

Научная статья  
УДК 620.16  
DOI: 10.34759/vst-2023-2-84-90

## НАКОПЛЕНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ В КОМПОЗИЦИОННЫХ ПАНЕЛЯХ ПРИ МАЛОЦИКЛОВОМ НАГРУЖЕНИИ

**Петр Владимирович Акулин**  
ПАО «ОАК» – ОКБ Сухого,  
Москва, Россия  
plus-orange@yandex.ru

**Аннотация.** Изучается накопление повреждений в материале, состоящем из углеродных волокон, органо-пластиковых волокон и эпоксидной смолы, при малоцикловом нагружении. Рассмотрена задача консольного изгиба пластины с жестким нагружением свободного торца. Получены эффективные значения поперечного модуля упругости в зависимости от действующих напряжений.

**Ключевые слова:** деградация свойств, накопление повреждений, слоистые композиты, трансверсальное рас-трескивание

**Для цитирования:** Акулин П.В. Накопление повреждений в композиционных панелях при малоцикловом нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 84–90. DOI: 10.34759/vst-2023-2-84-90

Original article

## DAMAGES ACCUMULATION IN COMPOSITE PANELS UNDER LOW-CYCLE LOADING

**Petr V. Akulin**  
PJSC “UAC” - EDB Sukhoi,  
Moscow, Russia  
plus-orange@yandex.ru

### **Abstract**

There are requirements for the resource strength of aircraft in the aviation industry. It is necessary at present to perform costly and lengthy full-scale tests to meet the said requirements, virtual tests are being implemented hereupon. Just now, techniques for the resource computation require extra studying and incapable of replacing completely the full-scale tests.

There are requirements for the resource strength of aircraft in the aviation industry. It is necessary at present to perform costly and lengthy full-scale tests to meet the said requirements, virtual tests are being implemented hereupon. Just now, techniques for the resource computation require extra studying and incapable of replacing completely the full-scale tests.

The presented article is studying the accumulated damages in composite materials at the low-cycle cantilever bending. The full-scale experiment on cantilever bending of a structurally congruent flexible element is adduced. Residual deformations were being observed on the samples after the load was removed. The hypothesis on the residual deformations origination due to the cracks formation in the transversal layers of a composite material is being put forward. The majority of the known works on the said subject [1-9] consider behavior of the simplest plates. The presented article studies a flexible element from a composite material with complex physical and geometrical characteristics.

The object of the study is a structurally congruent flexible element from the composite material, which serves as an overlay between the tail part of the wing and lift devices. This element is being installed in preload and deformed, tracking the deviations of lift devices, being in constant contact with it. This allows hiding the gap between the tail section of the wing and the lift devices, creating thereby a continuous aerodynamic contour. In the works [10-11], various designs, in which a closed loop is implemented between the wing and the lift devices in various deflection modes, are presented.

The author solved the following tasks:

1. The cantilever bending calculation of a structurally congruent flexible element in a geometrically nonlinear formulation by the finite element method. The finite element model employs three-dimensional (volumetric) elements.

The monolayer of the composite package was modeled into one element by the height. The model is fixed on the end face over all degrees of freedom. The stop was modelled in the form of a cylinder, to which a hard loading was applied in the form of the vertical displacement. All remaining degrees of freedom of the stop member were prohibited. A contact was applied between the structurally congruent flexible element and the stop.

2. Identification of theoretical calculations based by the full-scale experiment results.

3. Analytical calculation of the composite material package stiffness characteristics degradation. The process of micro-defects accumulation is assumed to be mostly a corollary, which is being regulated by physical thermodynamic laws, based on the entropy approach [12-15]. Micromechanical approach [16-19] is being used to associate the material damage with its appropriate properties and exact description of the degradation effect. A technique for the composite material properties degradation computing is described in [20].

The obtained results of the package stiffness characteristics degradation demonstrated a behavior similar to the full-scale experiment. Based on the obtained results, the inference may be drawn that the hypothesis on the cracks origination in the transversal layers of a composite material describes the material behavior.

Based on the data obtained, it can be concluded that the hypothesis of the occurrence of cracks in the transversal layers of the composite material describes the behavior of the material quite acceptably.

**Keywords:** properties degradation, damage accumulation, layered composites, transversal cracking

**For citation:** Akulin P.V. Damages Accumulation in Composite Panels under Low-Cycle Loading. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 84-90. DOI: 10.34759/vst-2023-2-84-90

---

---

## Введение

В авиационной промышленности существуют требования к ресурсной прочности летательных аппаратов. Для удовлетворения этих требований проводятся дорогостоящие и длительные натурные испытания; происходит внедрение и виртуальных испытаний. Существующие сегодня методики расчета ресурса требуют дополнительного изучения и полностью заменить натурные испытания не способны.

Целью данной работы является исследование накопления повреждения в композиционных материалах (КМ) при малоцикловом консольном изгибе.

Задачи исследования:

1. Проведение натурных испытаний консольного изгиба композиционных панелей при малоцикловом нагружении, определение остаточных деформаций от действующей нагрузки.

2. Определение напряжений в монослое композиционной панели методом конечного элемента (КЭМ).

3. Аналитический расчет деградации жесткостных характеристик панели из КМ.

Одним из наиболее часто встречающихся микродефектов являются трещины в трансверсальных слоях КМ. В [1–9] подробно рассмотрен процесс их образования при статическом и циклическом нагружении. В большинстве работ по данной тематике рассматривается простейшее поведение пластин из КМ с симметричной укладкой и постоянной толщиной в сечении. В данной статье применяется широко известная методика расчета деградации жесткостных свойств КМ на образцах со сложным деформируемым состоянием.

В образцах из КМ после снятия нагрузки наблюдались остаточные деформации, и в настоящей работе выдвигается гипотеза о том, что остаточные деформации возникают вследствие появления трещин в трансверсальных слоях КМ.

Объектом исследования является конструктивно подобный гибкий элемент из КМ, который служит

накладкой между хвостовой частью крыла и механизацией. Данный элемент устанавливается в преднатяг и деформируется, отслеживая отклонения механизации, находясь с ней в постоянном контакте. Это позволяет скрыть зазор между хвостовой частью крыла и механизацией, тем самым создать непрерывный аэродинамический контур. В работах [10–11] приведены конструкции, в которых реализуется замкнутый контур между крылом и механизацией в различных режимах отклонения.

При эксплуатации гибкого элемента существует ряд проблем:

1) деградация свойств КМ при малоцикловом нагружении приводит к критической потере жесткости, гибкий элемент перестает выполнять свою целевую функцию;

2) гибкий элемент находится в постоянном контакте с подвижными элементами механизации, вследствие чего происходит износ конструкции от трения;

3) циклическое нагружение может привести к разрушению конструкции или потере жесткостных характеристик материала;

4) остаточные деформации от действия различных видов нагружения приводят к образованию зазоров между крылом и механизацией.

Предметом исследования данной работы является деградация жесткостных характеристик конструктивно подобного гибкого элемента из КМ при малоцикловом консольном изгибе.

## 1. Объект испытания

Образец из КМ представляет собой пластину переменной толщины с размерами 240 × 160 (мм) и укладкой слоев 0–90 градусов в глобальной системе координат (СК) (рис. 1). Образец изготовлен из препрега органопластика и углепластика. Углы укладки представлены в табл. 1.

Гибкий элемент состоит из слоев органопластиковых и углеродных волокон. Характеристики материала



Рис. 1. Геометрические параметры (мм) и схема укладок композиционного материала конструктивно подобного гибкого элемента

Таблица 1

Схема укладок композиционного материала в гибком элементе (\*материал «О – органипластик, У – углепластик»)

№ слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Угол укладки	90	90	90	90	0	90	0	90	0	90	0	90
Материал	О	У	У	У	О	О	О	О	О	О	О	О
№ слоя	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
Угол укладки	90	0	90	0	90	0	90	0	90	90	90	90
Материал	О	О	О	О	О	О	О	О	У	У	У	О

приведены в табл. 2, где  $E_1$  – модуль упругости вдоль волокна,  $E_2$  – модуль упругости поперек волокна,  $G_{12}$  – модуль сдвига,  $\mu_{12}$  – коэффициент Пуассона.

**2. Порядок проведения испытаний**

Образцы испытывались группами по пять шт. Перед испытаниями образцы проходили неразрушающий контроль на отсутствие механических повреждений, затем закреплялись в приспособления для испытаний согласно рис. 2. Закрепление осуществлялось путем соединения образца с профилем механическим крепежом. Происходило поэтапное нагружение принудительными перемещениями упора  $\Delta y = 10, 20, 30, 35, 40, 45, 50, 55$  мм вдоль установочной оси, по направлению к профилю, в нормальных климатических условиях. После каждого этапа нагружения происходила разгрузка, после чего измерялись остаточные деформации в крайней кромке образца.

**3. Метрологическое обеспечение испытаний**

1. Метрологическое обеспечение испытаний соответствовало требованиям ГОСТ РВ 0008-006-2020.
2. Испытательное оборудование аттестовано в соответствии с ГОСТ Р 8.568-97, ГОСТ РВ 0008-002-2013.
3. Средства измерений (в том числе измерительные

системы и измерительные преобразователи), применяемые при производстве, испытаниях и эксплуатации, внесены в Федеральный информационный фонд по обеспечению единства измерений и поверены в соответствии с Порядком, утвержденным Приказом Министерства промышленности и торговли РФ от 31 июля 2020 г. № 2510.

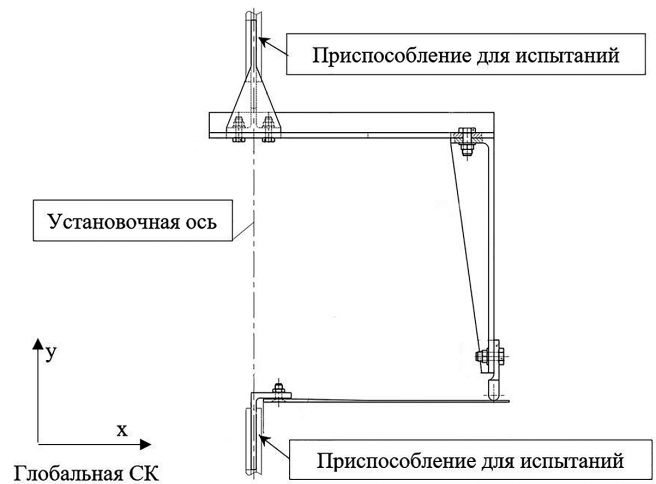


Рис. 2. Схема испытательного стенда

Таблица 2

Физические характеристики монослоя КМ

Материал	$E_1$ , кгс/мм <sup>2</sup>	$E_2$ , кгс/мм <sup>2</sup>	$G_{12}$ , кгс/мм <sup>2</sup>	$\mu_{12}$	Толщина монослоя, мм
Органит (препрег)	3200	3200	300	0,12	0,12
Углепластик	12000	870	970	0,3	0,14

4. Методика испытаний была разработана с учетом ГОСТ РВ 15.211-2002, ОСТ 1 02656-2008 и прошла метрологическую экспертизу в соответствии с ГОСТ РВ 0008-003-2019.

5. Измерение параметров при испытаниях проводилось с применением стандартизованных методик (методов) измерений или аттестованных по ГОСТ Р 8.563-2009.

**4. Расчет консольного изгиба конструктивно подобного гибкого элемента методом конечного элемента**

Произведен нелинейный расчет консольного изгиба конечно-элементной модели (КЭМ) конструктивно подобного гибкого элемента. В КЭМ были использованы трехмерные элементы (объемные). Монослой композиционного пакета моделировался в один элемент по высоте. КЭМ закреплена на торце по всем степеням свободы. Упор смоделирован в виде цилиндра (рис. 3), на который прикладывалось жесткое нагружение в виде вертикального перемещения  $\Delta y = 55$  мм. Все оставшиеся степени свободы упора были запрещены. Был применен контакт между конструктивно подобным гибким элементом и упором.

Полученные результаты нелинейного расчета КЭМ были использованы в аналитическом расчете деградации жесткостных характеристик пакета КМ.

**5. Модель деградации композиционного материала**

Предполагается, что процесс накопления микродефектов в основном является следствием, которое регулируется физическими термодинамическими законами, основанными на энтропийном подходе [12–15]. Для связывания состояния повреждения материала с его соответствующими свойствами и для точного описания эффекта деградации используется микромеханический подход [16–19].

Алгоритм оценки ущерба в композиционной структуре основан на следующих предположениях.

1. Композиционная структура монослоя КМ находится в состоянии плоского напряжения.
2. Условие квазистатического или циклического нагружения будет пропорционально изменяться составляющими напряжений в композиционном ламинате.
3. Волокна в каждом слое не подвержены повреждению.
4. Повреждение в матричной системе в форме

микротрещины будет рассматриваться как один из основных механизмов роста повреждений КМ.

5. Контакты между слоями остаются неповрежденными.

Для определения деградации модуля упругости слоя в поперечном направлении и модуля сдвига в слое использовался следующий алгоритм [20] с определяющими соотношениями:

$$E_2^i = E_{2o} [1 - K_E^i S_E(t, \sigma, \tau)]; \tag{1}$$

$$G_2^i = G_{12o} [1 - K_G^i S_G(t, \sigma, \tau)], \tag{2}$$

где  $G_{12}, E_{2o}$  – модули упругости материала без повреждений,

$$S_E = 1 - e^{-b E^n}; \tag{3}$$

$$S_G = 1 - e^{-b G^n}, \tag{4}$$

где  $S_E, S_G$  – характеристика общего повреждения, определяемая как сумма всех микродефектов, доступных в данной точке процесса повреждения в рассматриваемом элементе объема. Микропараметры  $b$  и  $n$  определяются из эксперимента. Значения недеградированного модуля упругости и сдвига  $E, G$ .

Параметры  $K_E^i, K_G^i$  зависят от скорости изменения модуля в слоях, испытывающих поперечные напряжения между слоями. Микротрещины при сжатии не растут:

$$K_E^i = K_{E0} \left[ \frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_B^i} \right]^{m_o}; \tag{5}$$

$$K_G^i = K_{G0} \left[ \left( a \frac{\tau_{12}^i}{\tau_B} \right)^{m_\sigma} + \frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_B^i} \right]^{m_\tau}. \tag{6}$$

Здесь  $m_\sigma, m_o, m_\tau, a$  – микропараметр, определенный из эксперимента, связанного с процессом накопления повреждений для конкретных слоев;  $K_{G0}, K_{E0}$  – коэффициенты, определяемые из эксперимента. Напряжения  $\sigma_2^i$  определяются из приближенного решения с помощью КЭМ.

**6. Результаты испытаний**

В ходе натурального эксперимента были замерены остаточные деформации свободной кромки образца после каждого этапа нагружения перемещением  $\Delta y$ . На рис. 4 приведены остаточные перемещения свободной кромки образца  $\epsilon_{отс}$  (мм) от нагрузки  $\Delta y$ , вследствие которой они возникли.

Разрушения конструктивно подобного гибкого элемента не произошло вследствие того, что задающий перемещения упор вышел за геометрические границы образца. Данный вид конструктивно подобных элементов показал высокие деформативные свойства.

На рис. 5 приведена зависимость действующей вертикальной силы  $P$  (кгс) на упор от перемещений  $\Delta y$  (мм) упора КЭМ и натурального эксперимента. Прибли-

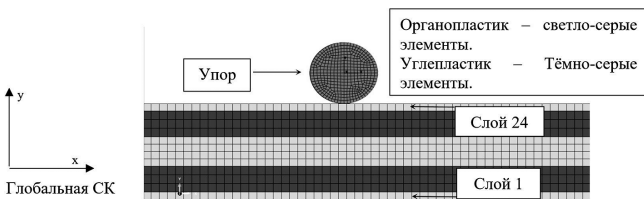


Рис. 3. КЭМ упора и конструктивно подобного гибкого элемента

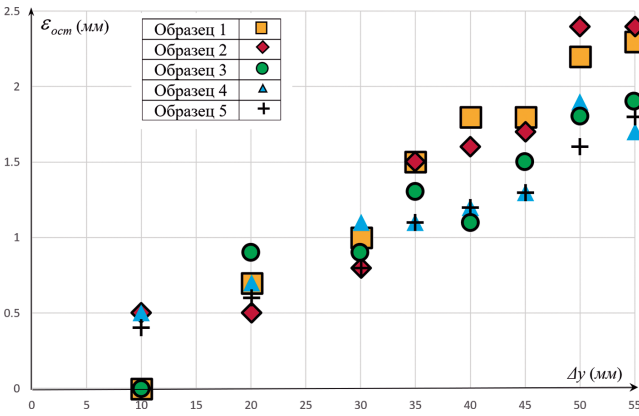


Рис. 4. Остаточные деформации  $\epsilon_{отс}$  (мм) от действующих нагрузок  $\Delta y$  (мм)

женное решение, полученное с применением МКЭ, показало удовлетворительную сходимость с натурным экспериментом. Произведена валидация КЭМ по результатам натуральных экспериментов.

На рис. 6 представлена зависимость действующих напряжений  $\sigma_x$  (кгс/мм<sup>2</sup>) в монослоях пакета вдоль  $x$  компоненты глобальной СК от нагрузки, заданной в виде перемещений  $\Delta y$  (мм). В связи с принятыми допущениями о том, что деградация не может происходить во время сжимающей нагрузки, рассматривались слои, подверженные растяжению. Полученные напряжения использовались для определения эффективного модуля упругости  $E_{эф}$  аналитическими методами.

На основании полученных данных был произведен расчет эффективного модуля упругости  $E_x^{эф}$  пакета от действующих нагрузок по направлению  $x$  координаты глобальной СК. На рис. 7 приведено сравнение зависимости эффективного модуля упругости  $E_x^{эф}$ , полученного аналитическим расчетом и найденного из натурального эксперимента от действующей нагрузки  $\Delta y$ :

$$E_x^{эф} = E_x / E_{x0}, \quad (7)$$

где  $E_x$  – модуль упругости с учетом деградации;  $E_{x0}$  – модуль упругости идеального материала без каких-либо дефектов.

**Выводы**

В данной работе проведена валидация КЭМ с натурным экспериментом. Получено распределение напряжений по толщине пакета КМ.

Полученные напряжения в КЭМ были использованы для теоретического расчета деградации жесткостных характеристик гибкого элемента. Были найдены зависимости деградации модуля упругости в поперечном направлении от действующих нагрузок. Произведена идентификация теоретических расчетов по результатам натуральных экспериментов.

Сравнение эффективных модулей упругости теоретического расчета и натуральных испытаний показали хорошую сходимость диаграмм. На основании полученных данных можно сделать вывод, что гипотеза

о появлении трансверсальных трещин в слоях композиционного материала хорошо описывает поведение КМ.

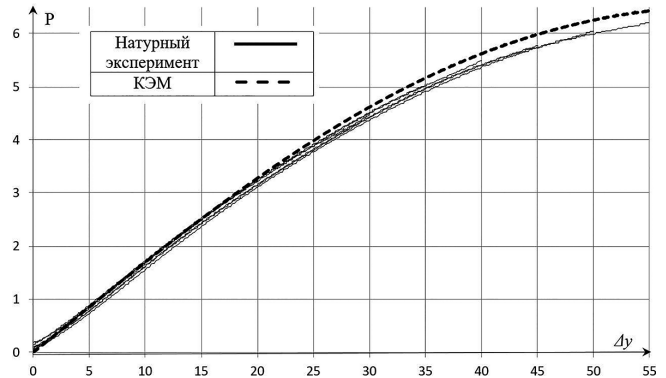


Рис. 5. Вертикальная сила  $P$  (кгс) действующая в упоре от перемещений  $\Delta y$  (мм) упора

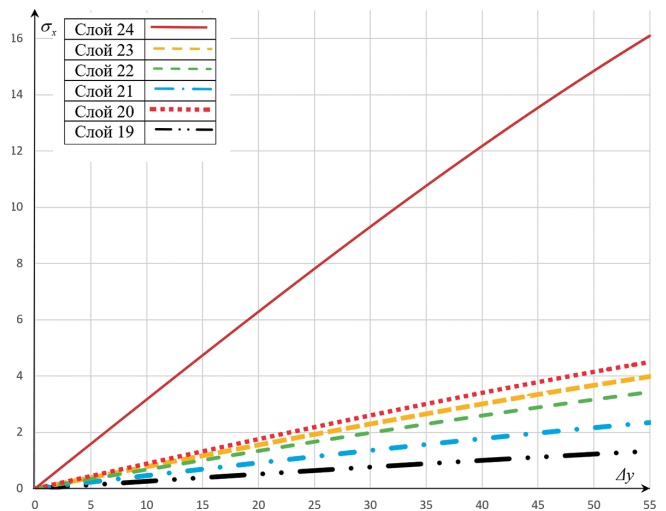


Рис. 6. Действующие напряжения  $\sigma_x$  (кгс/мм<sup>2</sup>) в слоях пакета КМ от действующей нагрузки  $\Delta y$  (мм)

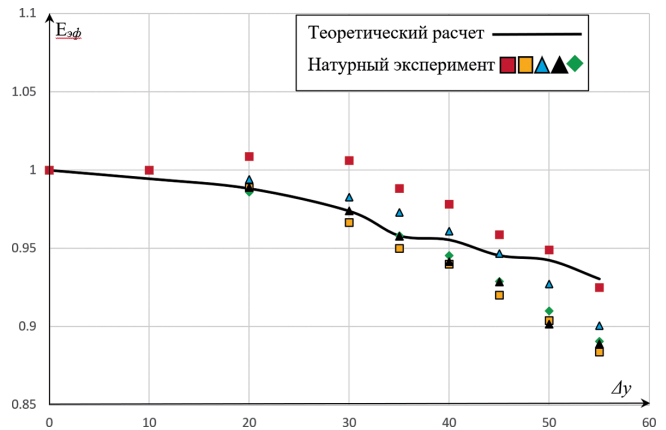


Рис. 7. Эффективный модуль упругости пакета  $E_x^{эф}$  от действующей нагрузки в виде перемещений (мм)

## Список источников

1. Рейфснайдер К. Повреждение конструкций из композитов в процессе эксплуатации // Прикладная механика композитов: Сб. статей 1986-1988 гг. / Пер. с англ. Н.П. Жмудя, В.Л. Кулакова; Под ред. Ю.М. Тарнопольского. Вып. 44. — М.: Мир, 1989. — 357 с.
2. Кривородов В.С., Лексовский А.М. Энергоемкость процесса разрушения и прочность композиционных материалов // Механика композитных материалов. 1987. № 6. С. 999–1006.
3. Highsmith A.L., Reifsnider K.L. Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates. In: Reifsnider K.L. (ed.) *Damage in Composite materials: Basic mechanisms, accumulation, tolerance, and characterization* (A83-14551 03-24), Philadelphia, PA, American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 103-117. DOI: 10.1520/STP34323S
4. Johnson W.S. Mechanisms of fatigue damage in boron/aluminium composites. Technical Memorandum NASA-TM-81926 19810007619, 1980, 60 p.
5. Тудупова А.Н., Стрижиус В.Е., Бобрович А.В. Расчетно-экспериментальная оценка ресурсных характеристик композитных панелей крыла самолета транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 21–29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
6. Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Перевалов А.В., Рогов В.Е., Покровский А.М., Чермошентева А.С. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7–16.
7. Ванин Г.А. Микромеханика композиционных материалов. — Киев: Наукова думка, 1985. — 302 с.
8. Малмейстер А.К., Тамуж В.П., Тетерс Г.А. Сопротивление полимерных и композитных материалов. — 3-е изд., перераб. и доп. — Рига: Зинатне, 1980. — 571 с.
9. Волков С.Д., Ставров В.П. Статистическая механика композитных материалов. — Минск: Изд-во БГУ, 1978. — 206 с.
10. Wiggins L.D., Stubbs M.D., Johnston C.O. et al. A design and analysis of a morphing hyper-elliptic cambered span (HECS) wing // 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference (19-22 April 2004; Palm Springs, California). DOI: 10.2514/6.2004-1885
11. Bowman J., Sanders B., Cannon B. et al. Development of next generation morphing aircraft structures // 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (23-26 April 2007; Honolulu, Hawaii). DOI: 10.2514/6.2007-1730
12. Lurie S.A. On the entropy damage accumulation model of composite materials // Proc. of workshop on computer synthesis structure and properties of advanced composites – Russia-US, Institute of Applied Mechanics; 1994, pp. 6-18.
13. Канаун С.К., Чудновский А.И. О квазихрупком разрушении // Механика твердого тела. 1970. № 3. С. 185–186.
14. Киялбаев Д.А., Чудновский А.И. О разрушении деформируемых тел // Прикладная механика и техническая физика. 1970. № 3. С. 105–110.
15. Soborejo A.B.O. Use of entropy principles in estimating reliability functions for creep rupture characteristics of engineering materials at high temperatures // International Conference on the Strength of Metals and Alloys (4-8 September 1967; Tokyo), pp. 252-256.
16. Dudchenko A.A., Lurie S.A., Halim K. Multiscale modeling on damage mechanics of laminated composite materials // CDCM 2006 - Conference on Damage in Composite Materials (18-19 September 2006; Stuttgart, Germany), pp. 23-26.
17. Мовчан А.А. Микромеханический подход к проблеме описания накопления анизотропных рассеянных повреждений // Механика твердого тела. 1990. № 3. С. 115–123.
18. Мовчан А.А. Проблема прочности тонкостенных конструкций. — М.: Изд-во МАИ, 1989. С. 20–24.
19. Luat D.C., Lurie S.A., Dudchenko A.A. Modeling of degradation of the composite properties on cracking and delamination when subjected to static and cycling loading // Composites: Mechanics, Computations, Applications: An International Journal. 2010. Vol. 1. No. 4, pp. 315-331. DOI: 10.1615/CompMechComputApplIntJ.v1.i4.20
20. Дудченко А.А., Лурье С.А. Моделирование процессов роста повреждений и деградации механических свойств слоистых композитов. — М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 60–61.
7. Vanin G.A. *Mikromekhanika kompozitsionnykh materialov* (Micromechanics of composite materials), Kiev, Naukova dumka, 1985, 302 p.
8. Malmeister A.K., Tamuzh V.P., Teters G.A. *Soprotivlenie polimernykh i kompozitnykh materialov* (Resistance of polymer and composite materials), 3rd ed., Riga, Zinatne, 1980, 571 p.
9. Volkov S.D., Stavrov V.P. *Statisticheskaya mekhanika kompozitnykh materialov* (Statistical mechanics of composite materials), Minsk, BGU, 1978, 206 p.
10. Wiggins L.D., Stubbs M.D., Johnston C.O. et al. A design and analysis of a morphing hyper-elliptic cambered span (HECS) wing. *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference (19-22 April 2004; Palm Springs, California)*. DOI: 10.2514/6.2004-1885
11. Bowman J., Sanders B., Cannon B. et al. Development of next generation morphing aircraft structures. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (23-26 April 2007; Honolulu, Hawaii)*. DOI: 10.2514/6.2007-1730
12. Lurie S.A. On the entropy damage accumulation model of composite materials. *Process of workshop on computer synthesis structure and properties of advanced composites – Russia-US, Institute of Applied Mechanics; 1994, pp. 6-18.*

## References

1. Reifsnider K. *Vypusk 44. Prikladnaya mekhanika kompozitov. Sbornik statei* 1986-1988, Moscow, Mir, 1989, 357 p.
2. Krivorodov V.S., Leksovskii A.M. *Mekhanika kompozitnykh materialov*, 1987, no. 6, pp. 999-1006.
3. Highsmith A.L., Reifsnider K.L. Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates. In: Reifsnider K.L. (ed.) *Damage in Composite materials: Basic mechanisms, accumulation, tolerance, and characterization* (A83-14551 03-24), Philadelphia, PA, American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 103-117. DOI: 10.1520/STP34323S
4. Johnson W.S. Mechanisms of fatigue damage in boron/aluminium composites. Technical Memorandum NASA-TM-81926 19810007619, 1980, 60 p.
5. Tudupova A.N., Strizhius V.E., Bobrovich A.V. Computational and experimental evaluation of fatigue life characteristics of the transport category aircraft composite wing panels. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 21-29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29 -2
6. Bokhoeva L.A., Kurokhtin V.Y., Perevalov A.V., Rogov V.E., Pokrovskii A.M., Chermoshentseva A.S. Helicopter structural elements and components fatigue resistance tests. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 7-16.

13. Kanaun S.K., Chudnovskii A.I. *Mekhanika tverdogo tela*, 1970, no. 3, pp. 185-186.
14. Kiyalbaev D.A., Chudnovskii A.I. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 1970, no. 3, pp. 105-110.
15. Soborejo A.B.O. Use of entropy principles in estimating reliability functions for creep rupture characteristics of engineering materials at high temperatures. *International Conference on the Strength of Metals and Alloys (4-8 September 1967; Tokyo)*, pp. 252-256.
16. Dudchenko A.A., Lurie S.A., Halim K. Multiscale modeling on damage mechanics of laminated composite materials. *CDCM 2006 - Conference on Damage in Composite Materials (18-19 September 2006; Stuttgart, Germany)*, pp. 23-26.
17. Movchan A.A. *Mekhanika tverdogo tela*, 1990, no. 3, pp. 115-123.
18. Movchan A.A. *Problema prochnosti tonkostennykh konstruktsov* (The problem of strength of thin-walled structures), Moscow, MAI, 1989, pp. 20-24.
19. Luat D.C., Lurie S.A., Dudchenko A.A. Modeling of degradation of the composite properties on cracking and delamination when subjected to static and cycling loading. *Composites: Mechanics, Computations, Applications: An International Journal*, 2010, vol. 1, no. 4, pp. 315-331. DOI: 10.1615/CompMechComputApplIntJ.v1.i4.20
20. Dudchenko A.A., Lur'e S.A. *Modelirovanie protsessov rosta povrezhdennosti i degradatsii mekhanicheskikh svoystv sloistykh kompozitov* (Modeling of the processes of damage growth and degradation of mechanical properties of layered composites), Moscow, MAI, 2019, pp. 60-61.

Статья поступила в редакцию 21.03.2023; одобрена после рецензирования 28.03.2023; принята к публикации 30.03.2023.

The article was submitted on 21.03.2023; approved after reviewing on 28.03.2023; accepted for publication on 30.03.2023.