

Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти

© А.А. Маскайкина, А.А. Дудченко

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

В процессе эксплуатации композиционных материалов наблюдается снижение таких основных механических свойств, как жесткость и прочность, ввиду возможного разрушения связующего в слоях. Развитие повреждений в армированном волокном композите является очень сложным процессом из-за неоднородности и анизотропии. На примере узла крепления вертолетной лопасти разработан алгоритм расчета накопления повреждений для металлокомпозитных соединений в конструкции. Исследована деградация свойств композиционного материала. Поскольку соединения являются одним из слабых звеньев в конструкциях летательных аппаратов, при проектировании соединений им следует уделять наибольшее внимание. Отказы в работе соединений могут происходить по различным причинам, например, монтажные напряжения, концентрации напряжений, технологические отклонения, которые влияют на прочность болтовых соединений. Данное исследование направлено на получение оптимального узла стыка, позволяющего обеспечить безопасную работу конструкции в течение заданного срока службы.

Ключевые слова: *накопление повреждений, микромеханический подход, деградация свойств, композиционные материалы, эффективный модуль, трещины слоев, разрушение, поперечные микротрещины, жесткость, дефекты*

Введение. Целью данной работы является создание алгоритма расчета накопления повреждений, влияющих на прочностные характеристики металлокомпозитных узлов в авиационных конструкциях, при различном нагружении. Скорость накопления повреждений зависит от их размера и расположения в материале, что оказывает существенное влияние на суммарную величину повреждений волокнистых композитов.

В настоящее время выполняется большое количество исследований и проектных работ по созданию моделей материала, в которых учитываются изменения жесткостных и прочностных характеристик композитных конструкций, обеспечивающих повышение работоспособности последних [1–11]. Механизмы накопления повреждений в композиционных материалах значительно разнообразнее, чем в металлах. Согласно работе [12], при четырехточечном изгибе однонаправленного композита в зависимости от марки материала и предыстории процесса механизм разрушения может заключаться в разрывах волокон, потере устойчивости сжатых волокон, образовании трещин в матрице либо поперек волокна, либо вдоль плоскости слоя. Меха-

низмы разрушения однонаправленного композиционного материала при сжатии рассмотрены в [13]. Обнаружено, что причиной разрушения является локальная потеря устойчивости.

В работе [14] установлены пять стадий процесса разрушения термопластичного композита, армированного короткими стеклянными волокнами: образование микротрещин и пустот, развитие микротрещин по границе раздела волокно-матрица, образование полос сдвига матрицы, раскрытие трещин, катастрофический рост трещин.

Методы решения. При эксплуатации композиционных материалов возникает явление снижения механических и прочностных свойств, называемое деградацией, которое связано с процессом накопления повреждений в материале. В данном исследовании используется микромеханический подход, в котором параметры модели определяются через микромеханические параметры, связанные с размером микроструктур, т. е. с длиной и размером микротрещин. Это позволяет измерить уровень повреждения в композите с учетом соответствующего нагружения [15]. Для проверки результатов теоретического исследования используется математическая модель, созданная с помощью метода конечных элементов.

Рассмотрим узел крепления вертолетной лопасти, в котором необходимо определить накопления повреждений в композите. Принимаем, что лопасть испытывает циклическое нагружение, причем в течение одного цикла компоненты напряжения изменяются пропорционально. При моделировании роста повреждений в композите принимаются следующие предположения:

- 1) в каждом из монослоев волокна не подвержены разрушению;
- 2) в монослоях может развиваться повреждение вследствие повреждения связующего в форме, например, из-за формирования трансверсальных микротрещин;
- 3) уровень поврежденности в каждом из монослоев определяется соответствующими напряжениями, найденными для неповрежденной слоистой структуры по известным формулам механики композитов;
- 4) в каждом из монослоев используется простая модель деградации характеристик с ростом микроповреждений при одних и тех же параметрах модели;
- 5) при определении изменения эффективных модулей упругости учет трансверсальных характеристик отдельных слоев ведется до тех пор, пока не будет достигнут предельный уровень соответствующих характеристик, рассчитанных в рамках локальной модели деградации.

Описание алгоритма расчета накопления повреждений. Чертеж комлевой части и узла крепления вертолетной лопасти представлен на рис. 1, типовые сечения пакетов композиционных материалов в анализируемой части конструкции — на рис. 2.

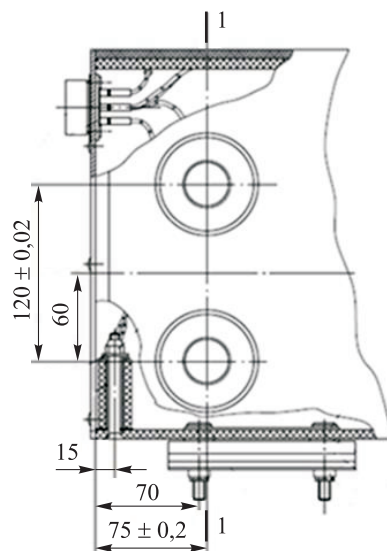


Рис. 1. Комлевая часть и узел крепления лопасти
(размеры приведены в миллиметрах)

Номера пакетов, число слоев в пакете, угол укладки слоев φ и марка материала, которые показаны на рис. 2, представлены в табл. 1. Сечение 1...1а — комлевая часть узла крепления лопасти, сечение 3...9а — типовое сечение лопасти.

Таблица 1

Структура пакетов полимерного композиционного материала

Номер пакета	Число слоев в сечениях пакета						Угол укладки слоев φ , град	Материал
	1...1а	2а	3	4	5	6...9а		
1	14	14	14	13	11	10	0	Т-39
	8	8	8	8	8	8	± 45	ЛУ-П-0.2
1а	3	3	3	—	—	—	0	Т-25(ВМ)78
2	6	6	6	6	6	6	0	Т-25(ВМ)78
	4	4	4	4	4	4	± 45	ЛУ-П-0.2
2а	—	2	2	2	2	2	0	Т-25(ВМ)78
3	13	13	13	12	11	10	0	Т-25(ВМ)78
	6	6	6	6	6	6	± 45	ЛУ-П-0.2
4	8	8	8	7	7	7	0	Т-25(ВМ)78
	6	6	6	6	6	6	± 45	ЛУ-П-0.2

$$\begin{aligned}\varepsilon_1^i &= \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ \varepsilon_2^i &= \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ \gamma_{12}^i &= (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i,\end{aligned}\quad (1)$$

где ε, γ — линейные и угловые деформации, индексы указывают на номер координатных осей.

Далее получаем соотношения, определяющие связь между напряжениями и деформациями в i -м слое системы координат xOy :

$$\begin{aligned}\sigma_x^i &= b_{11}^i \varepsilon_x + b_{12}^i \varepsilon_y; \\ \sigma_y^i &= b_{21}^i \varepsilon_x + b_{22}^i \varepsilon_y.\end{aligned}\quad (2)$$

Коэффициенты b_{pq}^i преобразования характеристик материала в осях 1, 2 к осям xOy рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned}b_{11}^i &= \bar{E}_1^i \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \sin^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i; \\ b_{12}^i &= b_{21}^i = (\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i - 4G_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1^i \mu_{12}^i (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i); \\ b_{22}^i &= \bar{E}_1^i \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i,\end{aligned}\quad (3)$$

где $\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}$, $\bar{E}_2 = \frac{E_2}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}$, μ — коэффициент Пуассона,

E_1, E_2 — модули упругости в продольном и поперечном направлении; G_{12} — модуль сдвига; i — номер слоя.

2. Учитываем деградацию монослоев по следующим формулам [15]:

$$E_{2o}^i = E_{2o} \left[1 - K_E^i S_E(\sigma, \tau) \right]; \quad G_{12o}^i = G_{12o} \left[1 - K_G^i S_G(\sigma, \tau) \right]. \quad (4)$$

Здесь E_{2o}, G_{12o} — модули упругости и сдвига неповрежденного материала, индекс o соответствует неповрежденному материалу;

$$\begin{aligned}S_E &= \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta} - 2} - 1 \right) \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]} \right)^{-4} \right)^3 \right]; \\ S_G &= \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta} - 2} - 1 \right) \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]} \right)^{-4} \right)^3 \right];\end{aligned}$$

$$N_*^E = \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]}\right)^\alpha, N_*^0 = \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]}\right)^4 N_*^0, \quad \alpha = 4;$$

$$N_*^G = \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]}\right)^\alpha, N_*^0 = \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]}\right)^4 N_*^0;$$

N_*^0 — базовое число циклов (равенства для N_*^0 справедливы при $\sigma_2 \prec [\sigma_{b2}], \tau_{12} \prec [\tau_{12}]$. Чем больше значения σ_2, τ_{12} , тем меньше число рабочих циклов этих слоев, а когда N_*^0 обращается в нуль или его значение близко к нулю, этот слой выбывает из работы всей структуры); N_*^E — предельное число циклов до разрушения в слое в поперечном направлении; N_*^G — число циклов до разрушения в слое от сдвига; N — число циклов нагружения; K_E^i — параметр, который определяет зависимость скорости изменения модуля упругости от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений; K_G^i — параметр, который определяет зависимость скорости изменения модуля сдвига от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений и напряжений сдвига.

3. Параметр K_E^i определяет зависимость скорости изменения модуля упругости от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений:

$$K_E^i = K_{Eo} f_{KE}(\sigma_2^i) = K_{Eo} \left\{ \frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right\}^{m_0}, \quad (5)$$

где K_{Eo} — макропараметр, определяемый из макроэксперимента для механических свойств; m_0 — микропараметр, определяемый из эксперимента.

4. Параметр K_G^i определяет зависимость скорости изменения модуля сдвига от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений и напряжений сдвига:

$$K_G^i = K_{Go} f_{KG}(\sigma_2^i, \tau_{12}^i) = K_{Go} \left\{ \left(\frac{\tau_{12}^i}{\tau_b} \right)^{m_\tau} + \left(\frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right)^{m_\sigma} \right\}, \quad (6)$$

где K_{G_0} — макропараметр, определяемый из макроэксперимента; m_τ , m_σ — микропараметры, определяемые из эксперимента.

Алгоритм накопления повреждений можно представить в виде схемы, показанной на рис. 3.



Рис. 3. Схема алгоритма накопления повреждения

Результаты расчета. Для расчета металлокомпозитного соединения узла крепления вертолетной лопасти с учетом деградации свойств материала был использован программный комплекс Maple. С использованием формул (1)–(6) был проведен аналитический расчет, в результате которого получены значения изменения модулей упругости и модуля сдвига в зависимости от числа циклов.

Изменение модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры (0° , $\pm 45^\circ$) в зависимости от числа циклов показано на рис. 4, где G/G_0 — отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному; E/E_0 — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному; E_2/E_{2_0} — отношение поперечного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному.

Изменение поперечного модуля упругости в зависимости от числа циклов и от материала показано на рис. 5, где E2T39 — изменение поперечного модуля упругости для материала T39; E2T25 — изменение поперечного модуля упругости для материала T25; E2LY — изменение поперечного модуля упругости для материала ЛУ-П-0.2.

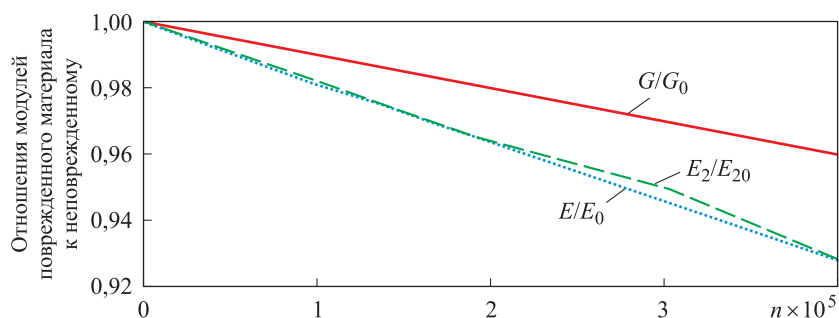


Рис. 4. Изменение модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ$) в зависимости от числа циклов

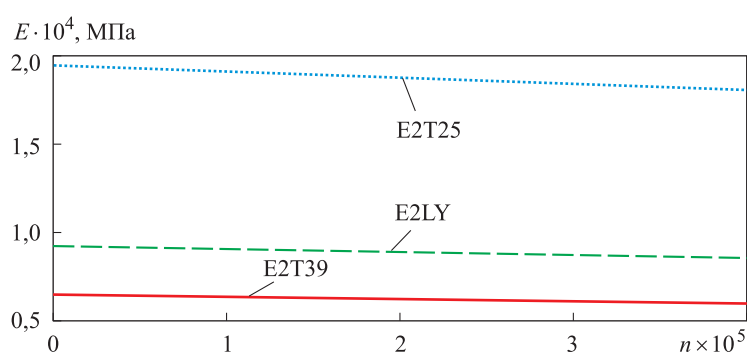


Рис. 5. Изменение поперечного модуля упругости в зависимости от числа циклов и от материала

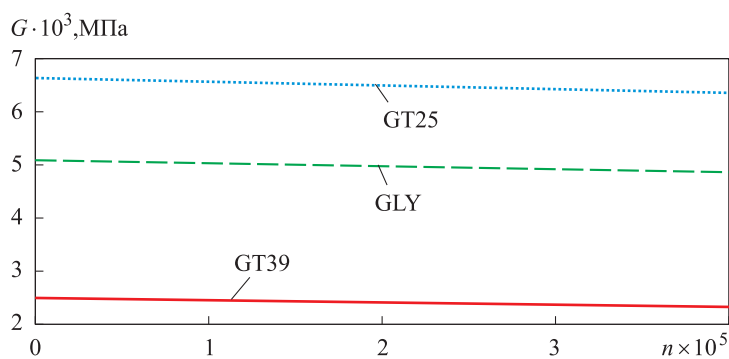


Рис. 6. Изменение модуля сдвига в зависимости от числа циклов и от материала

Изменение поперечного модуля упругости от числа циклов в зависимости от материала показано на рис. 6, где GT39 — изменение модуля сдвига для материала T39; GT25 — изменение модуля сдвига для материала T25; GLY — изменение модуля сдвига для материала ЛУ-П-0.2.

Была также сделана модель узла крепления вертолетной лопасти с помощью метода конечных элементов. В результате расчета этой

модели с учетом деградации свойств были получены разрушающие напряжения, причем сравнение с результатом аналитического расчета показало совпадение.

Согласно результатам расчетов, разрушающие напряжения в слоях составили 30 МПа для материала ЛУ-П-0.2, что соответствует аналитическому расчету, проведенному в работе.

Заключение. В результате данного исследования был получен алгоритм расчета приведенных жесткостей слоистого композита с учетом накопления повреждений в отдельных монослоях, влияющих на прочностные характеристики металлокомпозитных узлов в авиационных конструкциях. Данный алгоритм учитывает влияние текущего напряженного состояния на процесс деградации механических свойств и, следовательно, на процесс разрушения. Проведен также аналитический расчет методом конечных элементов на примере узла крепления вертолетной лопасти, сравнение результатов расчетов показало хорошее совпадение.

Представленный в работе алгоритм планируется использовать для прогноза изменения других структур композита в зависимости от поврежденности при циклическом нагружении.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90122.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kashtalyan M., Soutis C. Mechanisms of internal damage and their effect on the behavior and properties of cross-ply composite laminates. *Int. J. of Fracture*, 2001, vol. 112, pp. L3–L8.
- [2] Doan Chuck Luat, Lurie S.A., Dudchenko A.A. Modeling of degradation of the composite properties on cracking and delamination when subjected to static and cyclic loading. *Composites: Mechanics, Computations, Applications, An International Journal*, 2010, vol. 1 (1), pp. 1–19.
- [3] Советова Ю.В., Сидоренко Ю.Н., Скрипняк В.А. Многоуровневый подход к определению эффективных свойств композита с учетом повреждаемости. *Физ. мезомех.*, 2013, т. 16, № 5, с. 59–65.
- [4] 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 cyclic loading, *Composites: Mechanics, Computations, Applications*, 2010, vol. 1 (4), pp. 315–331.
- [5] Lurie S.A., Dudchenko A.A., Kadarman H. Multiscale Modeling on Damage Mechanics of Laminated Composite Materials. *Proceeding of Conference on Damage in Composite Materials: Simulation and Non-Destructive Testing*. Stuttgart, 2006, pp. 108–109.
- [6] Doan Chuck Luat, Lurie S.A., Dudchenko A.A. Modeling of degradation of the composite properties on cracking and delamination when subjected to static and cyclic loading, *Composites: Mechanics, Computations, Applications, An International Journal*, 2010, vol. 1 (4), pp. 315–331.
- [7] Naresh Kumar S., Srikanth K., Subbaratnam B., Jena S.P. Damage Detection in Composite Materials Using Lamb Wavemethod, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 998 (1), art ID 012066.

- [8] Wang C. Transverse crack evolution modeling of cross-ply laminates with a single layer of phantom node intra-ply elements for identically-oriented ply groups. *Composite Structures*, 2020, vol. 254, paper no. 112842.
- [9] Forghani A., Poursartip A., Vaziri R. An orthotropic non-local approach to modeling intra-laminar damage progression in laminated composites. *International Journal of Solids and Structures*, 2019, vol. 180–181, pp. 160–175.
- [10] Carraro P.A., Maragoni L., Quaresimin M. Characterisation and analysis of transverse crack-induced delamination in cross-ply composite laminates under fatigue loadings. *International Journal of Fatigue*, 2019, vol. 129, art. ID 105217.
- [11] Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Ermakov D.A. Numerical prediction of the residual life of a multilayered PCM structure. *AIP Conference Proceedings*, 2018, 2053, art. ID 040007.
- [12] Shin G.C., Ebert L.J. Flexural failure, mechanics and global stress. *Composites*, 1986, vol. 17 (4), pp. 309–320.
- [13] Harn H.T., Willams J.G. Compression failure mechanisms in unidirectional composites. *Compos. Mater.: Test and Des. 7th Conf., Pa, 2–4 Apr., 1984*. Philadelphia, Pa, 1986, pp. 115–139.
- [14] Sato Norio, Kurauchi Toshio, Sato Shigeyuki, Kanuigato Osati. In situ SEM observation of fracture processes in short glass fiber reinforced thermoplastic composite. *Fract. Mech. 16th Nat. Symp., Columbus, Ohio, 15-17 Aug., 1983*. Philadelphia, Pa, 1985, pp. 493–503.
- [15] Дудченко А.А., Лурье С.А. *Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов*. Москва, Изд-во МАИ, 2019, 160 с.
- [16] Larionova A.A., Dudchenko A.A. Design and analysis of the strength and durability of metal composite assemblies of aircraft structures. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 934, art. ID 012044; *Advances in Composite Science and Technology (ACST 2019)*, 20–21 November 2019.
- [17] Дудченко А.А. *Расчет напряженно-деформированного состояния элементов авиационных, ракетных и машиностроительных конструкций из композиционных материалов*. Москва, НПУ «Федеративная информационная система», 2013, 232 с.

Статья поступила в редакцию 24.05.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2093>

Маскайкина Анна Александровна — ассистент кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» МАИ (НИУ). Область научных исследований: механика композиционных материалов, накопление повреждений, усталость. e-mail: a.larionova@inbox.ru

Дудченко Александр Александрович — д-р техн. наук, профессор; профессор кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» МАИ (НИУ). Область научных исследований: механика композиционных материалов, накопление повреждений, усталость. e-mail: a_dudchenlo@mail.ru

Algorithm for calculating damage accumulation as illustrated by a helicopter blade attachment

© A.A. Maskaykina, A.A. Dudchenko

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia

In this research we develop an algorithm for calculating damage accumulation for metal-composite joints using the example of a helicopter blade attachment. The degradation of the composite material properties is investigated, since operation of composites leads to decline in their main mechanical properties, namely, stiffness and toughness as a result of possible binder failure. Damage growth in fibre-reinforced composites is a very complex process due to their heterogeneity and anisotropy. Joints are one of the most vulnerable spots in an aircraft, so joint design should be a priority. Joints can fail for various reasons, for example, assembly stresses, stress concentrations, and technological deviations, which affect the strength of bolted joints. The paper uses computational methods described in the interdisciplinary theory of elasticity, structural mechanics, structural strength, materials science, and mechanics of structural failure of composite materials. This study is aimed at determining the optimal joint assembly to ensure the safe operation of the structure during a specified service life.

Keywords: damage accumulation, micromechanical approach, degradation of properties, composite materials, effective modulus, layer cracks, fracture, transverse microcracks, stiffness, defects

The study was carried out with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research within the framework of scientific project No. 20-38-90122.

REFERENCES

- [1] Kashtalyan M., Soutis C. *International Applied Mechanics*, 2002, vol. 38, pp. 641–657.
- [2] Luat D.C., Lurie S.A., Dudchenko A.A. *Composites: Mechanics, Computations, Applications: An International Journal*, 2010, vol. 1, no. 4, pp. 315–331.
- [3] Sovetova Yu.V., Sidorenko Yu.N., Skripnyak V.A. *Fizicheskaya mezomekhanika — Physical Mesomechanics*, 2013, vol. 16, no. 5, pp. 59–65.
- [4] Luat D.C., Lurie S.A., Dudchenko A.A. *Composites: Mechanics, Computations, Applications: An International Journal*, 2010, vol. 1, no. 4, pp. 315–331.
- [5] Lurie S.A., Dudchenko A.A., Kadarman H. Multiscale Modeling on Damage Mechanics of Laminated Composite Materials. *Proceeding of Conference on Damage in Composite Materials: Simulation and Non-Destructive Testing*, Stuttgart, 2006, pp. 108–109.
- [6] Luat D.C., Lurie S.A., Dudchenko A.A. *Composites: Mechanics, Computations, Applications: An International Journal*, 2010, vol. 1, no. 4, pp. 315–331.
- [7] Naresh Kumar S., Srikanth K., Subbaratnam B., Jena S.P. Damage Detection in Composite Materials Using Lamb Wavemethod. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 998, art. ID 012066.
- [8] Wang C. *Composite Structures*, 2020, vol. 254, art. ID 112842.
- [9] Forghani A., Poursartip A., Vaziri R. *International Journal of Solids and Structures*, 2019, vol. 180-181, pp. 160–175.
- [10] Carraro P.A., Maragoni L., Quaresimin M. *International Journal of Fatigue*, 2019, vol. 129, art. ID 105217.

- [11] Anoshkin, A.N., Pisarev, P.V., Yermakov, D.A. Numerical prediction of the residual life of a multilayered PCM structure. *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol. 2053, art. ID 040007.
- [12] Shin G.C., Ebert L.J. *Composites*, 1986, vol. 17, no. 4, pp. 309–320.
- [13] Harn H.T., Willams J.G. Compression failure mechanisms in unidirectional composites. *Compos. Mater.: Test and Des. (7th Conf.)*, Pa, 2-4 Apr., 1984, Philadelphia, Pa, 1986, pp. 115–139.
- [14] Sato Norio, Kurauchi Toshio, Sato Shigeyuki, Kanuigato Osati. In situ SEM observation of fracture processes in short glass fiber reinforced thermoplastic composite. *Fract. Mech. 16th Nat. Symp.*, Columbus, Ohio, 15–17 Aug., 1983, Philadelphia, Pa, 1985, pp. 493–503.
- [15] Dudchenko A.A., Lurie S.A. *Modelirovanie protsessov rosta povrezhdennosti I degradatsii mekhanicheskikh svoystv sloistykh kompozitov* [Modeling of damage growth and degradation of mechanical properties of layered composites]. Moscow, MAI Publ., 2019, 160 p.
- [16] Larionova A.A., Dudchenko A.A. Design and analysis of the strength and durability of metal composite assemblies of aircraft structures. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 934, art. ID 012044.
- [17] Dudchenko A.A. *Raschet napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya elementov aviatsionnykh, raketnykh i mashinostroitelnykh konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Calculation of the stress-strain state of elements of aviation, rocket and machine-building structures made of composite materials]. Moscow, NPU Federativnaya informatsionnaya sistema Publ., 2012, 232 p.

Maskaykina A.A., Assistant, Department of Design and Strength of Aeronautical Missile and Space Products Department, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: mechanics of composite materials, damage accumulation, fatigue. e-mail: a.larionova@inbox.ru.

Dudchenko A.A., Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Design and Strength of Aeronautical Missile and Space Products, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: mechanics of composite materials, damage accumulation, fatigue. e-mail: a_dudchenko@mail.ru