

Двухэтапная математическая модель оценки режимов вынужденных вибраций элемента обшивки летательного аппарата с применением оптоволоконных технологий

И. И. Сизонов¹ ✉, А. С. Барабушка², И. Е. Мухин¹

¹ Юго-Западный государственный университет
ул. 50 лет Октября, д. 94, г. Курск 305040, Российская Федерация

² Национальный центр вертолетостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова
ул. Гаршина, д. 26/1, Московская область, Томилино 140070, Российская Федерация

✉ e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru

Резюме

Цель исследования – разработка математической модели вибрационных колебаний элемента обшивки летательного аппарата, выполненного в форме пластины, с двухэтапным преобразованием «параметры вибрационной нагрузки – деформация пластины – изменение длины волны оптического сигнала» для осуществления учёта количества циклов нагружения и их характеристик, накопленной усталостной деформации пластины и её ресурса до наступления критического состояния с целью оптимизации плановых ремонтов и снижения рисков непрогнозируемых отказов, связанных с усталостными явлениями в материале обшивки и несущих конструкциях летательного аппарата.

Методы. Для описания математической модели в качестве входных данных используются параметры вибрационного сигнала гармонического характера. Рассматривается двухэтапное преобразование: во-первых, параметров вибрационного сигнала (частота, амплитуда) в амплитуду вибрационных колебаний элемента обшивки летательного аппарата, выполненного в форме пластины; во-вторых, амплитуды колебаний рассматриваемой пластины в изменение длины волны оптического сигнала, наличие которого обуславливается применением оптоволоконных технологий, перспективных для построения современных систем контроля и диагностики летательных аппаратов.

Результаты. Предложенная математическая модель позволяет расчетно-аналитическими методами произвести оценку амплитуды вынужденных вибрационных колебаний элемента обшивки летательного аппарата, обуславливающей отсутствие расхода ресурса пластины ввиду воздействия циклов нагружения (имеет место только естественное старение материала), расход ресурса пластины в режиме упругой деформации, накопление усталостной деформации образца. Результирующая деформация пластины выражается в изменении длины волны светового луча для детектирования и анализа системой контроля и диагностики летательного аппарата, выполненной на базе оптоволоконных технологий.

Заключение. Предложенная математическая модель предназначена для осуществления оценки остаточного ресурса конкретного элемента обшивки летательного аппарата, предполагает последующее программное моделирование для подтверждения корректности или уточнения полученного алгоритма расчёта.

Ключевые слова: система контроля и диагностики; вибрация; элемент обшивки; летательный аппарат; коэффициент нарастания колебаний; резонанс; остаточный ресурс; оптоволокну; решетка Брэгга.

Конфликт интересов: Авторы декларируют отсутствие явных и потенциальных конфликтов интересов, связанных с публикацией настоящей статьи.

Для цитирования: Сизонов И. И., Барабушка А. С., Мухин И. Е. Двухэтапная математическая модель оценки режимов вынужденных вибраций элемента обшивки летательного аппарата с применением оптоволоконных технологий // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2023. Т. 13, № 3. С. 52–63. <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2023-13-3-52-63>.

Поступила в редакцию 18.07.2023

Подписана в печать 15.08.2023

Опубликована 29.09.2023

A Two-Stage Mathematical Model for Evaluating the Modes of Forced Vibrations of an Aircraft Skin Element with the Use of Fiber-Optic Technologies

Ivan I. Sizonov¹ ✉, Alexander S. Barabushka², Ivan E. Mukhin¹

¹ Southwest State University
50 Let Oktyabrya Str. 94, Kursk 305040, Russian Federation

² National Helicopter Center Mil and Kamov
26/1 Garshina Str., Moscow Region, Tomilino 140070, Russian Federation

✉ e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru

Abstract

The purpose of research is development of a mathematical model of vibration vibrations of an aircraft skin element made in the form of a plate with a two-stage transformation "vibration load parameters – deformation of the plate - change in the wavelength of the optical signal" in order to take into account the number of loading cycles and their characteristics, accumulated fatigue deformation of the plate and its life before the critical state in order to optimize planned repairs and reducing the risks of unpredictable failures associated with fatigue phenomena in the skin material and supporting structures of the aircraft.

Methods. The described mathematical model uses the parameters of a harmonic vibration signal as input data and includes a two-stage transformation, firstly, of the parameters of the vibration signal (frequency, amplitude) into the amplitude of the vibration vibrations of the aircraft skin element made in the form of a plate, secondly, the amplitude of the vibrations of the plate in question into a change in the wavelength of the optical signal, the presence of which is caused by the use of fiber-optic technologies that are promising for the construction of modern systems for monitoring and diagnostics of aircraft.

Results. The proposed mathematical model allows calculating and analytical methods to estimate the amplitude of forced vibration vibrations of the aircraft skin element, which causes the absence of plate resource consumption due to the effects of loading cycles (there is only natural aging of the material), plate resource consumption in elastic deformation mode, accumulation of fatigue deformation of the sample. The method of evaluating the plate for the resonant effect is given, which indirectly affects the processes of designing the elements of the aircraft skin in terms of weight and size indicators, which largely determine the frequency of natural vibrations of the plate. The resulting deformation of the plate is expressed in a change in the wavelength of the light beam for detection and analysis by the control and diagnostic system of the aircraft, made on the basis of fiber-optic technologies.

Conclusion. The proposed mathematical model is designed to assess the residual life of a specific element of the aircraft skin, involves subsequent software modeling to confirm the correctness or refinement of the resulting calculation algorithm.

Keywords: monitoring and diagnostics system; vibration; skin element; aircraft; oscillation increase coefficient; resonance; residual resource; optical fiber; Bragg grid.

Conflict of interest: The Authors declare the absence of obvious and potential conflicts of interest related to the publication of this article.

For citation: Sizonov I. I., Barabushka A. S., Mukhin I. E. A Two-Stage Mathematical Model for Evaluating the Modes of Forced Vibrations of an Aircraft Skin Element with the Use of Fiber-Optic Technologies. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naja tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie = Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*. 2023; 13(3): 52–63. (In Russ.) <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2023-13-3-52-63>.

Received 18.07.2023

Accepted 15.08.2023

Published 29.09.2023

Введение

Стремительное развитие летательных аппаратов (далее – ЛА) гражданского и военного назначения, начавшееся еще с середины прошлого столетия, с одной стороны, подкреплено необходимостью контроля устаревающего парка отечественных ЛА, с другой – требует наличия адекватных и достаточно надежных средств контроля технического состояния ЛА, сопоставимых по сложности с конструкцией самого ЛА [1; 2; 3]. Современные реалии отечественной авиационной промышленности, вынужденной экстренно импортозамещать не только зарубежные изделия целиком, но и бороться с импортной компонентной базой в составе, на первый взгляд отечественных изделий, лишь усугубляет потребность в качественных системах контроля и диагностики ЛА (далее – СКД ЛА).

Современные СКД ЛА имеют существенный разброс не только по глубине контроля, зачастую либо недостаточной, либо избыточной для осуществления контроля с заданной точностью [4], но и базируются на различных технологиях, что обуславливает разброс контролируемых величин и погрешность их регистрации.

Целью данной работы является разработка математической модели, связующей параметры вибрации гармонического характера, действующей на элемент конструкции (обшивки) ЛА, и параметры некоего выходного сигнала (электрического, оптического, акустического и т. п.), удобного для регистрации и учёта.

Решаемыми задачами являются:

1. Задача выбора технологии для реализации СКД ЛА.
2. Задача выбора промежуточного элемента (элементов) математической модели для преобразования параметров входной вибрации в параметры выходного сигнала.
3. Определение физического характера выходного сигнала.

Материалы и методы

Одной из перспективных технологий, обеспечивающей контроль технического состояния ЛА, является оптоволоконная технология: оптоволоконные датчики деформации с чувствительным элементом на базе решетки Брэгга позволяют производить точные замеры деформации исследуемой поверхности,

при этом они нечувствительны к внешним электромагнитным полям, дешевле и проще монтируемы в сравнении с ближайшими электрическими аналогами [5; 6; 7]. Виброакустические методы обеспечивают высокую достоверность контроля, однако существующие прототипы не позволяют контролировать состояние ЛА в воздухе, а на земле требуют для него длительного времени. Также виброакустические прототипы имеют проблемы чрезмерных массогабаритных показателей, сложности эксплуатации.

Таким образом, целесообразно связать параметры входной вибрации с величиной деформации элемента обшивки ЛА, которую она вызвала. Деформация элемента обшивки контролируется волоконно-оптическим датчиком деформации, сообщаящим на выходе амплитуду деформации и количество циклов нагружения, которое преобразуется в электрический сигнал уже на входе в кабину экипажа и учитывается ЭВМ, которая производит расчёт остаточного ресурса данного элемента конструкции на основании отдельных методик надежности.

Также примем, что в качестве элемента обшивки ЛА подразумевается пластина обшивки хвостовой балки вертолета, изготовленная из дюралюминия (Д16 ГОСТ 4784-97), имеющая незначительную пластичную деформацию, приобретенную за период эксплуатации, и упруго деформирующаяся вследствие вибрации, создаваемой хвостовым винтом.

Результаты и их обсуждение

В простейшем случае в рамках системы с одной степенью свободы деформация в каком-либо её сечении может быть определена как сумма статической (накопленной за предыдущие циклы) деформации и мгновенной деформации в интервале текущего цикла, источником которой могут являться удары, вибрации и т. п. Таким образом

$$\delta_D = \delta_{\max} + A = \left(1 + \frac{A}{\delta_{\max}}\right) \delta_{\max} = K_D \delta_{\max}, \quad (1)$$

где $\delta_{\max}$ – максимальное значение статической деформации образца, Па; A – амплитудное значение мгновенной деформации, мм/м; K_D – коэффициент динамичности при колебаниях.

Если деформация образца не превышает предела упругости материала, из которого он изготовлен, то возникающие напряжения пропорциональны деформациям:

$$p_D = p_C \left(1 + \frac{A}{\delta_{\max}}\right) = K_D p_C. \quad (2)$$

Тогда актуально следующее условие прочности:

$$p_D < [p],$$

где $[p]$ – допускаемая деформация, мм/м.

С учётом (1) и (2) проверка прочности при колебаниях сводится к оценке значения коэффициента динамичности K_D (или оценке амплитуды действующих колебаний) и статических напряжений образца.

Дифференциальное уравнение колебания пластины в отсутствие внешних возмущающих сил (вибраций) имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{Q}{g}x'' + P - Q = \\ = \frac{Q}{g}x'' + P_1 = \frac{Q}{g}x'' + az = 0, \end{aligned} \quad (3)$$

где x – координата геометрического центра пластины, который испытывает максимальные деформации при воздействии вибрации; x'' – второй интеграл координаты по времени, т. е. виброускорение центра пластины, м/с²; P – упругое сопротивление пластины, Па; $P_1 = (P - Q)$ – восстанавливающая сила, Па; Q – вес пластины, приведенный к центру пластины, Н; g – ускорение свободного падения м/с²; a – коэффициент пропорциональности, характеризующий необходимое усилие в направлении приложения вектора Q для единичной статической деформации пластины.

P_1 представляет собой дополнительное упругое сопротивление, возникающее как ответ на изменение координаты x (точки приведения массы пластины). В пределах упругой деформации материала пластины можно принять, что $P_1 = ax$.

Если в уравнении (3) учесть воздействие вибрации S в плоскости приложения веса пластины Q и сопротивление со стороны среды R , то:

$$\begin{aligned} \frac{Q}{g}x'' + P - Q - S + R = \frac{Q}{g}x'' + \\ + P_1 - S + R = \\ = \frac{Q}{g}x'' + az - S + R = 0, \end{aligned} \quad (4)$$

где S – вибрация, меняющаяся по случайному закону, Па; R – реакция со стороны среды, Па.

В большинстве случаев противодействие среды R принимается пропорциональным виброскорости объекта:

$$R = rx'.$$

В случае, когда вибрация имеет синусоидальный характер, уравнение (4) принимает вид

$$\frac{Q}{g}x'' + rx' + az = S_{\max} \sin \omega t, \quad (5)$$

где $S_{\max}$ – амплитуда вибрации, м; $\omega = 2\pi f$ – круговая частота вибрации, Гц.

Вводя коэффициент затухания n (6), уравнение (5) можно привести к виду (7):

$$n = \frac{rg}{2Q}, \quad (6)$$

где ω_0 – частота свободных колебаний пластины, возникающей в отсутствие S и R , Гц; n – коэффициент затухания.

$$x'' + 2nx' + \omega_0^2 x = \frac{gx}{Q} \sin \omega t. \quad (7)$$

Тогда амплитуда вынужденных колебаний пластины в геометрическом центре составит

$$\begin{aligned} A = \frac{H}{\frac{Q}{g} \sqrt{(\omega_0^2 - \omega^2) + 4n^2 \omega^2}} = \\ = \frac{\delta_n}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2 + 4\left(\frac{n}{\omega_0}\right)^2 \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2\right]^2}} = \beta \delta_n, \end{aligned} \quad (8)$$

где β – коэффициент нарастания колебаний; δ_n – статическая деформация пластины при $S_{\max}$, м/м.

Для исключения резонансного эффекта рекомендуется на этапе проектирования добиваться отношения частот:

$$0,7 \leq \frac{\omega}{\omega_0} \leq 1,3.$$

Учитывая эффект снижения собственной частоты колебания пластины с ростом усталостных напряжений, целесообразным представляется [1]:

$$0,7...0,8 \leq \frac{\omega}{\omega_0}.$$

Таким образом, на основании известных амплитуды вибрации пластины, материала, из которого она изготовлена, её конструктивных и технологических параметров возможно произвести расчёт максимальной деформации пластины.

Оптоволоконные датчики давления с чувствительным элементом, выполненным на решетке Брэгга, преобразуют измеренную деформацию в изменение энергетического спектра отраженной световой волны [7; 8; 9]:

$$\lambda_B = 2n_{\text{эфф}}\Lambda, \quad (9)$$

где λ_B – длина брэгговской волны, нм; $n_{\text{эфф}}$ – эффективный показатель преломления сердцевины световода; Λ – период брэгговской решетки, нм.

Таким образом, остаточный ресурс пластины (элемента обшивки ЛА) возможно контролировать, фиксируя изменение её (его) амплитуды вынужденных колебаний (вибрации) при помощи оптоволоконных датчиков деформации. Произведя предварительную оценку амплитуд вынужденных колебаний ряда прототипных пластин той же конфигурации и усреднив полученные значения,

следует ввести в полученную математическую модель оценки остаточного ресурса значение предельно допустимого напряженно-деформированного состояния (НДС) для данного элемента обшивки, при достижении которого реальным показателем эксплуатации ЛА следует прекратить до замены критичного элемента обшивки, т. е. реализуя принцип эксплуатации ЛА *по его техническому состоянию*.

Следует отметить, что с увеличением числа НДС в структуре образца имеет место не только изменение амплитуды деформации при воздействии вибрации с постоянными характеристиками [10], на принципе которой построена описанная выше математическая модель, но и другие события, например, снижение частоты собственных колебаний [11] пластины. Большой объем экспериментальной базы и теоретических трудов именно по первому явлению [12; 13; 14; 15; 16; 17; 18; 19; 20] при отсутствии необходимости применения второго как самоцели с точки зрения получения практического результата наиболее простым способом обуславливает выбор авторов статьи.

Авторы статьи обращают внимание на тот факт, что оптоволоконная архитектура СКД помимо описанных выше достоинств обладает ещё одним – хорошей конструктивной масштабируемостью, позволяющей при необходимости увеличивать число датчиков деформации на обшивке ЛА. В таком случае понадобится обновление базы данных в ча-

сти добавления предотказных параметров для элементов обшивки, вновь включенных в контур контроля СКД.

Выводы

Предложенная математическая модель связывает параметры вибрации гармонического характера, действующей на элемент конструкции (обшивки) ЛА, вызываемую ею величину деформации элемента обшивки и длину брэгговской волны с датчика давления и деформации

на поверхности обшивки, что после преобразования в электрический сигнал позволяет считывать, анализировать и накапливать данные о техническом состоянии данного элемента обшивки в сегменте встроенной памяти СКД.

Предложенная математическая модель требует программного моделирования и процесса доводки и уточнения методом многократных итераций и практических испытаний на реальных элементах обшивки ЛА.

Список литературы

1. Коптев Д. С., Мухин И. Е. Практические результаты расчетно-экспериментальных исследований по определению диапазонов изменения основных контролируемых параметров перспективных авиационных комплексов // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2023. Т. 1, № 3. С. 39–60.
2. Сизонов И. И., Мухин И. Е., Барабушка А. С. Подходы к определению остаточного ресурса основных узлов вертолёта с учётом выполненных профилей полёта // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2023. Т. 1, № 3. С. 61–73.
3. Бушуева М. Е., Беляков В. В. Диагностика сложных технических систем // Разработка радиационно стойких полупроводниковых приборов для систем связи и прецизионных измерений с использованием шумового анализа: труды 1-го совещания по проекту НАТО SfP-973799 Semiconductors. Н. Новгород: Талам, 2001. С. 63–98.
4. Мухин И. Е., Селезнев С. Л. Стратегия разработки систем диагностики и прогности технического состояния перспективных летательных аппаратов // Форум «Армия-2023»: материалы круглого стола. М.: Кубинка-1, 2023.
5. Fiber Optic Sensors in Structural Health Monitoring / José Miguel López-Higuera, Luis Rodriguez Cobo, Antonio Quintela Incera, Adolfo Cobo // Journal Of Lightwave Technology. 2011. Vol. 29, N 4. P. 587–608.
6. Fidanboyly K., Efendioglu H. S. Fiber Optic Sensors And Their Applications // International Advanced Technologies Symposium (IATS'09), May 13–15, 2009. Karabuk, Turkey. P. 72–78.
7. Варжель С. В. Волоконные брэгговские решетки. СПб.: Университет ИТМО, 2015. 65 с.

8. Медведков О. И., Королев И. Г., Васильев С. А. Запись волоконных брэгговских решеток в схеме с интерферометром Ллойда и моделирование их спектральных свойств / Российская академия наук. М., 2004. 46 с.

9. Russell S. J. A novel method for the localization of buried optical cables, where an incident EM-wave modulated the polarization of guided light using the Faraday effect // Measurement science and technology. 2004. N 15. P. 1–8.

10. Торгованов А. О., Московитин Г. В. Экспериментальное исследование деградации упругих свойств алюминиевых образцов при циклическом нагружении // XXXI Международная инновационная конференция молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС – 2019): сборник трудов конференции / Институт машиноведения им. А. А. Благонравова Российской академии наук. М., 2019. С. 191–194.

11. Виброскоростная характеристика усталостного разрушения материала и конструкций / И. Н. Овчинников, А. В. Артемьев, В. Н. Бакулин, Д. В. Бакулин, И. Д. Неутов [и др.] // Материалы XXI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2019), 2019 г., Алушта. М.: Издательство Московского авиационного института, 2019. С. 308–310.

12. Вибрация в технике / под ред. В. Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1981. Т. 5. 496 с.

13. Жихарь А. И., Лубенко В. Н. Вибрационная математическая модель судовых трубопроводов // Вестник Астраханского государственного технического университета. Серия: Морская техника и технология. 2007. № 2 (37). С. 103–106.

14. Ермишкин В. А., Овчинников И. Н. Оценка опасности режимов циклического нагружения для усталостной повреждаемости материалов // Актуальные проблемы надежности технологических, энергетических и транспортных машин: труды Международной научно-технической конференции. Самара, 2003. С. 414–421.

15. Овчинников И. Н. Диагностика усталостного разрушения материала через достоверность результатов испытаний на вибрацию // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018), 2018 г., Алушта. М.: Издательство Московского авиационного института, 2018. С. 425–427.

16. Ovchinnikov I. N., Stepnev V. A., Brantsevich P. Yu. Authenticity of the equivalent vibration tests // Proceedings 19 International Congress on Sound and Vibration. Vilnius, Lithuania, 2012. P. 45.

17. Вибрация в технике / под ред. В. Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1981. 496 с.

18. Ермишкин В. А., Мурат Д. П., Лепёшкин Ю. Д. Фотометрическая диагностика усталостного разрушения металлических материалов // Деформация и разрушение ма-

териалов и наноматериалов: сборник статей по материалам II Международной конференции / Институт металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова РАН. М., 2007. С. 605–613.

19. Остаточные напряжения и портативные рентгеновские дифрактометры для их определения / А. В. Котелкин, А. Д. Звонков, А. В. Лютцау, Д. Б. Матвеев. М.: ИРИАС, 2009. С. 423–435.

20. Определение остаточного ресурса и методы повышения уровня безопасности при эксплуатации конструкционных материалов в авиации / А. В. Котелкин, И. Г. Роберов, Д. Б. Матвеев, И. С. Леднев // Современные материалы, техника и технологии. 2016. № 1 (4). С. 104–113.

References

1. Koptev D. S., Mukhin I. E. Prakticheskie rezul'taty raschetno-eksperimental'nyh issledovaniy po opredeleniyu diapazonov izmeneniya osnovnykh kontroliruemykh parametrov perspektivnykh aviacionnykh kompleksov [Practical results of computational and experimental studies to determine the ranges of changes in the basic controlled parameters of promising aviation complexes]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universitetyu. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Medicinskoe priborostroenie = Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2023, vol. 1, no. 3, pp. 39–60.

2. Sizonov I. I., Mukhin I. E., Barabushka A. S. Podhody k opredeleniyu osta-tochnogo resursa osnovnykh uzlov vertolyota s uchyotom vypolnennykh profilej polyota [Approaches to determining the remaining resource of the main components of the helicopter, taking into account the completed field profiles]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Medicinskoe priborostroenie = Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2023, vol. 1, no. 3, pp. 61–73.

3. Bushueva M. E., Belyakov V. V. [Diagnostics of complex technical systems]. *Razrabotka radiacionno stojkih poluprovodnikovyyh priborov dlya sistem svyazi i precizionnykh izmerenij s ispol'zovaniem shumovogo analiza. Trudy 1-go soveshchaniya po proektu NATO SfP-973799 Semiconductors* [Development of radiation-resistant semiconductor devices for communication systems and precision measurements using noise analysis. Proceedings of the 1st meeting on the NATO project SfP-973799 Semiconductors]. N. Novgorod, Talam Publ., 2001, pp. 63–98. (In Russ.)

4. Mukhin I. E., Seleznev S. L. [Strategy for the development of diagnostic systems and diagnostics of the technical condition of promising aircraft]. *Forum "Armiya – 2023". Materialy kruglogo stola* [Forum "Army-2023". Materials of the round table]. Moscow, Kubinka-1 Publ., 2023. (In Russ.)

5. José Miguel López-Higuera, Luis Rodriguez Cobo, Antonio Quintela Incera, Adolfo Cobo. Fiber Optic Sensors in Structural Health Monitoring. *Journal of Lightwave Technology*, 2011, vol. 29, no. 4, pp. 587–608.
6. Fidanboyly K., Efendioglu H. S. Fiber Optic Sensors And Their Applications. International Advanced Technologies Symposium (IATS'09), May 13–15, 2009. Karabuk, Turkey, pp. 72–78.
7. Varzhel S. V. Volokonnye breggovskie reshetki [Fiber Bragg gratings]. St. Petersburg, ITMO University Publ., 2015. 65 p.
8. Medvedkov O. I., Korolev I. G., Vasiliev S. A. Zapis' volokonnykh breggovskikh reshetok v skheme s interferometrom Lloyda i modelirovanie ih spektral'nykh svoystv [Recording of fiber Bragg gratings in a scheme with a Lloyd interferometer and modeling of their spectral properties]. Moscow, Russian Academy of Sciences Publ., 2004. 46 p.
9. Russell S. J. A novel method for the localization of buried optical cables, where an incident EM-wave modulated the polarization of guided light using the Faraday effect. *Measurement Science and Technology*, 2004, no. 15, pp. 1–8.
10. Torgovanov A. O., Moskovitin G. V. [Experimental study of the degradation of elastic properties of aluminum samples under cyclic loading]. *XXXI Mezhdunarodnaya innovatsionnaya konferenciya molodykh uchenykh i studentov po problemam mashinovedeniya (MIKMUS – 2019). Sbornik trudov konferencii* [XXXI International Innovative Conference of Young scientists and Students on problems of Machine science (MICMUS – 2019). Proceedings of the conference]. Moscow, A. A. Blagonravov Institute of Machine Science of the Russian Academy of Sciences Publ., 2019, pp. 191–194. (In Russ.)
11. Ovchinnikov I. N., Artemyev A. V., Bakulin V. N., Bakulin D. V., Neutov I. D., eds. [Vibration-velocity characteristics of fatigue failure of materials and structures]. *Materialy XXI Mezhdunarodnoj konferencii po vychisli-tel'noj mekhanike i sovremennym prikladnym programmnyy sistemam (VMSPPS'2019), 2019 g., Alushta* [Proceedings of the XXI International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (VMSPPS'2019), 2019, Alushta]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2019, pp. 308–310. (In Russ.)
12. Vibratsiya v tekhnike [Vibration in technology]; ed. by V. N. Chelomey. Moscow, Mechanical Engineering, 1981, vol. 5. 496 p.
13. Zhikhar A. I., Lubenko V. N. Vibratsionnaya matematicheskaya model' sudovykh truboprovodov [Vibration mathematical model of ship pipelines]. *Vestnik Astrahanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Seriya: Morskaya tekhnika i tekhnologiya = Bulletin of the Astrakhan State Technical University. Series: Marine Engineering and Technology*, 2007, no. 2 (37), pp. 103–106.

14. Ermishkin V. A., Ovchinnikov I. N. [Hazard assessment of the danger of cyclic loading modes for fatigue damage of materials]. *Aktual'nye problemy nadezhnosti tekhnologicheskikh, energeticheskikh i transportnykh mashin. Trudy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferencii* [Actual problems of reliability of technological, energy and transport machines: proceedings of the International Scientific and Technical Conference]. Samara, 2003, pp. 414-421. (In Russ.)
15. Ovchinnikov I. N. [Diagnostics of fatigue failure of the material through the reliability of vibration test results]. *Materialy XII Mezhdunarodnoy konferencii po prikladnoy matematike i mekhanike v aerokosmicheskoy otrasli (NPNJ'2018), 2018 g., Alushta* [Proceedings of the XII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (NPNJ'2018), 2018, Alushta]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2018, pp. 425–427. (In Russ.)
16. Ovchinnikov I. N., Stepnev V. A., Brantsevich P. Yu. Authenticity of the equivalent vibration tests. Proceedings 19 International Congress on Sound and Vibration. Vilnius, Lithuania, 2012, p. 45.
17. Vibratsiya v tekhnike [Vibration in technology]; ed. by V. N. Chelomey. Moscow, Mechanical Engineering Publ., 1981. 496 p.
18. Ermishkin V. A., Murat D. P., Lepeshkin Yu. D. [Photometric diagnostics of fatigue failure of metallic materials]. *Deformatsiya i razrushenie materialov i nanomaterialov. Sbornik statej po materialam II Mezhdunarodnoy konferencii* [Deformation and destruction of materials and nanomaterials. Collection of articles based on the materials of the II International Conference]. Moscow, A. A. Baykov Institute of Metallurgy and Materials Science of the Russian Academy of Sciences Publ., 2007, pp. 605-613. (In Russ.)
19. Kotelkin A. V., Zvonov A. D., Lutzau A. V., Matveev D. B. Ostatochnye napryazheniya i portativnye rentgenovskie difraktometry dlya ih opredeleniya [Residual stresses and portable X-ray diffractometers for their determination]. Moscow, IRIAS Publ., 2009, pp. 423–435.
20. Kotelkin A. V., Roberov I. G., Matveev D. B., Lednev I. S. Opreделение ostatochnogo resursa i metody povysheniya urovnya bezopasnosti pri ekspluatirovanii konstruktsionnykh materialov v aviatsii [Determination of the residual resource and methods of increasing the level of safety in the operation of structural materials in aviation]. *Sovremennye materialy, tekhnika i tekhnologii = Modern Materials, Equipment and Technologies*, 2016, no. 1 (4), pp. 104–113.

Информация об авторах / Information about the Authors

Сизонов Иван Игоревич, студент кафедры космического приборостроения и систем связи, Юго-Западный государственный университет, г. Курск, Российская Федерация, e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru, ORCID: 0009-0008-0697-091X

Ivan I. Sizonov, Student of the Department of Space Instrumentation and Communication, Southwest State University, Kursk, Russian Federation, e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru, ORCID: 0009-0008-0697-091X

Барабушка Александр Сергеевич, заместитель генерального конструктора, Национальный центр вертолетостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, Томилино, Московская область, Российская Федерация, e-mail: bas2701@yandex.ru

Alexander S. Barabushka, Deputy General Designer, M. L. Mil and N. I. Kamov National Helicopter Building Center, Tomilino, Moscow Region, Russian Federation, e-mail: bas2701@yandex.ru

Мухин Иван Ефимович, доктор технических наук, профессор кафедры космического приборостроения и систем связи, Юго-Западный государственный университет, г. Курск, Российская Федерация, e-mail: MukhinI@aviaavtomatika.ru, ORCID: 0009-0005-1583-6550

Ivan E. Mukhin, Dr. of Sci. (Engineering), Professor of the Department of Space Instrumentation and Communications, Southwest State University, Kursk, Russian Federation, e-mail: MukhinI@aviaavtomatika.ru, ORCID: 0009-0005-1583-6550