4] можно сформировать следующие основные положения метода расчетно-экспериментальной оценки безопасного ресурса верхней композитной панели крыла транспортного самолета в зоне категории 1. Как было отмечено выше, такая оценка фактически является оценкой неразвития повреждений категории 1 на панели за весь период эксплуатации самолета (до достижения наработки, равной проектному ресурсу самолета).

1. Для рассматриваемой панели выполняется оценка возможности всех типов повреждений категории 1, оценивается размер возможных повреждений, учитывая усталость, влияние среды, внутренние дефекты, а также удары посторонними предметами или другие случайные повреждения (включая дискретные источники), которые могут иметь место при производстве, эксплуатации и техническом обслуживании.

2. По результатам анализа всех типов возможных повреждений категории 1 принимается допущение, что типичным представителем повреждений категории 1 являются ударные повреждения типа BVID. Предполагается, что на этапе эскизного проектирования самолета *подобное допущение является приемлемым*.

3. Проектируются и изготавливаются специальные образцы с ударными повреждениями типа BVID.

4. Выполняются испытания на усталость образцов при регулярном циклическом нагружении с характерным для рассматриваемой зоны верхней поверхности крыла значением коэффициента асимметрии нагружения  $R$ . *Предполагается, что начало распространения ударных повреждений типа*

*BVID — это любое обнаруженное изменение размеров или моды начального ударного повреждения.*

5. Определяется усталостная долговечность образцов при выбранном для рассматриваемой панели уровне эквивалентных напряжений.

6. Оценивается потребное значение коэффициента надежности. Определяется расчетное значение безопасного ресурса панели в зоне ударных повреждений типа BVID.

### Расчетно-экспериментальная оценка неразвития повреждений категории 2

Перед расчетно-экспериментальной оценкой безопасного ресурса верхней композитной панели крыла в зоне повреждений категорий 2 необходимо отметить следующее.

Согласно РЦ-АП25.571-1А [2]: «**Категория 2:** Повреждение, которое можно обнаружить при плановых или целевых осмотрах (с вероятностью не менее 95%), проводимых через установленные в эксплуатационной документации интервалы (при инструментальном и детальном визуальном контроле на тяжелых формах периодических осмотров). Обоснование допустимости повреждения категории 2 включает демонстрацию надежности метода целевого комплексного осмотра при заданном интервале и сохранении остаточной прочности при действии нагрузки, превышающей эксплуатационную. Величина этой нагрузки устанавливается на основании специального анализа. Основными причинами возникновения повреждений категории 2 являются ударные воздействия различной природы при эксплуатации и техническом обслуживании, а также сильный град и воздействие молнии, если последние не являются очевидными экипажу. В настоящее время по отечественным экспертным данным и зарубежным источникам к категории 2 можно отнести следующие дефекты и повреждения:

- ударное повреждение типа VID (*Visible Impact Damage* — Видимые ударные повреждения) — вмятины глубиной 1—1,5 мм (после релаксации размеров) или меньшей от удара стального бойка (радиус закругления 12,5 мм для внутренних элементов и до 50 мм для внешних элементов для моделирования случая наезда транспортным средством) с энергией  $E_{02}$ ;

- воздействие градин диаметром 50 мм с энергией от до 36 Дж либодвигающихся со скоростью, не превышающей крейсерскую скорость полёта ВС. При использовании вероятностного подхода применяются комбинации размер-энергия и раз-

мер-скорость градины, реализующиеся с вероятностью не выше  $10^{-9}$  на час полёта. Для моделирования рекомендуется использовать сферические образцы из натурального льда;

- пробоина диаметром до 5 мм, производимая ударом стального бойка (радиус закругления 2,5 мм).

В зависимости от расположения элемента конструкции, его подвижности, типа моделируемого ударного воздействия и других факторов значение энергии  $E_{02}$  устанавливается либо как энергия удара, возникающего с вероятностью  $10^{-9}$  на час полёта, либо как энергия, приводящая к разрушению присоединенного элемента жесткости (стрингера, стоппера, полки лонжерона), включающего его однопролётное отслоение».

По результатам обзора и анализа данных работ [1—4] можно сформировать следующие основные положения метода расчетно-экспериментальной оценки неразвития повреждений категории 2.

1. Для рассматриваемой панели выполняется оценка возможности всех типов повреждений категории 2, оценивается размер возможных повреждений, учитывая усталость, влияние среды, внутренние дефекты, а также удары посторонними предметами или другие случайные повреждения (включая дискретные источники), которые могут иметь место при производстве, эксплуатации и техническом обслуживании.

2. По результатам анализа всех типов возможных повреждений категории 2 принимается *допущение*, что типичным представителем повреждений категории 2 являются ударные повреждения типа VID. Предполагается, что на этапе эскизного проектирования самолета *подобное допущение является приемлемым*.

3. Проектируются и изготавливаются специальные образцы с ударными повреждениями типа VID.

4. Выполняются испытания на усталость образцов при регулярном циклическом нагружении с характерным для рассматриваемой зоны верхней поверхности крыла значением коэффициента асимметрии нагружения  $R$ . *Предполагается, что начало распространения ударных повреждений типа VID — это любое обнаруженное изменение размеров или моды начального ударного повреждения.*

4. Определяется усталостная долговечность образцов при выбранном для рассматриваемой панели уровне эквивалентных напряжений.

5. Оценивается потребное значение коэффициента надежности. Определяется периодичность

осмотров рассматриваемой панели с ударными повреждениями типа VID.

### Пример расчетно-экспериментальной оценки ресурсных характеристик верхней композитной панели крыла самолета транспортной категории

В настоящем разделе приведен пример расчетно-экспериментальной оценки ресурсных характеристик 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 [5]:

$$|\sigma_{\max}| = 279,56 - 17,990 \cdot \lg N, \quad (1)$$

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

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

$$|\sigma_{\max}| = 243,17 - 14,619 \cdot \lg N, \quad (2)$$

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

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

$$|\sigma_{\max}| = 208,56 - 13,222 \cdot \lg N, \quad (3)$$

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

4. Максимальные циклические напряжения сжатия, эквивалентные по повреждающему воздействию программному нагружению рассматриваемого элемента в типовом полете (определены с учетом данных и рекомендаций работы [6]) —

$$|\sigma_{\max_{eqv}}| = 150 \text{ МПа.}$$

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 [7–13].

4. Решение вопроса о модели накопления усталостного повреждения. При решении этой подзадачи возможно использование результатов работ [14–20].

На рисунке представлены кривые усталости (1)–(3).

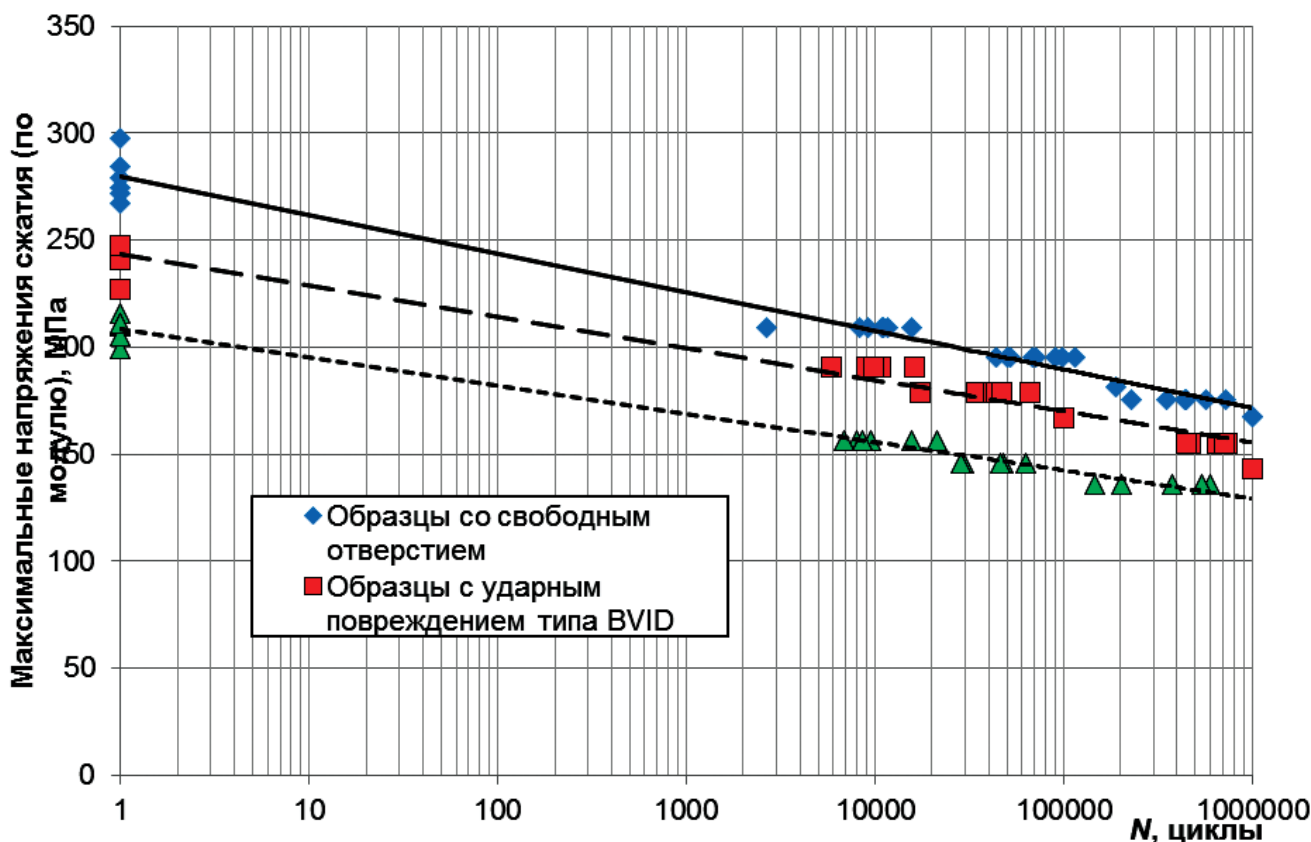
В табл.1 приведены результаты расчетной оценки:

- 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  $N_{VID}$  образцов из рассматриваемого ламината с ударными повреждениями типа VID при циклическом нагружении с коэффициентом асимметрии нагружения  $R = 5$ .

Таблица 1

Результаты расчетной оценки усталостной долговечности образцов из ламината углепластика AS4-PW (полеты)

$N_{OH}$	$N_{BVID}$	$N_{VID}$
$1,59 \cdot 10^7$	$2,36 \cdot 10^6$	26 850



Кривые усталости для образцов из ламината AS4-PW 10/80/10 при циклическом сжатии с  $R=5$  (использованы данные [5])

Все представленные результаты получены по кривым усталости (1)–(3) с использованием эквивалентных напряжений типового полета

$$|\sigma_{\max\_eqv}| = 150 \text{ МПа.}$$

С использованием данных табл.1 получены результаты расчетной оценки, представленные в табл. 2:

- безопасного ресурса  $T_{OH}$  верхней панели крыла транспортного самолета из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10 в зоне свободных отверстий; значение  $T_{OH}$  получено с использованием соотношения  $T_{OH} = N_{OH} / \eta$ , где  $\eta = 50$  — оценочное значение коэффициента надежности;

- безопасного ресурса  $T_{BVID}$  верхней панели крыла транспортного самолета из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10 в зоне ударных повреждений типа BVID; значение  $T_{BVID}$  получено с использованием соотношения  $T_{BVID} = N_{BVID} / \eta$ , где  $\eta = 50$  — оценочное значение коэффициента надежности;

- периодичности осмотров  $\Delta T_{VID}$  верхней панели крыла транспортного самолета из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10 в зоне ударных повреждений типа VID; значение  $\Delta T_{VID}$  получено с использованием соотношения  $\Delta T_{VID} = N_{VID} / \eta$ , где  $\eta = 5$  — оценочное значение коэффициента надежности.

Таблица 2

Результаты расчетной оценки безопасного ресурса и периодичности осмотров верхней панели крыла транспортного самолета из ламината углепластика AS4-PW (полеты)

$T_{OH}$	$T_{BVID}$	$\Delta T_{VID}$
318 000	47 200	5 300

## Выводы

Полученные результаты расчетно-экспериментальных оценок ресурсных характеристик верхней композитной панели крыла из ламината углепластика AS4-PW на этапе эскизного проектирования самолета позволяют сделать следующие выводы.

1. Ожидаемый безопасный ресурс верхней панели фактически определяется расчетным бе-

зопасным ресурсом панели в зоне ударных повреждений типа BVID, значение которого в 6,7 раза меньше расчетного безопасного ресурса рассматриваемой верхней панели в зоне свободных отверстий.

2. Периодичность необходимых осмотров верхней панели определяется, прежде всего, периодичностью осмотров рассматриваемой панели в зоне ударных повреждений типа VID. Периодичность осмотров составляет 5 300 полетов и фактически определяет периодичность осмотров по форме технического обслуживания «С-check».

3. Полученные значения безопасного ресурса и периодичности осмотров находятся в диапазоне реальных значений ресурсных характеристик реальных самолетов, что позволяет сделать вывод о приемлемости подобных оценок.

## Библиографический список

1. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории/ Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиатиздат, 2009. — 267 с.
2. Дубинский В.С., Коновалов В.В., Панков А.В., Трунин Ю.П., Фейгенбаум Ю.М. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции РЦ-АП25.571-1А // Конкурс ЦАГИ, Жуковский, 2015.
3. 20-107B — Composite Aircraft Structure. — U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. URL: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC20-107B.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC20-107B.pdf)
4. Composite Materials Handbook. Vol 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. — AMSC N/A AREA CMPS Distribution Statement A, Department of Defense, Philadelphia, PA, 2002.
5. Tomblin J., Seneviratne W. 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, June 2011.
6. Bakuckas J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E., Freisthler M. Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure // Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) ICAF 2019 — Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing. ICAF 2019. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Cham, pp. 565-580. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_45
7. 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. No. 5, pp. 571–592. DOI: 10.1177/0021998313476324

8. *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 // *International Journal of Fatigue*. 2016. Vol. 83. Part 2, pp. 323-334. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
9. *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
10. *Broer A.A.R.* Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S–N curve. — Master of Science Thesis, Delft University of Technology, 2018, 139 p.
11. *Buimovich Y., Elmalich D.* Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites // *Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) ICAF 2019 – Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing*. ICAF 2019. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Cham, pp. 399-409. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_31
12. *Harris B.* A parametric constant-life model for prediction of the fatigue lives of fiber-reinforced plastics. — *Fatigue in composites*. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. DOI: 10.1016/B978-1-85573-608-5.50025-5
13. *Стрижюс 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
14. *Vassilopoulos A.P. (ed.)* Fatigue life prediction of composites and composite structures. — Woodhead Publishing Limited and CRC Press LLC, 2010. — 576 p.
15. *Xiong J.J., Shenoi R.A.* Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites // *Journal of Composite Materials*. 2004. Vol. 38. No. 14, pp. 1187-1209. DOI: 10.1177/0021998304042081
16. *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.
17. *Owen M.J., Howe R.J.* The accumulation of damage in a glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading // *Journal of Physics D: Applied Physics*. 1972. Vol. 5. No. 9, pp. 137-148. DOI: 10.1088/0022-3727/5/9/319
18. *Hwang W., Han K.S.* Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction // *Journal of Composite Materials*. 1986. Vol. 20. No. 2, pp. 125-153. DOI: 10.1177/002199838602000202
19. *Strizhius V.* Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading // *Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) ICAF 2019 – Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing*. ICAF 2019. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Cham, pp. 423-431. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_33
20. *Стрижюс В.Е.* Гипотеза суммирования усталостных повреждений при квазислучайном нагружении элементов композитных авиаконструкций // *Деформирование и разрушение композиционных материалов и конструкций: Сборник трудов Второй международной конференции (18–20 октября 2016, Москва)*. — М.: Изд-во ИМАШ РАН, 2016. С. 184-186.
21. *Амирьянц Г.А., Малютин В.А., Судаков В.Г., Чедрик А.В.* О характеристиках прочности и аэроупругости крупномасштабной модели отсека крыла магистрального самолета // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 4. С. 51-65. DOI: 10.34759/vst-2019-4-51-65
22. *Болдырев А.В.* Структурная оптимизация крыльев с учетом требований прочности и жесткости // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 3. С. 15-21.

# COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL EVALUATION OF FATIGUE LIFE CHARACTERISTICS OF THE TRANSPORT CATEGORY AIRCRAFT COMPOSITE WING PANELS

Tudupova A.N.<sup>\*</sup>, Strizhius V.E.<sup>\*\*</sup>, Bobrovich A.V.<sup>\*\*\*</sup>

*Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia*

*\* e-mail: ayunatudu@ya.ru*

*\*\* e-mail: vitaly.strizhius@gmail.com*

*\*\*\* e-mail: bobravd@gmail.com*

## Abstract

At the preliminary design stage of the aircraft (up to the detailed design stage and performing full-scale fatigue tests of airplane glider units), it is necessary to ensure the fulfilling requirements for fatigue and survivability of composite aircraft structural components. To start with, a computational evaluation of safe life span and damages non-progression in structural elements from polymer composite materials (PCM) should be performed.

The following evaluations should be performed to this end:

1. Computational and experimental evaluation of the safe resource of elements of composite aircraft structures.

2. Computational and experimental evaluation of non-progression of the first category of damage on the elements of composite aircraft structures over the entire period of the aircraft operation (up to reaching the operating time equal to the design service life of the aircraft).

3. Computational and experimental evaluation of non-progression of the second category of damage on the elements of composite aircraft structures over the period between scheduled or targeted inspections, conducted through the certain intervals.

This article presents the basic regulatory requirements, methods and procedures for computational and experimental evaluations of the main fatigue life characteristics of composite wing panels at the outline design stage of a transport category aircraft. The example of computational and experimental evaluations of the safe resource and the frequency of inspections of the upper composite wing panel of a transport aircraft made of the AS4-PW carbon fiber laminate is presented. A number of important inferences was drawn.

The obtained results of computational and experimental evaluations of the life span characteristics of the upper composite panel of a wing from the AS4-PW

carbon fiber laminate at the stage of outline design of the aircraft allow making the following conclusions:

1. The expected safe resource of the upper panel is being actually determined by the computed safe resource of the panel in the zone of impact damage of the BVID type, which the value is 6.7 times less than the calculated safe resource of the upper panel in the free holes zone.

2. The frequency of necessary inspections of the upper panel is determined, first of all, by the frequency of inspections of the panel in the impact damage zone of the VID type. The frequency of inspections is 5,300 flights and it actually determines the frequency of inspections according to the C-check maintenance form.

The obtained values of the safe resource and the frequency of inspections are within the range of real values of the life fatigue characteristics of the real aircraft, which allows concluding on the acceptability of such evaluations.

**Keywords:** layered polymer composite materials, fatigue life, S-N curve, damages non-progression approach, safe-life, inspections frequency

## References

1. *Aviatsionnye pravila. Ch. 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (CASR Part 25. Airworthiness standards for airplanes of transport category), Moscow, Aviaizdat, 2009, 267 p.
2. Dubinskii V.C., Konovalov V.V., Pankov A.V., Trunin Yu.P., Feigenbaum Yu.M. Otsenka dopustimosti povrezhdenii i ustalostnoi prochnosti konstruksii RTs-AP25.571-1A. *Konkurs TsAGI*, Zhukovskii, 2015.
3. *20-107B - Composite Aircraft Structure*. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. URL: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC20-107B.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC20-107B.pdf)
4. *Composite Materials Handbook. Vol 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis*. AMSC



- N/A AREA CMPS Distribution Statement A, Department of Defense, Philadelphia, PA, 2002.
5. Tomblin J., Seneviratne W. *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, June 2011.
  6. Bakuckas J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E., Freisthler M. Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure. In: Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) *ICAF 2019 – Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Cham, pp. 565-580. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_45
  7. 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, no. 5, pp. 571–592. DOI: 10.1177/0021998313476324
  8. 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. *International Journal of Fatigue*, 2016, vol. 83, part 2, pp. 323-334. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
  9. 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
  10. Broer A.A.R. *Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S–N curve*. Master of Science Thesis, Delft University of Technology, 2018, 139 p.
  11. Buimovich Y., Elmalich D. Examination of the KAWAI CLD Method for Fatigue Life Prediction of Composites. In: Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) *ICAF 2019 – Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Cham, pp. 399-409. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_31
  12. Harris B. *A parametric constant-life model for prediction of the fatigue lives of fiber-reinforced plastics*. Fatigue in composites. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC, 2003. DOI: 10.1016/B978-1-85573-608-5.50025-5
  13. Strizhius V.E. *Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbPU. Estestvennye i inzhenernye nauki*, 2019, vol. 25, no. 3, pp. 120–132. DOI: 10.18721/JEST.25309
  14. Vassilopoulos A.P. (ed.) *Fatigue life prediction of composites and composite structures*. Woodhead Publishing Limited and CRC Press LLC, 2010, 576 p.
  15. Xiong J.J., Shenoi R.A. Two New Practical Models for Estimating Reliability-Based Fatigue Strength of Composites. *Journal of Composite Materials*, 2004, vol. 38, no. 14, pp. 1187-1209. DOI: 10.1177/0021998304042081
  16. 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.
  17. Owen M.J., Howe R.J. The accumulation of damage in a glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 1972, vol. 5, no. 9, pp. 137-148. DOI: 10.1088/0022-3727/5/9/319
  18. Hwang W., Han K.S. Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction. *Journal of Composite Materials*, 1986, vol. 20, no. 2, pp. 125-153. DOI: 10.1177/002199838602000202
  19. Strizhius V. Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading. In: Niepokolczycki A., Komorowski J. (eds) *ICAF 2019 – Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Cham, pp. 423-431. DOI: 10.1007/978-3-030-21503-3\_33
  20. Strizhius V.E. *Materialy II Mezhdunarodnoi konferentsii “Deformirovanie i razrushenie kompozitsionnykh materialov i konstruksii”* (18-20 October 2016, Moscow), Moscow, IMASh RAN, 2016, pp. 184-186.
  21. Amir'yants G.A., Malyutin V.A., Soudakov V.G., Chedrik A.V. On strength and aeroelastic characteristics of a large-scale model of an airplane wing section. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 51-65. DOI: 10.34759/vst-2019-4-51-65
  22. Boldyrev A.V. Wing structural optimization under strength and stiffness constrains. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 15-21.