

<https://doi.org/10.21869/2223-1536-2024-14-1-36-49>



УДК 620.169.1

Исследование воздействия концентратора механических напряжений на процессы возникновения и развития трещин в конструкционных элементах авиационной техники

И. И. Сизонов¹✉, Е. Л. Лебедев², А. Н. Попов³, И. Е. Мухин¹

¹ Юго-Западный государственный университет
ул. 50 лет Октября, д. 94, г. Курск 305000, Российская Федерация

² Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского
ул. Ждановская, д. 13, г. Санкт-Петербург 197198, Российская Федерация

³ АО «Авиаавтоматика» имени В. В. Тарасова
ул. Запольная, д. 47, г. Курск 305040, Российская Федерация

✉ e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru

Резюме

Цель исследования – исследование закономерностей развития трещин в конструкционных элементах авиационной техники от концентратора напряжений при воздействии растягивающего вдоль главной оси усилия, симметричных знакопеременных нагрузок (вибраций) и комбинированного воздействия с целью определения критичности эксплуатации изделий авиационной техники с дефектами типа трещин, обоснование либо опровержение потребности в исследовании и эксплуатации процессов развития напряженно-деформированных состояний, предшествующих возникновению трещины, в системах и комплексах периодического, предполетного и оперативного контроля технического состояния изделий авиационной техники.

Методы. Экспериментальное исследование закономерностей развития трещин от концентратора напряжений в конструкционных элементах двух форм-факторов: цилиндрического образца (ГОСТ 25347-82), имитирующего стрингер или несущую конструкционную балку, и пластинчатого образца (ГОСТ 1497-84), имитирующего элемент обшивки летательного аппарата. Цилиндрические образцы подвергались деформированию, вызванному кинетикой вращения, пластинчатые образцы подвергались одноосному растягивающему напряжению и воздействию знакопеременных нагрузок (вибраций) по отдельности и комбинированно.

Результаты. Изучены закономерности приповерхностного и глубинного развития трещин, их связь с частотой приложения симметричных знакопеременных нагрузок. Установлены выражения для приближенного инженерного расчета предела выносливости материала, площади поверхности разрушения и постоянной выносливости с точностью аппроксимации около 0,8. Для образцов в форме плоских пластин построена диаграмма «напряжение-деформация», наглядно иллюстрирующая снижение выносливости материала к воздействию комбинированных нагрузок по отношению к воздействию только статических растягивающих напряжений. Оценено примерное количество остаточных циклов до разрушения конструктивного элемента с учетом амплитудно-частотных параметров действующей вибрации при наличии трещины в образце.

© Сизонов И. И., Лебедев Е. Л., Попов А. Н., Мухин И. Е., 2024

Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2024; 14(1): 36–49

Приведена методика оценки с применением коэффициента интенсивности нагрузок и математическими выражениями для его расчета.

Заключение. Сделан вывод о необходимости анализа динамики развития напряженно-деформированных состояний (усталости) материала как состояний, предшествующих появлению трещин, для осуществления достаточного контроля технического состояния конструктивных элементов изделий авиационной техники.

Ключевые слова: сплав Д16А; знакопеременная симметричная нагрузка; трещина; поверхность разрушения; концентратор механических напряжений; коэффициент интенсивности нагрузок.

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

Для цитирования: Исследование воздействия концентратора механических напряжений на процессы возникновения и развития трещин в конструкционных элементах авиационной техники / И. И. Сизонов, Е. Л. Лебедев, А. Н. Попов, И. Е. Мухин // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2023. Т. 14, № 1. С. 36–49. <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2024-14-1-36-49>.

Поступила в редакцию 18.01.2024

Подписана в печать 15.02.2024

Опубликована 29.03.2024

Investigation of the Effect of a Mechanical Stress Concentrator on the Processes of Occurrence and Development of Cracks in Structural Elements of Aviation Equipment

Ivan I. Sizonov¹✉, Evgeny L. Lebedev¹, Alexander N. Popov¹, Ivan E. Mukhin¹

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

² Mozhaisky Military Space Academy
13 Zhdanovskaya Str., St. Petersburg 197198, Russian Federation

³ JSC "Aviaautomatics" named after V. V. Tarasov"
47 Zapolnaya Str., Kursk 305040, Russian Federation

✉ e-mail: Ivan.sizonov2017@yandex.ru

Abstract

The purpose of the research is investigation of the patterns of crack development in structural elements of aviation equipment from a stress concentrator under the influence of a force stretching along the main axis, symmetrical alternating loads (vibrations) and combined effects in order to determine the criticality of operation of aircraft products with crack-type defects, substantiation or refutation of the need for research and operation of the processes of development of stress-strain states preceding the occurrence of a crack, in systems and complexes of periodic, preflight and operational control of the technical condition of aircraft products.

Methods. Experimental study of the patterns of crack development from a stress concentrator in structural elements of two form factors: a cylindrical sample (GOST 25347-82) simulating a stringer or a load-bearing structural beam, and a plate sample (GOST 1497-84), simulating an aircraft skin element. Cylindrical samples were subjected to deformation caused by the kinetics of rotation, plate samples were subjected to uniaxial tensile stress and the effects of alternating loads (vibrations) individually and in combination.

Results. The patterns of near-surface and deep crack development, their relationship with the frequency of application of symmetric alternating loads, have been studied. Expressions are established for the approximate engineering calculation of the material endurance limit, fracture surface area and constant endurance with an approximation accuracy

of about 0.8. For samples in the form of flat plates, a stress-strain diagram is constructed, clearly illustrating the decrease in the endurance of the material to the effects of combined loads in relation to the effects of static tensile stresses only. The approximate number of residual cycles before the structural element is destroyed is estimated, taking into account the amplitude-frequency parameters of the acting vibration in the presence of a crack in the sample. The estimation method using the load intensity coefficient and mathematical expressions for its calculation is given.

Conclusion. It is concluded that it is necessary to analyze the dynamics of the development of stress-strain states (fatigue) of the material as states preceding the appearance of cracks in order to carry out sufficient control of the technical condition of structural elements of aircraft products.

Keywords: alloy D16A; alternating symmetrical load; crack; fracture surface; mechanical stress concentrator; load intensity coefficient.

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., Lebedev E. L., Popov A. N., Mukhin I. E. Investigation of the Effect of a Mechanical Stress Concentrator on the Processes of Occurrence and Development of Cracks in Structural Elements of Aviation Equipment. *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*. 2024; 14(1): 36–49. (In Russ.) <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2024-14-1-36-49>.

Received 18.01.2024

Accepted 15.02.2024

Published 29.03.2024

Введение

Современная авиационная промышленность вынуждена решать непростую задачу разработки системного подхода к оценке остаточного ресурса парка летательных аппаратов (далее – ЛА) гражданского и военного назначения [1]. С одной стороны, сложность ситуации обусловлена необходимостью контроля стремительно изнашивающегося парка изделий советского периода [2], с другой – прогрессом научно-технической мысли [3], охватывающим область авиастроения вплоть до регионального уровня [4]. Нельзя исключать из анализа человеческий фактор [5]. С целью обеспечения потребностей более глубокого контроля воздушных средств применяется отечественный [6] и анализируется зарубежный опыт [7].

Называет необходимость апробации и внедрения альтернативных

методик оценки остаточного ресурса изделий авиационной техники [8]. Отечественные авторы анализируют и предлагают альтернативную [9], модифицированную [10] методики определения остаточного ресурса, рассматривают проблему его рационального расхода с целью повышения безопасности эксплуатации ЛА [11] или эксплуатации изделий по техническому состоянию [12]. Инновационным предложением является использование оптоволоконных технологий для построения систем контроля технического состояния ЛА [13].

Развитие отечественного [14] и зарубежного материаловедения представляет возможность использования новых [15] жаропрочных [16] или термостойких [17], облегченных алюминиевых [18] сплавов, однако процедуры их контроля ещё предстоит гармонично включить в систему комплексного

подхода к оценке технического состояния несущих конструкций ЛА.

Материалы и методы

Экспериментальные исследования закономерностей деградации структуры материала несущих конструкций ЛА при воздействии симметричных знакопеременных нагрузок производились для

изготовленных из сплава Д16А (дюралюминий) образцов двух форм-факторов: цилиндрического образца (в соответствии с ГОСТ 25347-82), имитирующего стрингер или несущую конструкционную балку (см. рис. 1), и образца пластинчатой формы (по ГОСТ 1497-84), имитирующего непосредственно элемент обшивки.

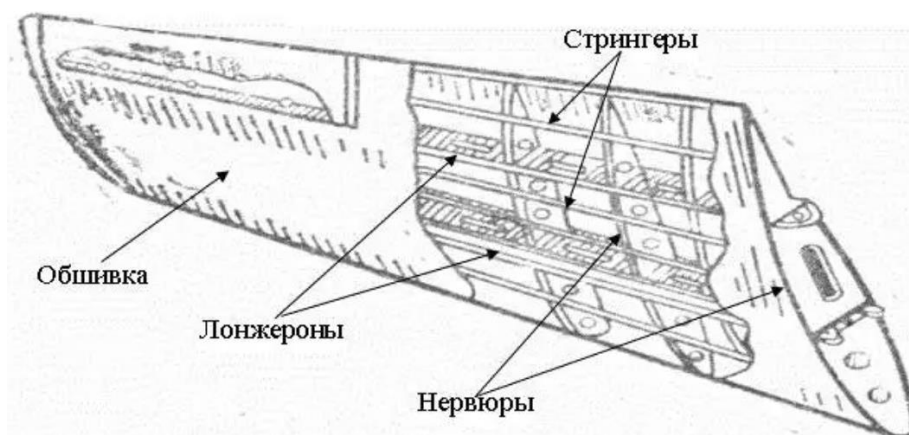


Рис. 1. Элементы конструкции ЛА

Fig. 1. Elements of the aircraft structure

В первой серии экспериментов цилиндрические образцы подвергались деформированию различной интенсив-

ности, которая обуславливалась скоростью вращения образца в захватах установки МУИ-6000 (рис. 2).



Рис. 2. Установка МУИ-6000

Fig. 2. Installation of MUI-6000

Для обеспечения испытаний указанная установка была доработана с целью обеспечения трех скоростных режимов: 6000, 60 и 6 оборотов в минуту. Амплитуда цикла составляла от 50 до 300 МПа в соответствии с данными, полученными эмпирическим путем при замерах на имитаторах и реальных ЛА, находящихся в эксплуатации.

В процессе испытаний посредством системы микровидеонаблюдения на основе микроскопа-камеры МК-13 фиксировался момент появления трещины, скорость и особенности её развития, момент разрушения образца с последующим изучением характера разрушения микрофрактографическими методами анализа.

Во второй серии экспериментов набор образцов в форме пластины подвергался сначала одноосному растяжению, а затем комбинированному воздействию одноосного растяжения и вибрации. Растяжение производилось посредством растяжной машины ИР 5113-100-11 (до 100 МПа), скорость движения активного захвата составляла от 0,4 до 5 мм/мин. Частота вибрации составляла от 5 до 40 Гц с направлением как поперек, так и вдоль оси растяжения. Контроль вибрационных нагрузок образца производился при помощи измерительного контура в составе пьезоэлектрического акселерометра ВС 110, анализатора спектра ZET 017-U4 и ПК с установленным программным пакетом ZetLab (рис. 3).



Рис. 3. Фотография испытательной установки с закрепленной пластиной

Fig. 3. Photo of a test rig with a fixed plate

Результаты и их обсуждение

По результатам первой серии экспериментов (испытания образца цилиндрической формы) выявлено следующее:

– в отличие от обычной усталостной трещины появление инициируемой трещины от концентратора напряжений (отверстий, дефектов структуры и т.д.)

происходит практически сразу (в течение первых 5...15 циклов нагружения);

– низкая скорость вращения образца (6 об/мин) допускает пластичное деформирование устья магистральной (основной) трещины, что обуславливает её рост, магистральная трещина не имеет тенденции к разветвлению. Развитие трещины происходит преимущественно по нормали к оси образца, что приводит к его разрушению за рекордно малое (в рамках серии экспериментов) количество циклов нагружения. Разрушение носит вязкий характер. Площадь поверхности разрушения составляет примерно 60 мм²;

– большая скорость вращения образца (6000 об/мин) приводит к скорейшему развитию трещины, однако устье трещины не успевает пластично деформироваться, вследствие чего магистральная трещина имеет тенденцию к разветвлению, причем в приповерхностных слоях и касательных относительно оси образца проекциях. Разрушение

носит квазихрупкий характер. Площадь поверхности разрушения составляет в среднем 300 мм²;

– для средней скорости вращения (60 об/мин) имеет место конкуренция двух процессов – приповерхностного и глубинного развития трещин. Количество циклов до разрушения в этом случае незначительно выше, чем при скорости 6 об/мин, площадь поверхности разрушения составляет примерно 100 мм².

Дополнительно выяснено, что предел выносливости образца снизился с $\sigma_{-1K} = 15$ кг/мм² без концентратора напряжения до $\sigma_{-1K} \approx 10$ кг/мм² (при 6000 об/мин) и $\sigma_{-1K} \approx 5$ кг/мм² (при 60 и 6 об/мин) при наличии концентратора напряжения.

Получен ряд эмпирических выражений для инженерного расчета величин предела выносливости (1), площади поверхности разрушения (2) и постоянной выносливости (3) с точностью аппроксимации около 0,8:

$$\sigma_{-1}^K = 2^{-7} \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right)^2 + 0,009 \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right) + 5, \quad (1)$$

$$F = 5 \cdot 10^{-6} \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right)^2 + 0,07 \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right) + 59, \quad (2)$$

$$C_{\sigma}^K = 3 \cdot 10^{-7} \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right)^2 + 0,003 \left(\frac{V_{\text{ДЕФ}} E}{2\pi \sigma_a} \right) + 19, \quad (3)$$

где σ_{-1}^K – предел выносливости материала, кг/мм²; F – площадь поверхностного разрушения, мм²; C_{σ}^K – постоянная выносливости (безразмерная величина); $V_{\text{ДЕФ}}$ – скорость деформирования образца, мм/с; E – модуль упругости

конструкционных алюминиевых сплавов, кг/мм²; σ_a – амплитуда цикла, кг/мм².

При анализе исходных данных и подборки источников литературы для второй серии экспериментов (испытания образца в форме пластины) с

комбинированным воздействием были отмечены проблемы:

- отсутствие системного подхода;
- отсутствие свежих исследований в указанной области;
- избыточное цитирование в новых статьях более старых положений.

Результаты испытаний только с приложением одноосного растяжения

говорят о появлении и росте иницируемой трещины (от концентратора напряжений) при растягивающем усилии вдоль основной оси от 200–350 МПа, что составляет 50–75% от $\sigma_{0,2}$ – условного предела пропорциональности материала Д16А. Графическое представление результатов испытаний приведено ниже (рис. 4–6).

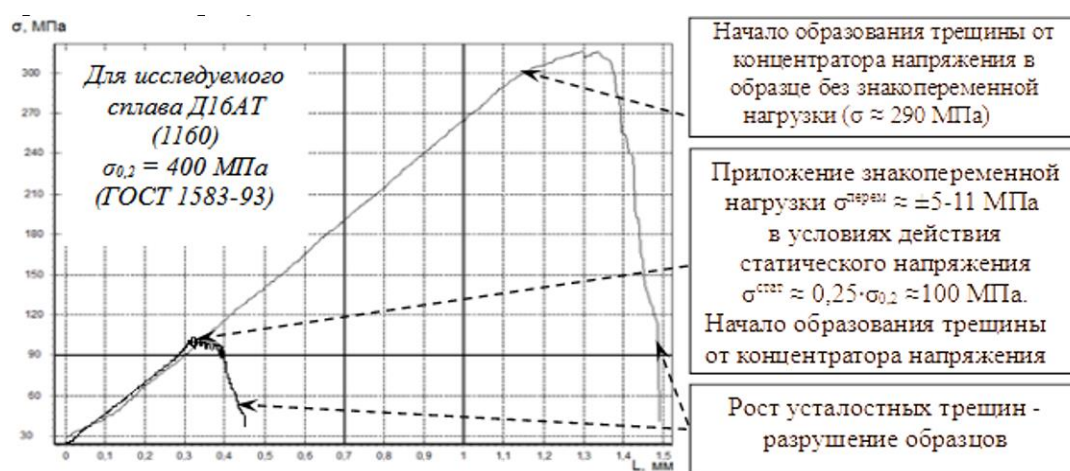


Рис. 4. Диаграмма вида «напряжение-деформация»

Fig. 4. Stress-strain diagram

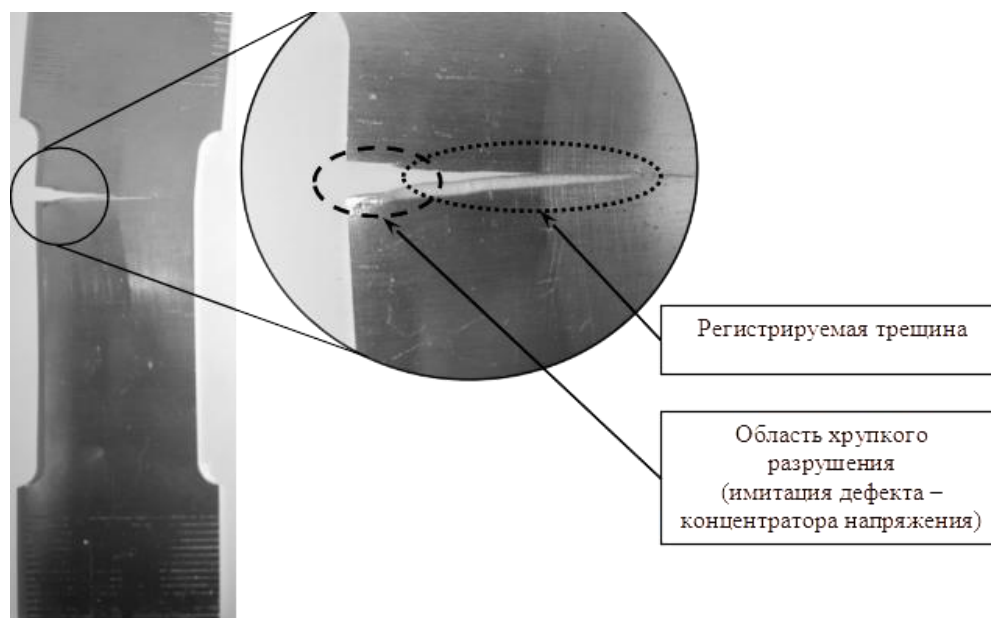


Рис. 5. Фотография образца после приложения одноосного растяжения

Fig. 5. Photo of the sample after applying uniaxial stretching

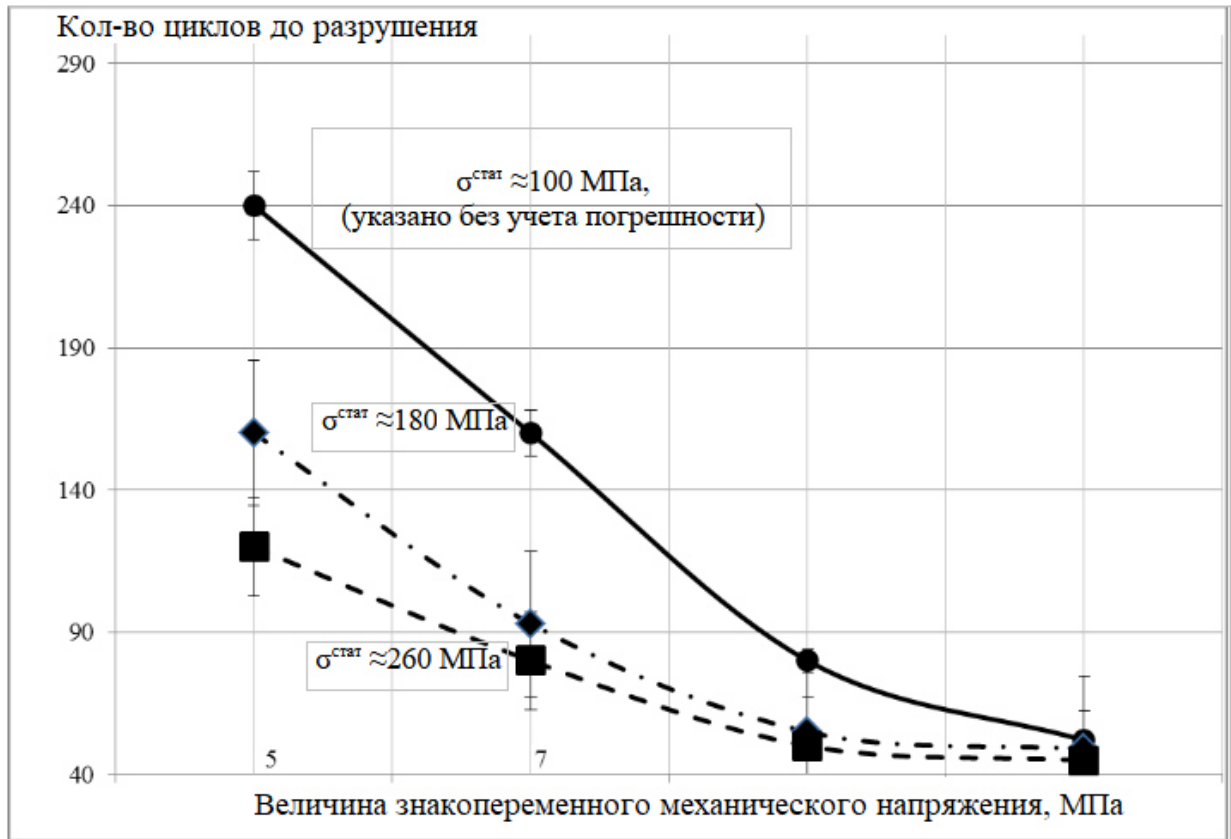


Рис. 6. Количество циклов до разрушения от величины знакопеременного механического напряжения

Fig. 6. The number of cycles to failure depends on the magnitude of alternating mechanical stress

На практике для оценки трещиностойкости конструктивных элементов используется коэффициент интенсивности напряжений K , определяющий условие роста трещины.

$$K = \sigma \sqrt{l} \cdot Y(\lambda), \quad (4)$$

где σ – величина знакопеременного механического напряжения, МПа; l – длина трещины, мм; λ , $Y(\lambda)$ – безразмерные коэффициенты [см. выражения (5) и (6)].

$$\lambda = \frac{1}{b}, \quad (5)$$

где b – ширина конструктивного элемента в направлении развития трещины, мм.

$$Y(\lambda) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,70\lambda^2 - 38,48\lambda^3 + 53,85\lambda^4. \quad (6)$$

Из анализа динамики роста трещин от концентратора напряжений и с учетом диапазона остаточных циклов до разрушения можно говорить о том, что наличие трещины в любом случае является неприемлемым для конструктивных элементов авиации, появление подобного дефекта во время полета может привести даже к отсутствию возможности благополучной посадки (с учетом критичности дефектного элемента).

Следует отметить, что причиной разрушения может оказаться не только дефект эксплуатационного [19] рода, но и технологического [20]. Так, нарушение процесса термоупрочнения рассмотренного материала (Д16А) может привести к появлению микропор и трещин внутри его структуры, причем длина этих трещин может варьироваться от микрон до миллиметров. Опасность этих трещин высока еще и с учетом того факта, что их вершины являются острыми, а значит, способствуют скорейшему росту дефекта.

Выводы

Помимо выводов, касающихся закономерностей развития и разрушения

элементов авиационных несущих конструкций, следует сделать вывод о ключевой роли в обеспечении безопасности эксплуатации изделий авиационной техники именно прогнозирования появления трещин, поскольку факт её появления уже сам по себе является критичным событием. С другой стороны, прогноз и оценка остаточного ресурса изделий до появления дефектов данного рода позволяют осуществлять выборочный полный или углубленный контроль уязвимых элементов конструкций, делают возможным составление предпочтительного плана эксплуатации с целью равномерного расхода остаточного ресурса и, конечно, повышения безопасности авиаперевозок.

Список литературы

1. Куртаев С. Ж. Теория и практика контроля и диагностики систем воздушных судов гражданской авиации // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2016. Т. 2. С. 242–244.
2. Чапенко А. А. Российский рынок гражданской авиации на современном этапе // Экономика и бизнес. 2019. № 8. С. 186–189. <https://doi.org/10.24411/2411-0450-2019-11140>.
3. Бодрова Е. В. Эволюция отечественного авиастроения в постсоветский период // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2016. № 2-6. С. 29–31.
4. Васильцова А. Динамика гражданского авиастроения на советском и постсоветском пространстве: региональный аспект // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Естественные науки. 2019. № 4. С. 72–83. <https://doi.org/10.18384/2310-7189-2019-4-72-83>.
5. Ступаков В. Я. Проблемы обеспечения летной годности воздушных судов: экономические аспекты // Экономика: вчера, сегодня, завтра. 2022. Т. 12, № 9А. С. 667–673. <https://doi.org/10.34670/AR.2022.68.55.074>.
6. Саидумаров И. М., Умаров А. А., Закиров Р. Анализ возможностей централизованной системы встроенного контроля и диагностики для дистанционного контроля

7. Зарубежный опыт создания и применения систем FIS (Fight Inspection Systems) для контроля характеристик и сертификации авионики и аэронавигационного обеспечения воздушных судов с использованием DGPS-подсистем / В. П. Харченко, А. А. Жалило, В. В. Конин, В. М. Кондратюк // Аэрокосмические системы мониторинга и управления: материалы VI Международной научно-технической конференции. Киев: Национальный авиационный университет, 2004. Т. 2. С. 21–29.

8. Фейгенбаум Ю. М., Соколов Ю. С. Анализ современного состояния и перспектив развития отечественной системы мониторинга эксплуатации силовой конструкции гражданских ВС // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7 (318). С. 14–23.

9. 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.

10. Гаврильев И. М., Корольков Д. И., Гравит М. В. Модифицированная методика расчета остаточного ресурса с использованием экспоненциального распределения // Вестник Евразийской науки. 2019. № 2. С. 89–103.

11. Определение остаточного ресурса и методы повышения уровня безопасности при эксплуатировании 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.

12. Вараксина Я. М., Бухаров А. Е. Порядок перевода авиационных радиовысотомеров на техническую эксплуатацию по состоянию // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2016. Т. 2. С. 244–251.

13. 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. 52–64.

14. Баранов М. И. Антология выдающихся достижений в науке и технике. Часть 41: композиционные материалы: их классификация, технологии изготовления, свойства и области применения в современной технике // Электротехника. Выдающиеся события. Знаменитые имена. 2017. № 6. С. 3–13.

15. Xia Q. Overview of aerospace materials and their applications // Theoretical and Natural Science. 2023. N 13. P. 115–120. <https://doi.org/10.54254/2753-8818/13/20240808>.

16. Research progress on heat treatment process of superalloys / L. J. Cui, X. Y. Lin, Q. Zhu, C. J. Wang, P. Zhang // *Materials Reports*. 2016. N 4. P. 106–117.
17. Exploring gradient pathways in high temperature, functionally graded alloys a new approach aims to fabricate parts with targeted, site-specific properties for a wide range of applications in extreme environments within the aviation, space, and energy sectors / S. Nag, B. Jordan, K. An, J. Tiley, C. Zhang, F. Zhang // *Advanced Materials & Processes*. 2022. Vol. 180, N 2. P. 16–20.
18. Development and applications of aluminum alloys for aerospace industry / S. S. Li, X. Yue, Q. Y. Li, H. L. Peng, B. X. Dong, T. S. Liu, H. Y. Yang, J. Fan, S. L. Shu, F. Qiu, Q. C. Jiang // *Journal of Materials Research and Technology*. 2023. N 2. P. 112–119. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2023.09.274>.
19. Карташова Е. Д. Исследование влияния технологических дефектов на формирование статистических полей напряжений в композиционных материалах лопастей квадрокоптеров // *Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки*. 2023. № 3(67). С. 173–185. <https://doi.org/10.21685/2072-3059-2023-3-13>. EDN QHDUBI.
20. Карташова Е. Д., Муйземнек А. Ю. Технологические дефекты слоистых полимерных материалов // *Технические науки. Машиностроение и машиноведение*. 2017. № 2 (42). С. 79–89.

References

1. Kurtaev S. J. Teoriya i praktika kontrolya i diagnostiki sistem vozdushnyh sudov grazhdanskoj aviacii [Theory and practice of control and diagnostics of civil aviation aircraft systems]. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo" = Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality"*, 2016, vol. 2, pp. 242–244.
2. Chapenko A. A. Rossijskij rynek grazhdanskoj aviacii na sovremennom etape [The Russian civil aviation market at the present stage]. *Ekonomika i biznes = Economics and Business*, 2019, no. 8, pp. 186–189. <https://doi.org/10.24411/2411-0450-2019-11140>
3. Bodrova E. V. Evolyuciya otechestvennogo aviastroeniya v postsovetskij period [Evolution of domestic aircraft industry in the post-Soviet period]. *Aktual'nye problemy gumanitarnyh i estestvennyh nauk = Actual Problems of the Humanities and Natural Sciences*, 2016, no. 2-6, pp. 29–31.
4. Vasil'tsova A. Dinamika grazhdanskogo aviastroeniya na sovetskom i postsovetskom prostranstve: regional'nyj aspekt [Dynamics of civil aviation in the Soviet and post-Soviet space: a regional aspect]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo oblastnogo universiteta. Seriya: Estestvennye nauki = Bulletin of the Moscow State Regional University. Series: Natural Sciences*, 2019, no. 4, pp. 72–83. <https://doi.org/10.18384/2310-7189-2019-4-72-83>

5. Stupakov V. Ya. Problemy obespecheniya letnoj godnosti vozdushnyh sudov: ekonomicheskie aspekty [Problems of ensuring the airworthiness of aircraft: economic aspects]. *Ekonomika: vchera, segodnya, zavtra = Economics: Yesterday, Today, Tomorrow*, 2022, vol. 12, no. 9A, pp. 667–673. <https://doi.org/10.34670/AR.2022.68.55.074>
6. Saidumarov I. M., Umarov A. A., Zakirov R. Analiz vozmozhnostej centralizovannoj sistemy vstroennogo kontrolya i diagnostiki dlya distancionnogo kontrolya parametrov vozdushnyh sudov [Analysis of the capabilities of a centralized integrated monitoring and diagnostics system for remote control of aircraft parameters]. *International Scientific and Practical Conference World Science*, 2016, vol. 1, no. 5(9), pp. 79–82. EDN VWANML
7. Kharchenko V. P., Zhalilo A. A., Konin V. V., Kondratyuk V. M. [Foreign experience in the creation and application of FIS (Fight Inspection Systems) systems for the control of characteristics and certification of avionics and aeronautical support of aircraft using DGPS (DGNSS) subsystems]. *Aerokosmicheskie sistemy monitoringa i upravleniya. Materialy VI Mezhdunarodnoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [Aerospace monitoring systems and management. Materials of the VI International Scientific and Technical Conference]. Kiev, National Aviation University, 2020, vol. 2, pp. 21–29. (In Russ.)
8. Feigenbaum Yu. M., Sokolov Yu. S. Analiz sovremennogo sostoyaniya i perspektiv razvitiya otechestvennoj sistemy monitoringa ekspluatatsii silovoj konstrukcii grazhdanskih VS [Analysis of the current state and prospects of development of the domestic monitoring system for the operation of the power structure of civil aircraft]. *Nauchnyj vestnik GosNII GA = Scientific Bulletin GosNII GA*, 2015, no. 7 (318), pp. 14–23.
9. Sizonov I. I., Mukhin I. E., Barabushka A. S. Podhody k opredeleniyu ostatochnogo resursa osnovnyh uzlov vertolyota s uchyotom vypolnennyh profilej polyota [Approaches to determining the residual life of the main components of the helicopter, taking into account the completed flight 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.
10. Gavril'yev I. M., Korolkov D. I., Gravit M. V. Modificirovannaya metoda rascheta ostatochnogo resursa s ispol'zovaniem eksponencial'nogo raspredeleniya [Modified method of calculating the residual resource using exponential distribution]. *Vestnik Evrazijskoj nauki = Bulletin of Eurasian Science*, 2019, no. 2, pp. 89–103.
11. Kotelkin A. V., Roberov I. G., Matveev D. B., Lednev I. S. Opredelenie ostatochnogo resursa i metody povysheniya urovnya bezopasnosti pri ekspluatirovanii konstrukcionnykh 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.

12. Varaksina Ya. M., Bukharov A. E. Poryadok perevoda aviacionnyh radiovyso-tomerov na tekhnicheskuyu ekspluatatsiyu po sostoyaniyu [The procedure for transferring aviation radio altimeters to technical operation according to the state]. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo" = Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality"*, 2016, vol. 2, pp. 244–251.

13. Sizonov I. I., Barabushka A. S., Mukhin I. E. Dvuhetapnaya matematicheskaya model' ocenki rezhimov vynuzhdennyh vibracij elementa obshivki letatel'nogo apparata s primeneniem optovolokonnyh tekhnologij [A two-stage mathematical model for evaluating the modes of forced vibrations of an aircraft skin element using fiber-optic technologies]. *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. 13, no. 3, pp. 52–64.

14. Baranov M. I. Antologiya vydayushchihsya dostizhenij v nauke i tekhnike. Chast' 41: kompozicionnye materialy: ih klassifikaciya, tekhnologii izgotovleniya, svoystva i oblasti primeneniya v sovremennoj tekhnike [Anthology of outstanding achievements in science and technology. Part 41: composite materials: their classification, manufacturing technologies, properties and applications in modern technology]. *Elektrotekhnika. Vydayushchiesya sobytiya. Znamenitye imena = Electrical Engineering. Outstanding Events. Famous Names*, 2017, no. 6, pp. 3–13.

15. Xia Q. Overview of aerospace materials and their applications. *Theoretical and Natural Science*, 2023, no. 13, pp. 115–120. <https://doi.org/10.54254/2753-8818/13/202408>

16. Cui L. J., Lin X. Y., Zhu Q., Wang C. J., Zhang P. Research progress on heat treatment process of superalloys. *Materials Reports*, 2016, no. 4, pp. 106–117.

17. Nag S., Jordan B., An K., Tiley J., Zhang C., Zhang F. Exploring gradient pathways in high temperature, functionally graded alloys a new approach aims to fabricate parts with targeted, site-specific properties for a wide range of applications in extreme environments within the aviation, space, and energy sectors. *Advanced Materials & Processes*, 2022, vol. 180, no. 2, pp. 16–20.

18. Li S. S., Yue X., Li Q. Y., Peng H. L., Dong B. X., Liu T. S., Yang H. Y., Fan J., Shu S. L., Qiu F., Jiang Q. C. Development and applications of aluminum alloys for aerospace industry. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023, no. 2, pp. 112–119. <https://doi.org/10.1016/J.jmrt.2023.09.274>

19. Kartashova E. D. Issledovanie vliyaniya tekhnologicheskikh defektov na for-mirovanie statisticheskikh polej napryazhenij v kompozicionnykh materialah lopastej kvadrokopterov [Investigation of the influence of technological defects on the formation of statistical stress fields in composite materials of quadrocopter blades]. *Izvestiya vysshih uchebnyh zavedenij. Povolzhskij region. Tekhnicheskie nauki = Proceedings of Higher Educational Institutions. The Volga*

20. Kartashova E. D., Muyzemnek A. Yu. Tekhnologicheskie defekty sloistyh polimernykh materialov [Technological defects of layered polymer materials]. *Tekhnicheskie nauki. Mashinostroenie i mashinovedenie = Technical Sciences. Mechanical Engineering and Machine Science*, 2017, no. 2 (42), pp. 79–89.

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

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, доцент, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация, e-mail: zlebedev@yandex.ru

Evgeny L. Lebedev, Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation, e-mail: zlebedev@yandex.ru

Попов Александр Николаевич, генеральный директор, АО «Авиаавтоматика» имени В. В. Тарасова», г. Курск, Российская Федерация, e-mail: plant@aviaavtomatika.ru

Alexander N. Popov, General Director, JSC "Aviaautomatics" named after V. V. Tarasov", Kursk, Russian Federation, e-mail: plant@aviaavtomatika.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, Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department of Space Instrumentation and Communication Systems, Southwest State University, Kursk, Russian Federation, e-mail: MukhinI@aviaavtomatika.ru, ORCID: 0009-0005-1583-6550