

Научная статья  
УДК 620.16

## ВЛИЯНИЕ СТРУКТУРЫ МНОГОСЛОЙНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ДЕГРАДАЦИЮ ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Пётр Владимирович Акулин<sup>1</sup>✉, Георгий Анатольевич Гаврилов<sup>2</sup>

<sup>1, 2</sup> ПАО «ОАК» – ОКБ Сухого,

Москва, Россия

<sup>1</sup> plus-orange@yandex.ru✉

<sup>2</sup> gg1986@mail.ru

**Аннотация.** Исследуется деградация жесткостных характеристик гибкого элемента каркаса планера летательного аппарата. В ходе эксперимента консольному изгибу подвергался гибкий элемент из композиционного материала с жестким нагружением свободного торца. Получены значения остаточных деформаций для конструкций с различной укладкой слоев. Остаточные деформации свидетельствуют о деградации жесткостных характеристик гибкого элемента, что, в свою очередь, влияет на прочность и долговечность конструкции.

**Ключевые слова:** деградация свойств пакета конструкции, накопление повреждений в структуре гибких элементов планера, слоистые композиты, трансверсальное растрескивание

**Для цитирования:** Акулин П.В., Гаврилов Г.А. Влияние структуры многослойного композиционного материала на деградацию жесткостных характеристик конструкции летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 78–84.

Original article

## MULTILAYER COMPOSITE MATERIAL STRUCTURE IMPACT ON THE AIRCRAFT STRUCTURE STIFFNESS CHARACTERISTICS DEGRADATION

Petr V. Akulin<sup>1</sup>✉, Georgii A. Gavrillov<sup>2</sup>

<sup>1, 2</sup> PJSC “UAC” – EDB Sukhoi,

Moscow, Russia

<sup>1</sup> plus-orange@yandex.ru✉

<sup>2</sup> gg1986@mail.ru

### Abstract

Layered composite materials (CM) are of a wide application range in the design of aircraft. These materials advantage consists in the ability of changing the package physical characteristics by the reinforcement angle varying. Physical properties degradation under various types of loading [1-4], which, in its turn, affects the aircraft strength, should be accounted for while the aircraft structures design.

The presented article studies characteristics degradation of a composite material of different structure. The hypothesis that transversal cracks leading to the physical characteristic degrading and residual deformation appearance, occur in the composite material monolayer while loading is accepted. The issue of the transversal cracks occurrence in the matrix structure of a composite material is being considered on a wide scale in [1-18].

© Акулин П.В., Гаврилов Г.А., 2023

The article considers the samples from a woven organoplastic and unidirectional prepreg of carbon fiber-reinforced plastic, with various stowing of  $0 - 90$  and  $0 - 90 - \pm 45$  degrees, as well as with various geometric characteristics.

The article presents the results of the experiment on composite panels cantilever bending under normal climatic conditions. The samples were loaded by the forced displacements of the stop along the mounting axis with a step of 2 mm, in the direction of the profile. Unloading and measurement of residual deformations of the uttermost edge were performed after each loading step.

Stiffness characteristics degradation of the material is being determined in this article by residual deformations measuring after the sample loading. A more accurate method of cracking detection in the CM matrix structure is non-destructive testing with roentgenography methods application. The said method will allow detecting cracks in the CM structure with normalized accuracy. The issue of non-destructive defects testing in composite materials is being considered in [19-20].

The full-scale tests allowed establishing the presence of residual deformations in structurally similar flexible elements of all types of cross-section. It was revealed that the stiffness properties degradation in the composite material occurs at the cantilever bending of the sample.

Structurally, such flexible elements with reinforcement angles of  $0 - 90 - \pm 45$  display the smallest increase in residual deformations, compared to the samples, which reinforcement angle corresponds to  $0.90$  degrees. It is associated with the fact that organoplastics are of a braided structure, and at reinforcement angles of  $0 - 90$  degrees half of the fibers are not being included in the overall bending of the structure. The reinforcement angle of  $0 - 90 - \pm 45$  degrees herewith allows including all the fibers of woven organoplastics in the general bend and reduce the package stiffness characteristics, which, in the aggregate, leads to the stresses drop in the monolayer of the composite material package and, as the result, the least progression of stiffness characteristics degradation.

**Keywords:** properties degradation in composite materials, damages accumulation in the composite material matrix, layered composites, transversal cracking in the composite material matrix

**For citation:** Akulin P.M., Gavrilov G.A. Multilayer Composite Material Structure Impact on the Aircraft Structure Stiffness Characteristics Degradation. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 78-84.

---

---

## Введение

Объектом исследования являются гибкие элементы (ГЭ) из композиционного материала (КМ) – обводообразующие детали каркаса планера, которые устанавливаются по зонам навески механизации и являются продолжением обшивки планера. Гибкие элементы необходимы для создания замкнутого аэродинамического контура (перекрытия зазоров между каркасом и механизацией) на всех режимах отклонения механизации.

При проектировании гибких элементов стоит учитывать, что в ходе эксплуатации летательного аппарата происходит деградация структуры композиционных конструкций [1–4], приводящая:

- 1) к ухудшению жесткостных характеристик композитной конструкции;
- 2) к появлению остаточных деформаций, в результате которых образуется зазор между ГЭ и механизацией;
- 3) к уменьшению прочности конструкции из КМ.

Сложность моделирования деградации жесткостных свойств конструкции из КМ [5–7] заключается в том, что необходим большой базис натурных испытаний, который позволит изучать поведение КМ при различных углах армирования и различных видах нагружения. Актуальность дан-

ной работы состоит в том, что проведены натурные испытания, в которых исследовалась деградация жесткостных характеристик конструкции из КМ с различными углами армирования.

В данной статье выдвигается гипотеза о том, что в монослое композиционного материала появляются и растут поперечные трещины, которые ухудшают его физические характеристики. В работах [8–16] рассматривается вопрос о возникновении трансверсальных трещин в матричной структуре КМ, в работах [17, 18] приведены некоторые экспериментальные данные. В большинстве известных работ рассматриваются образцы из КМ с простейшим армированием пакета, подвергающиеся плосконапряженному деформированию. В данной статье рассматриваются образцы, пакет которых состоит из различных видов волокон и которые имеют сложную структуру армирования. Нагружение образцов соответствует консольному изгибу.

Деградация жесткостных характеристик материала определяется путем замера остаточных деформаций после нагружения образца. Более точный метод выявления растрескивания в матричной структуре КМ – неразрушающий контроль с использованием методов рентгенографии. Данный

метод позволяет выявлять трещины в структуре КМ с нормированной точностью. В работах [19, 20] рассматривается вопрос неразрушающего контроля дефектов в композиционных материалах.

**Объект испытания**

На рис. 1 и 2 представлены геометрические параметры образцов, в табл. 1–4 – углы армирования волокна в конструктивно подобных реальным гибких элементах. Образцы изготовлены из однонаправленного препрега углепластика и препрега тканого органопластика с плетеной структурой. Характеристики материалов приведены в табл. 5.

**Порядок проведения испытаний**

Конструктивно подобные реальным гибкие элементы испытывались группами по 5 шт. Образцы перед проведением натурных испытаний подвер-

глись неразрушающему контролю на отсутствие механических повреждений. На рис. 3 представлена схема удержания и нагружения образцов.

Образцы первого типа (длиной 100 мм) нагружались принудительными перемещениями упора  $\Delta y = 8$  мм вдоль установочной оси с шагом 2 мм, по направлению к профилю. После каждого шага нагружения производились разгрузка и замер остаточных деформаций.

Образцы второго типа (длиной 150 мм) нагружались принудительными перемещениями упора  $\Delta y = 12$  мм вдоль установочной оси с шагом 3 мм, по направлению к профилю. После каждого шага нагружения производились разгрузка и замер остаточных деформаций крайней кромки образца по координате  $y_{ост}$ .

Натурные испытания проводились в нормальных климатических условиях.



Рис. 1. Геометрические параметры (мм) конструктивно подобных реальным гибких элементов первого типа



Рис. 2. Геометрические параметры (мм) конструктивно подобных реальным гибких элементов второго типа

Таблица 1

Схема армирования при угле укладки 0, 45, -45 и 90° конструктивно подобного реальному гибкому элементу первого типа

№ слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Угол укладки, °	0	0	45	-45	0	90	45	-45	0	90	45	-45	90
Материал*	О	У	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У
№ слоя	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
Угол укладки, °	-45	45	90	0	-45	45	90	0	-45	45	0	0	
Материал*	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У	О	

\* О – органопластик, У – углепластик.

Таблица 2

Схема армирования при угле укладки 0, 90° конструктивно подобного реальному гибкому элементу первого типа

№ слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Угол укладки, °	0	0	45	-45	0	90	45	-45	0	90	45	-45	90
Материал*	О	У	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У
№ слоя	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
Угол укладки, °	-45	45	90	0	-45	45	90	0	-45	45	0	0	
Материал*	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У	О	

\* О – органопластик, У – углепластик.

Таблица 3

Схема армирования при угле укладки 0, 45, -45, 90° конструктивно подобно реальному гибкому элементу второго типа

№ слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Угол укладки, °	0	0	45	-45	0	90	45	-45	0	90	45	-45	90
Материал*	О	У	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У
№ слоя	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
Угол укладки, °	-45	45	90	0	-45	45	90	0	-45	45	0	0	
Материал*	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У	О	

\* О – органопластик, У – углепластик.

Таблица 4

Схема армирования при угле укладки 0, 90° конструктивно подобно реальному гибкому элементу второго типа

№ слоя	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Угол укладки, °	0	0	90	0	90	0	90	0	90	0	90	0	90
Материал*	О	У	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У
№ слоя	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
Угол укладки, °	0	90	0	90	0	90	0	90	0	90	0	0	
Материал*	О	О	О	О	О	О	О	О	О	О	У	О	

\* О – органопластик, У – углепластик.

Таблица 5

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	3200	3200	1200	0,12	0,12
Углепластик	12000	870	970	0,3	0,14

**Результаты испытаний**

На рис. 4 и 5 показана зависимость действующей силы в упоре от перемещения самого упора (мм) в образцах первого (длиной 100 мм) и второго (длиной 150 мм) типа конструктивно подобного реальному гибкому элементу.

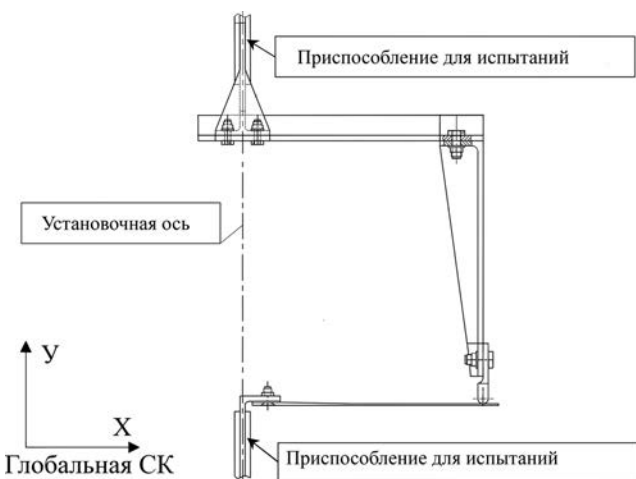


Рис. 3. Схема испытательного стенда

Жесткостные характеристики образцов из композиционного материала с углом армирования 0, 90° выше по сравнению с образцами той же толщины, угол армирования которых соответствует 0, -45, 45, 90°.

На рис. 6 и 7 показана зависимость образования остаточных перемещений  $y_{ост}$  (мм) от действующего нагружения в виде перемещений упора  $\Delta y$  (мм).

У образцов с углом армирования 0, -45, 45, 90° наименьший прирост остаточных перемещений  $y_{ост}$  (мм) по сравнению с образцами с углом армирования 0, 90°.

**Выводы**

Проведены статические испытания консольного изгиба конструктивно подобных реальным гибких элементов с различными углами армирования. В ходе испытаний были получены остаточные деформации, свидетельствующие о деградации структуры конструкции из КМ. В свою очередь, деградация структуры КМ приводит к падению предельных характеристик, что отрицательно сказывается на прочности и долговечности летательного аппарата.

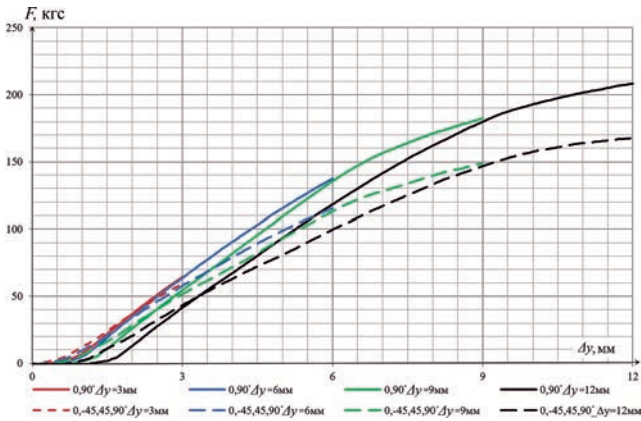


Рис. 4. Зависимость действующей силы в упоре  $F$  (кгс) от перемещений упора  $\Delta y$  (мм) в конструктивно подобном реальному гибком элементе первой группы (длиной 100 мм)

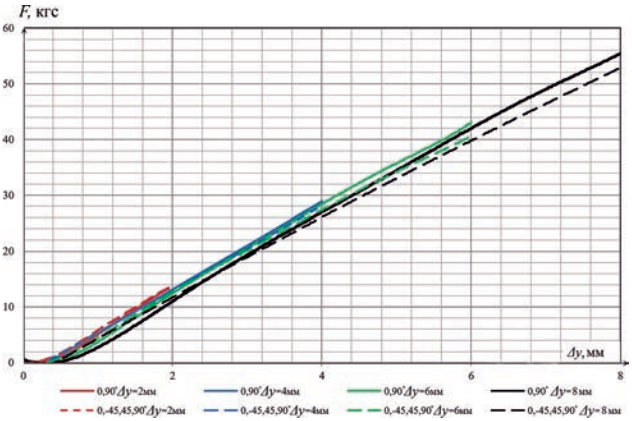


Рис. 5. Зависимость действующей силы в упоре  $F$  (кгс) от перемещений упора  $\Delta y$  (мм) в конструктивно подобном реальному гибком элементе второй группы (длиной 150 мм)

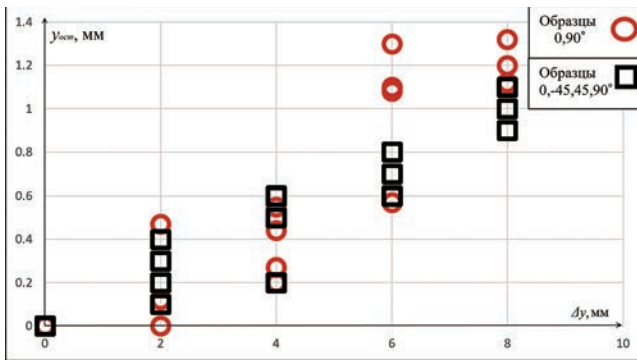


Рис. 6. Зависимость остаточных перемещений  $y_{ост}$  (мм) от приложенной нагрузки  $\Delta y$  в виде перемещений упора (мм) в образцах первой группы (длиной 100 мм)

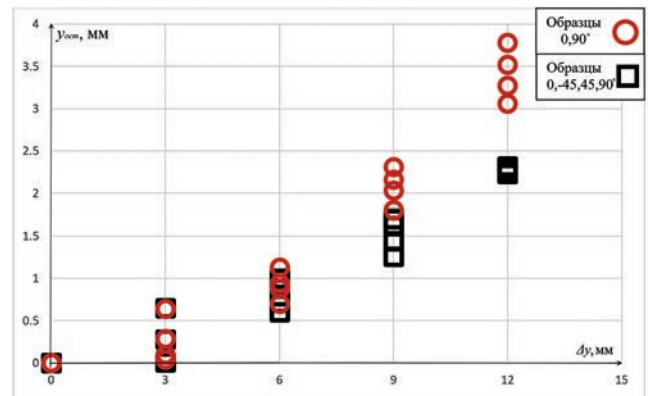


Рис. 7. Зависимость остаточных перемещений  $y_{ост}$  (мм) от приложенной нагрузки  $\Delta y$  в виде перемещений упора (мм) в образцах второй группы (длиной 150 мм)

Конструктивно подобные реальным гибкие элементы с углами укладки  $0, 90^\circ$  имеют более высокий модуль упругости пакета, в сравнении с образцами, угол армирования которых составляет  $0, \pm 45, 90^\circ$ .

Натурные испытания позволили обнаружить наличие остаточных деформаций в конструктивно подобных реальным гибких элементах всех типов сечения, что говорит о деградации структуры конструкции из КМ при консольном изгибе.

Конструктивно подобные реальным гибкие элементы с углами армирования  $0, \pm 45, 90^\circ$  имеют наименьший прирост остаточных деформаций и, как следствие, более долговечную и прочную конструкцию по сравнению с образцами, угол армирования которых  $0, 90^\circ$ .

**Список источников**

1. Рейфснейдер К. Повреждение конструкций из композитов в процессе эксплуатации // Вып. 44. Прикладная

механика композитов: Сб. статей 1986–1988 гг. / Пер. с англ. Н.П. Жмудя, В.Л. Кулакова; Под ред. Ю.М. Тарнопольского. – 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. 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
6. Дудченко А.А., Лурье С.А. Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов. – М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 60–61.
  7. 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.
  8. Ванин Г.А. Микромеханика композиционных материалов. – Киев: Наукова думка, 1985. – 302 с.
  9. 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.
  10. Волков С.Д., Ставров В.П. Статистическая механика композитных материалов. – Минск: Изд-во БГУ, 1978. – 206 с.
  11. 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.
  12. Канаун С.К., Чудновский А.И. О квазихрупком разрушении // Механика твердого тела. 1970. № 3. С. 185–186.
  13. Кыялбаев Д.А., Чудновский А.И. О разрушении деформируемых тел // Прикладная механика и техническая физика. 1970. № 3. С. 105–110.
  14. 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.
  15. Мовчан А.А. Микромеханический подход к проблеме описания накопления анизотропных рассеянных повреждений // Механика твердого тела. 1990. № 3. С. 115–123.
  16. Мовчан А.А. Проблема прочности тонкостенных конструкций. – М.: Изд-во МАИ, 1989. С. 20–24.
  17. 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
  18. Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Первалов А.В., Рогов В.Е., Покровский А.М., Чермошенцева А.С. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7–16.
  19. Аleshin Н.П., Григорьев М.В., Щипаков Н.А. Современное оборудование и технологии неразрушающего контроля ПКМ // Инженерный вестник. 2015. № 1. С. 533–538.
  20. Мурашов В.В., Румянцев А.Ф. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов и методы их выявления. Ч. 2. Методы выявления дефектов монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов // Контроль. Диагностика. 2007. № 5. С. 31–42.

## 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. 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
6. 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.
7. 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
8. Vanin G.A. *Mikromekhanika kompozitsionnykh materialov* (Micromechanics of composite materials), Kiev, Naukova dumka, 1985, 302 p.
9. 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.
10. Volkov S.D., Stavrov V.P. *Statisticheskaya mekhanika kompozitnykh materialov* (Statistical mechanics of composite materials), Minsk, BGU, 1978, 206 p.
11. 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.
12. Kanaun S.K., Chudnovskii A.I. *Mekhanika tverdogo tela*, 1970, no. 3, pp. 185-186.

13. Kiyalbaev D.A., Chudnovskii A.I. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 1970, no. 3, pp. 105-110.
14. 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.
15. Movchan A.A. *Mekhanika tverdogo tela*, 1990, no. 3, pp. 115-123.
16. Movchan A.A. *Problema prochnosti tonkostennykh konstruksii* (The problem of strength of thin-walled structures), Moscow, MAI, 1989, pp. 20-24.
17. 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-2020-4-21-29-29
18. 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.
19. Aleshin N.P., Grigor'ev M.V., Shchipakov N.A. *Inzhenernyi vestnik*, 2015, no. 1, pp. 533-538.
20. Murashov V.V., Rumyantsev A.F. *Kontrol'. Diagnostika*, 2007, no. 5, pp. 31-42.

Статья поступила в редакцию 29.05.2023; одобрена после рецензирования 23.06.2023; принята к публикации 28.06.2023.

The article was submitted on 29.05.2023; approved after reviewing on 23.06.2023; accepted for publication on 28.06.2023.