

DOI: <https://doi.org/10.26896/1028-6861-2023-89-6-76-82>

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ УСТАЛОСТНОГО НАГРУЖЕНИЯ НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ПРОУШИН ДИАФРАГМ ПРЕДКРЫЛКА САМОЛЕТА

© Дмитрий Владимирович Гриневич^{1*}, Ирина Владимировна Гулина¹, Николай Олегович Яковлев¹, Давид-Сослан Владимирович Дзандаров¹, Андрей Альфредович Глаговский², Юлия Валентиновна Ермакова²

¹ НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ, Россия, 105005, Москва, ул. Радио, д. 17; *e-mail: d.v.grinevich@gmail.com

² Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» — «Региональные самолёты», Россия, 115280, Москва, Ленинская Слобода, д. 26, стр. 5.

Статья поступила 25 октября 2022 г. Поступила после доработки 24 декабря 2022 г. Принята к публикации 28 февраля 2023 г.

Высокопрочный алюминиевый сплав 1933 отличается хорошими физико-механическими свойствами и высокой технологичностью, поэтому находит широкое применение в самых ответственных силовых конструкциях летательных аппаратов. Например, его используют в современных самолетах Ан-148, SSJ. Из этого сплава производят различные детали шарнирных соединений, для которых важно исследование долговечности при сложном напряженном состоянии. В работе представлены результаты статических и динамических испытаний конструктивно-подобных образцов (двух типов), изготовленных по серийной технологии и соответствующих форме реальных проушин диафрагм предкрылков самолета. Для получения уточненных характеристик сплава в состоянии ТЗ выполнены предварительные усталостные испытания стандартных образцов — полос с отверстием. Для анализа механического поведения сплава при различном амплитудно-частотном характере нагрузки варьировали асимметрию цикла нагружения R , которая составляла 0,1; 0,2; 0,5; 0,6; 0,76; 0,82, и частоту воздействия (10, 60 и 100 Гц). Варьирование среднего напряжения цикла нагружения показало, что его повышение снижает количество циклов до разрушения проушин. Так, для амплитуды 5 кг/мм² увеличение среднего напряжения в два раза вызвало падение усталостной долговечности на два порядка.

Ключевые слова: усталость; долговечность; моделирование; испытания; разрушение; проушина; метод конечных элементов.

STUDY OF THE IMPACT OF FATIGUE LOADING ON THE DURABILITY OF AIRCRAFT SLAT MEMBRANE EYELETS

© Dmitry V. Grinevich^{1*}, Irina V. Gulina¹, Nikolay O. Yakovlev¹, David-Soslan V. Dzandarov¹, Andrey A. Glagovskii², Yulia V. Ermakova²

¹ National Research Center “Kurchatov Institute” — VIAM, 17, ul. Radio, Moscow, 105005, Russia; *e-mail: d.v.grinevich@gmail.com

² Regional Aircraft-Branch of the Irkut Corporation, 26-5, Leninskaya Sloboda, Moscow, 115280, Russia

Received October 25, 2022. Revised December 24, 2022. Accepted February 28, 2023.

A high-strength aluminum alloy 1933 being distinguished by good physicomachanical properties and high manufacturability is widely used in the most critical power aircraft structures, e.g., in a modern AN-148 SSJ aircraft. The alloy is used in production of various parts of articulated joints, thus making study of the durability of the alloy in a complex stress state a relevant goal. We present the results of static and dynamic tests of structurally similar samples (of two types) manufactured according to serial technology and corresponding to the shape of real eyelets of the airframe slats. Preliminary fatigue tests of standard samples (a strip with a hole) were performed to obtain the refined characteristics of the alloy in the T3 state. To analyze the mechanical behavior of the alloy with a different amplitude-frequency character of loading, the asymmetry of the loading cycle ($R = 0.1; 0.2; 0.5; 0.6; 0.76; 0.82$) and exposure frequencies (10, 60, and 100 Hz) were varied. It is shown that an increase in the average stress of the loading cycle reduced the number of cycles before the destruction of the eyelets: a 2-fold increase in the average stress resulted in a drop in fatigue life by two orders of magnitude (for an amplitude of 5 kg/mm²).

Keywords: fatigue; durability; simulation; testing; fracture; eyelet; finite element method.

Введение

В современных летательных аппаратах широко применяют шарнирные соединения (шасси, узлы поворота крыла, механизмы перекоса и управления лопастями винта вертолетов и др.). Результаты исследования их работоспособности, концентрации в них напряжений определяют долговечность таких соединений [1, 2]. Данная работа посвящена расчетно-экспериментальному исследованию усталостного нагружения с дополнительным монтажным напряжением и оценке влияния параметров нагружения на долговечность проушин диафрагм (из сплава 1933) предкрылка самолета [3 – 8].

Высокопрочный сплав 1933 используют в самых ответственных силовых конструкциях благодаря его высоким физико-механическим свойствам и технологичности. Сплав 1933 в состоянии ТЗ широко применяют в современных самолетах Ан-148, SSJ в виде крупногабаритных поволоков, штамповок и прессованных полос для массивных элементов внутреннего силового каркаса. Его использование позволяет снизить массу конструкции на 10 – 15 % и продлить ее эксплуатационный ресурс в 1,5 раза [6 – 16].

Методы исследования

Исследование проводили на конструктивно-подобных образцах (КПО), моделирующих проушины диафрагмы типовой конструкции с втулками предкрылка самолета, изготовленными по производственной технологии [17, 18]. Использовали КПО в двух вариантах — КПО1 и КПО2 (рис. 1). КПО имели следующие размеры: ширина 32 мм; толщина 7 мм; расстояние между отверстиями 100 мм; диаметр отверстий 11 мм; внутренний диаметр втулок 8 мм. Радиусы скругления проушин КПО1 — 12 мм, КПО2 — 24 мм; общая длина КПО1 — 124 мм, КПО2 — 128 мм. Кольцевидные вкладки выполняли из стали. Нагружение проводили через шпильки.

Исследование включало в себя: статическое испытание на растяжение (см. рис. 1, в), усталостные испытания КПО1, КПО2 и стандартных образцов — полос с отверстием — при различных уровнях нагружения (σ_m , σ_a) и частотах (f) [19, 20]. Испытания проводили до разрушения образцов. При достижении базы $N_0 = 10^6$ циклов испытание останавливали.

При статическом растяжении средняя разрушающая нагрузка для КПО1 составила 32,17 кН, для КПО2 — 38,3 кН.

По исходным данным было проведено моделирование нагружения КПО. Модель материала проушины — изотропная линейная, с модулем упругости 70,6 ГПа; шпильки — жесткие, вкладки из стали (модуль упругости 210 ГПа). Шпиль-



Рис. 1. Вид КПО1 (а), КПО2 (б) и разрушенных образцов (в)

Fig. 1. Structurally similar samples: а — КПО1, б — КПО2, в — fractured samples

ки и вкладки соединяли связанным контактом. Между вкладкой и проушиной задавали контакт с трением (использовали коэффициент 0,5). Нижнюю шпильку закрепляли по краям, к верхней прикладывали нагрузку.

Обсуждение результатов

Для моделирования монтажного нагружения использовали максимальный натяг, равный (согласно допуску Н8) 14 мкм. Для обеспечения такого перемещения втулку виртуально нагревали, благодаря чему радиальное перемещение (без проушины) составило $u_r = 7$ мкм (рис. 2, а). Напряжения в проушине от монтажного нагружения представлены на рис. 2, б, в.

На рис. 3 представлены поля напряжений при статическом нагружении. Напряжения максимальны по сторонам от отверстия и их распределение соответствует направлениям, по которым происходило смятие материала и разрушение образцов (см. рис. 1, в) [21, 22].

Для получения усталостных свойств материала для моделирования исследовали усталостную долговечность сплава 1933 (коэффициент асимметрии $R = 0,1$; частота $f = 3$ Гц) на образцах в виде полос с отверстием с коэффициентом концентрации $K_t = 2,6$ (рис. 4). По полученным экспериментальным точкам (см. рис. 4, б) строили аппроксимирующую кривую 2 усталости типа $No^m = 10^C$. Далее данную кривую смещали в соответствии с коэффициентом концентрации $K_t = 2,6$ и получали кривую 3 для модели сплава 1933. Согласно полученной модели рассчитыва-

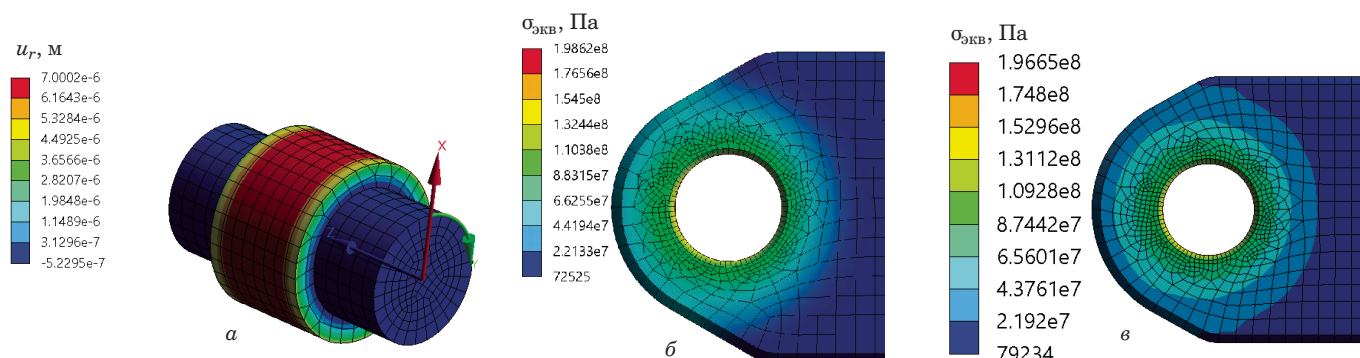


Рис. 2. Результаты монтажного нагружения шпильки с втулкой (а); КПО1 (б); КПО2 (в)

Fig. 2. The results of loading: a — stud with bushing; б — KPO1; c — KPO2

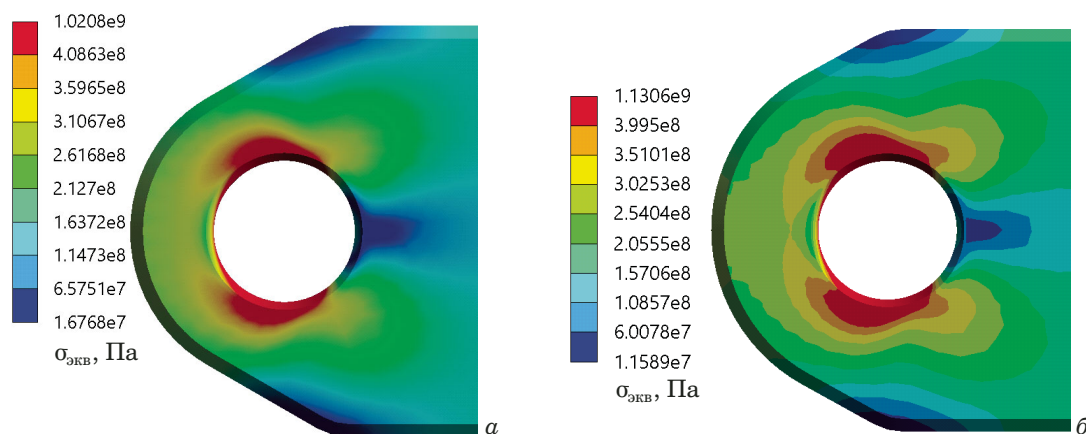


Рис. 3. Поля напряжений при статическом нагружении: а — КПО1; б — КПО2

Fig. 3. Stress fields under static loading: a — KPO1; б — KPO2

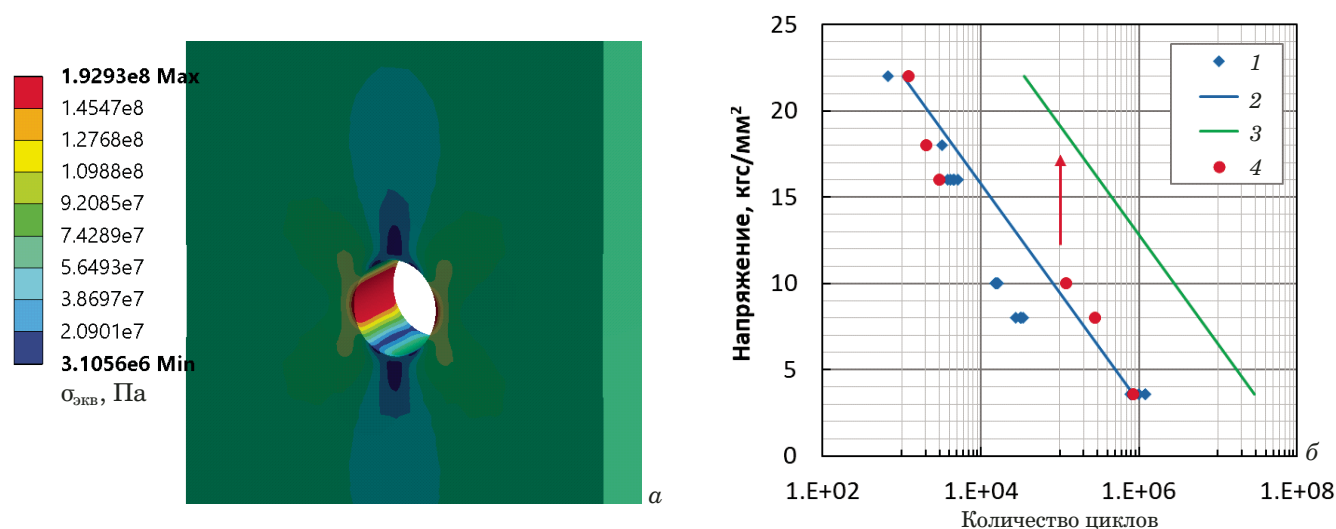


Рис. 4. Моделирование образца «полоса с отверстием» (а), результаты испытаний (б): 1 — эксперимент; 2 — аппроксимирующая кривая; 3 — кривая для модели сплава 1933; 4 — расчетные значения

Fig. 4. Results of simulation (a) and testing (b) for a strip with a hole: 1 — experiment; 2 — approximating curve; 3 — curve for a model alloy 1933; 4 — calculated values

ли долговечность полосы с отверстием (4). Данную модель долговечности сплава 1933 заклады-

вали в расчет усталостной долговечности проушин КПО1 и КПО2.

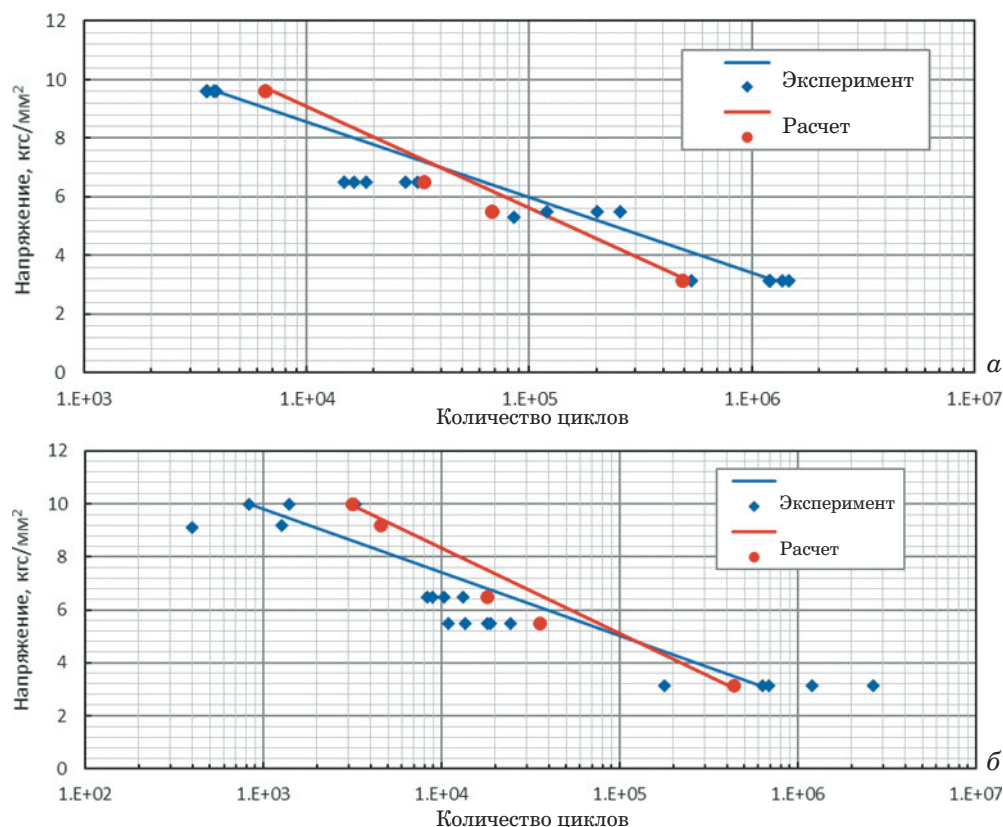


Рис. 5. Результаты испытаний на усталость при $R = 0,1$, $f = 3$ Гц для КПО1 (а) и КПО2 (б)

Fig. 5. Fatigue test at $R = 0.1$; $f = 3$ Hz: а — КПО1, б — КПО2

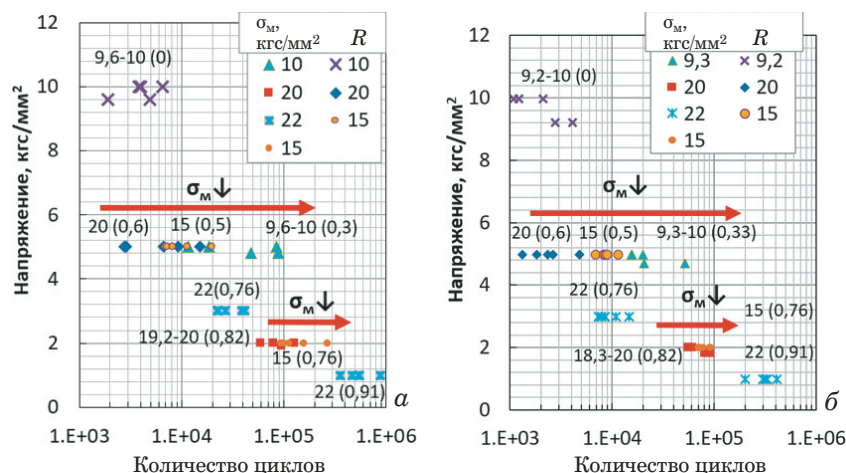


Рис. 6. Результаты исследования усталостной долговечности при разных уровнях σ_m ($f = 3$ Гц) для КПО1 (а) и КПО2 (б)

Fig. 6. Durability at different values of σ_m ($f = 3$ Hz): а — КПО1, б — КПО2

На рис. 5 представлены результаты испытаний на усталость с частотой 3 Гц и коэффициентом асимметрии $R = 0,1$, а также расчетные данные, полученные по модели. Значения аппроксимирующих кривых усталости: $m_1 = 5,19$; $C_1 = 13,85$; $m_2 = 5,72$; $C_2 = 14,31$.

Проводили исследование влияния уровня среднего напряжения σ_m на усталостную долговечность КПО1 и КПО2 при частоте нагружения

$f = 3$ Гц. Результаты представлены на рис. 6, где рядом с маркерами указаны соответствующие значения σ_m и в скобках — коэффициенты асимметрии R .

При уровне нагружения амплитудным значением $\sigma_a = 5$ кг/мм² хорошо видно, что по мере снижения среднего напряжения σ_m количество циклов до разрушения проушин увеличивается. Снижение среднего напряжения в два раза вы-

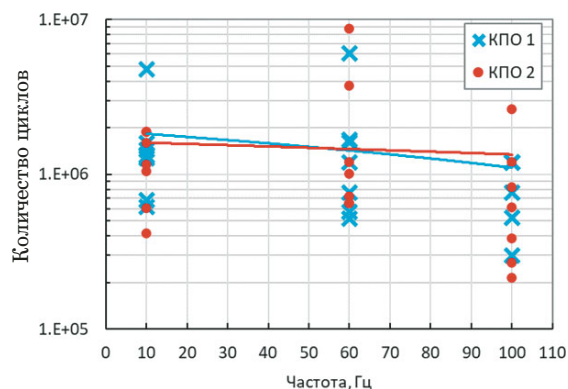


Рис. 7. Зависимость усталостной долговечности от частоты испытаний ($R = 0,1$)

Fig. 7. Frequency dependence of the durability ($R = 0.1$)

звало рост количества циклов до разрушения на два порядка [23].

Влияние частоты нагружения на усталостную долговечность проушин исследовали для асимметрии $R = 0,1$ (рис. 7), а также для разных сочетаний уровней нагрузки и асимметрии циклов (рис. 8). Испытания проводили для частот 10, 60 и 100 Гц. Полученные данные с учетом рассеяния индивидуальных значений, характерного для усталостных испытаний, а также статистических данных, не показали наличия зависимости усталостной долговечности от частоты испытаний.

Заключение

Проведенное исследование долговечности соединений с натягом (проушин из сплава 1933) позволило получить зависимости количества

циклов до разрушения от величины уровня нагружения. Определены значения аппроксимирующих кривых усталости типа $N\sigma^m = 10^C$: $m_1 = 5,19$, $C_1 = 13,85$ — для КПО1 с радиусом скругления проушин 12 мм; $m_2 = 5,72$, $C_2 = 14,31$ — для КПО2 с радиусом скругления проушин 24 мм. Совместно с экспериментом проведено моделирование с помощью метода конечных элементов статического и усталостного нагружения проушин. На основе сопоставления расчета и эксперимента определены параметры математической модели материала для сплава 1933ТЗ в целях дальнейших моделирования конструкции летательных аппаратов и оценки долговечности деталей.

Для анализа поведения сплава при различном амплитудно-частотном характере нагрузки варьировали асимметрию цикла нагружения, а также частоту воздействия. Проведены испытания при R , равной 0,1; 0,2; 0,5; 0,6; 0,76; 0,82. Варьирование среднего напряжения цикла нагружения показало, что его увеличение снижает количество циклов до разрушения проушин. Так, при $\sigma_a = 5 \text{ кг/мм}^2$ увеличение σ_m в два раза вызвало падение усталостной долговечности на два порядка.

Исследование влияния частоты усталостного нагружения на долговечность не показало наличия зависимости между ними (исследование проведено на частотах 10, 60 и 100 Гц). Наблюдаемые отдельные отклонения, вероятнее всего, связаны с величиной натяга, что требует дальнейших исследований.

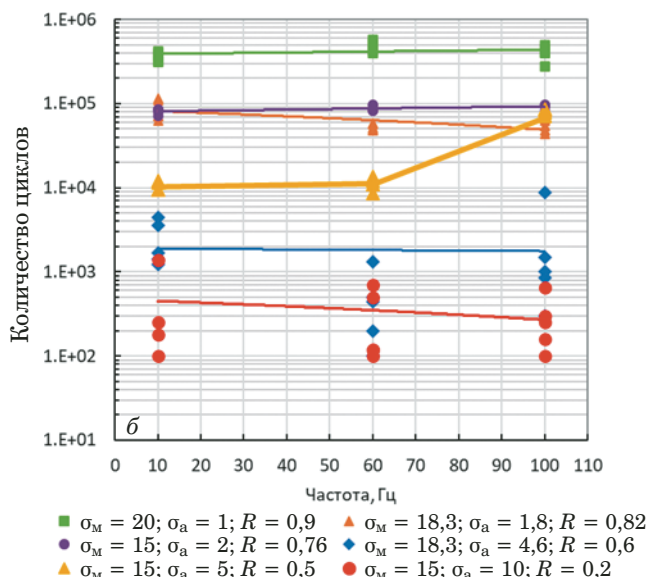
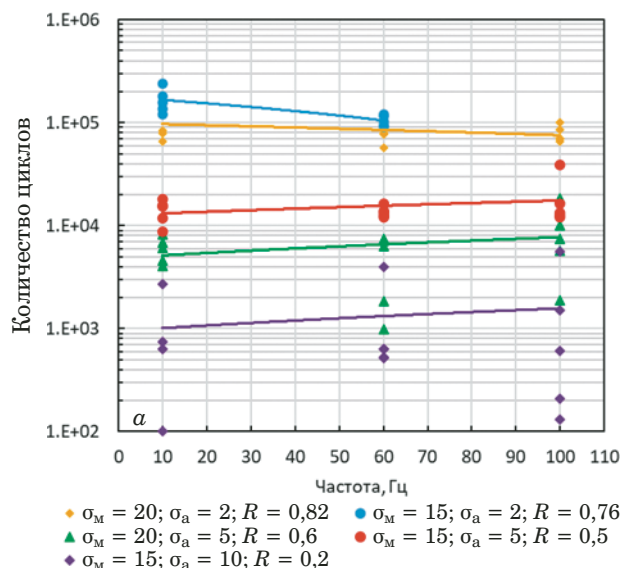


Рис. 8. Зависимости усталостной долговечности от частоты при различных сочетаниях σ и R : а — КПО1, б — КПО2

Fig. 8. Frequency dependence of the durability at different combinations of σ and R : а — КПО1, б — КПО2

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Благодарности

Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Климатические испытания» НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ.

ЛИТЕРАТУРА

- Смирнов Н. Н., Владимиров Н. И., Черненко Ж. С. и др. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: учеб. для вузов / Под ред. Н. Н. Смирнова. — М.: Транспорт, 1990. — 423 с.
- Батышев К. А., Батышев А. И. Свойства алюминиевых сплавов / Литейное производство. 2020. № 1. С. 21 – 26.
- Dursun T., Soutis C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys / Mater. Design. 2014. N 56. P. 862 – 871. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.12.002
- Schijve J. Fatigue of aircraft materials and structures / Int. J. Fatigue. 1994. Vol. 16. N 1. P. 21 – 32.
- Антипов В. В., Сенаторова О. Г., Ткаченко Е. А., Вахромов Р. О. Алюминиевые деформируемые сплавы / Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 167 – 182.
- Антипов В. В. Стратегия развития титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов / Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 157 – 167.
- Вахромов Р. О., Ткаченко Е. А., Попова О. И., Милевская Т. В. Обобщение опыта применения и оптимизация технологии изготовления полуфабрикатов из высокопрочного алюминиевого сплава 1933 для силовых конструкций современной авиационной техники / Авиационные материалы и технологии. 2014. № 2 (31). С. 34 – 39. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-2-34-39
- Дуонова В. А., Леонов А. А., Молодцов С. В. Вклад ВИАМ в разработку легких сплавов и борьбу с коррозией изделий ракетно-космической техники / Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2020. № 2. Ст. 3. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-2-22-30
- Григорьев В. В. Исследование технологии модифицирования алюминиевых сплавов / Материалы 76-й студенческой научной конференции, Брянск, 25 марта 2021 года. — Брянск: Брянский государственный технический университет. 2021. С. 283 – 286.
- Chemin A., Spinelli D., Filho W., et al. Corrosion Fatigue Crack Growth of 7475 T7351 Aluminum Alloy under Flight Simulation Loading / Proc. Eng. 2015. N 101. P. 85 – 92. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.02.012
- Nunomura Sh. Fatigue in aluminum and aluminum alloy / J. Jap. Inst. Light Met. 1978. N 28. P. 566 – 574. DOI: 10.2464/jilm.28.566
- Eskin D. G., Toropova L. S. Tensile and elastic properties of deformed heterogeneous aluminium alloys at room and elevated temperatures / Mater. Sci. Eng. A. 1994. N 183(1). P. L1 – L4.
- Sanchez M., Mallor C., Canales M., et al. Digital Image Correlation parameters optimized for the characterization of fatigue crack growth life / Measurement. 2001. N 174. 109082. DOI: 10.1016/j.measurement.2021.109082
- Yankin A., Wildemann V., Belonogov N., Staroverov O. Influence of static mean stresses on the fatigue behavior of 2024 aluminum alloy under multiaxial loading / Frattura ed Integrita Strutturale. 2019. N 14(51). P. 151 – 163. DOI: 10.3221/igf-esis.51.12
- Фридляндер И. Н. Создание, исследование и применение алюминиевых сплавов. Избранные труды. — М.: Наука, 2013. — 291 с.
- Фридляндер И. Н. Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы. — М.: Металлургия. 1979. — 209 с.

- Желонкина С. И. Обзор современных способов подготовки поверхности алюминиевых сплавов под нанесение металлопокрытий (часть 1) / Упрочняющие технологии и покрытия. 2021. Т. 17. № 5. С. 227 – 231.
- Григорьев В. В. Исследование технологии модифицирования алюминиевых сплавов / Материалы 76-й студенческой научной конференции, Брянск, 25 марта 2021 года. — Брянск: Брянский государственный технический университет, 2021. С. 283 – 286.
- Кишкина С. И. Сопротивление разрушению алюминиевых сплавов. — М.: Металлургия, 1981. — 279 с.
- Мугатаров А. И., Вильдеман В. Э., Янкин А. С. Усталостное разрушение образцов алюминиевого сплава в условиях двухосных циклических воздействий / Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. 2021. Т. 2. С. 126 – 128.
- Орешко Е. И., Ерасов В. С., Гриневич Д. В., Шершак П. В. Обзор критериев прочности материалов / Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2019. № 9. Ст. 12. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-9-108-126
- Сулимина Я. В., Яковлев Н. О., Ерасов В. С. и др. Современные методики испытаний металлических материалов на смятие / Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2019. Т. 85. № 7. С. 41 – 49. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-7-41-49
- Нестеренко Г. И., Кулемин А. В., Ким А. С. и др. Сравнительное исследование характеристик современных алюминиевых сплавов / Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2019. Т. 85. № 7. С. 50 – 55. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-7-50-55

REFERENCES

- Smirnov N. N., Vladimirov N. I., Chernenko Zh. S., et al. Technical maintenance of aircraft: textbook for universities / N. N. Smirnov, Ed. — Moscow: Transport, 1990. — 423 p. [in Russian].
- Batyshev K. A., Batyshev A. I. Properties of aluminum alloys / Lit. Proizv. 2020. N 1. P. 21 – 26.
- Dursun T., Soutis C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys / Mater. Design. 2014. N 56. P. 862 – 871. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.12.002
- Schijve J. Fatigue of aircraft materials and structures / Int. J. Fatigue. 1994. Vol. 16. N 1. P. 21 – 32.
- Antipov V. V., Senatorova O. G., Tkachenko E. A., Vakhromov R. O. Aluminium wrought alloys / Aviats. Mater. Tekhnol. 2012. N S. P. 167 – 182 [in Russian].
- Antipov V. V. Strategies of Developing Titanium, Magnesium, Beryllium and Aluminium Alloys / Aviats. Mater. Tekhnol. 2012. N S. P. 157 – 167 [in Russian].
- Vakhromov R. O., Tkachenko E. A., Popova O. I., Milevskaya T. V. Summarizing of the experience of usage and optimization of manufacturing technology semi-finished products of high strength aluminum alloy 1933 for the primary structures of modern aircrafts / Aviats. Mater. Tekhnol. 2014. N 2 (31). P. 34 – 39 [in Russian]. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-2-34-39
- Duyunova V. A., Leonov A. A., Molodtsov S. V. V. I. A. M.'s contribution to the development of light alloys and the corrosion control of rocket and space technology products / Tr. V. I. A. M.: Elektron. Nauch.-Tekhn. Zh. 2020. N 2. Art. 3. [in Russian]. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-2-22-30
- Grigoriev V. V. Research on the technology of modifying aluminum alloys / Proceedings of the 76th student scientific conference. Bryansk, March 25, 2021. — Bryansk: Bryansk Gos. Tekn. Univ., 2021. P. 283 – 286 [in Russian].
- Chemin A., Spinelli D., Filho W., et al. Corrosion Fatigue Crack Growth of 7475 T7351 Aluminum Alloy under Flight Simulation Loading / Proc. Eng. 2015. N 101. P. 85 – 92. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.02.012
- Nunomura Sh. Fatigue in aluminum and aluminum alloy / J. Jap. Inst. Light Met. 1978. N 28. P. 566 – 574. DOI: 10.2464/jilm.28.566

12. **Eskin D. G., Toropova L. S.** Tensile and elastic properties of deformed heterogeneous aluminium alloys at room and elevated temperatures / *Mater. Sci. Eng. A*. 1994. N 183(1). P. L1 – L4.
13. **Sanchez M., Mallor C., Canales M., et al.** Digital Image Correlation parameters optimized for the characterization of fatigue crack growth life / *Measurement*. 2001. N 174. 109082. DOI: 10.1016/j.measurement.2021.109082
14. **Yankin A., Wildemann V., Belonogov N., Staroverov O.** Influence of static mean stresses on the fatigue behavior of 2024 aluminum alloy under multiaxial loading / *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2019. N 14(51). P. 151 – 163. DOI: 10.3221/igf-esis.51.12
15. **Fridlyander I. N.** Creation, research and application of aluminum alloys. Selected works. — Moscow: Nauka, 2013. — 291 p. [in Russian].
16. **Fridlyander I. N.** Aluminum deformable structural alloys. — Moscow: Metallurgiya, 1979. — 209 p. [in Russian].
17. **Zhelonkina S. I.** Review of modern methods of surface preparation of aluminum alloys for the application of metal coatings (part 1) / *Uproch. Tekhnol. Pokryt.* 2021. Vol. 17. N 5. P. 227 – 231 [in Russian].
18. **Grigoriev V. V.** Research on the technology of modifying aluminum alloys / *Proceedings of the 76th student scientific conference*, Bryansk, March 25, 2021. — Bryansk: Bryansk Gos. Tekn. Univ., 2021. P. 283 – 286 [in Russian].
19. **Kishkina S. I.** Resistance to failure of aluminum alloys. — Moscow: Metallurgiya, 1981. — 279 p. [in Russian].
20. **Mugatarov A. I., Vildeman V. E., Yankin A. S.** Fatigue fracture of aluminum alloy specimens under biaxial cyclic impact / *Aérokosm. Tekhn. Vys. Tekhnol. Innov.* 2021. Vol. 2. P. 126 – 128 [in Russian].
21. **Oreshko E. I., Erasov V. S., Grinevich D. V., Shershak P. V.** Review of criteria of durability of materials / *Tr. VIAM: Élektron. Nauch.-Tekhn. Zh.* 2019. N 9. Art. 12. [in Russian]. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-9-108-126
22. **Sulimina Ya. V., Yakovlev N. O., Erasov V. S., et al.** The modern methods of pin-type bearing test of metallic materials / *Zavod. Lab. Diagn. Mater.* 2019. Vol. 85. N 7. P. 41 – 49 [in Russian]. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-7-41-49
23. **Nesterenko G. I., Kulemin A. V., Kim A. S., et al.** Comparison of the characteristics of modern aluminum alloys / *Zavod. Lab. Diagn. Mater.* 2019. Vol. 85. N 7. P. 50 – 55 [in Russian]. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-7-50-55