

DOI: <https://doi.org/10.26896/1028-6861-2019-85-7-50-55>

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОВРЕМЕННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

© Григорий Ильич Нестеренко¹, Александр Васильевич Кулемин^{1*},
Антон Сынбокович Ким¹, Валентин Николаевич Басов¹,
Борис Григорьевич Нестеренко²

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского, Россия, 140180, г. Жуковский, Московская обл., ул. Жуковского д. 1; e-mail: *aleksandr.kulemin@tsagi.ru

² Национальный исследовательский центр «Институт имени Н. Е. Жуковского», Россия, 125319, Москва, ул. Викторенко, д. 7.

*Статья поступила 4 октября 2018 г. Поступила после доработки 24 января 2019 г.
Принята к публикации 22 марта 2019 г.*

Представлены результаты экспериментальных исследований статической прочности, усталости и трещиностойкости современных улучшенных алюминиевых сплавов, разработанных во Всероссийском научно-исследовательском институте авиационных материалов: 1163АТВ, 1163РДТВ, 1441РТ1, 1163Т, 1163Т7, 1161Т, В95очТ2, В96-ЗпчТ12, 1973Т2; и на фирме ALCOA (США): 2524-Т3, 6013-Т6 HDT, 2324-Т39, С433-Т351, 7055-Т7751. Данные материалы применяются в конструкциях современных эксплуатируемых и проектируемых самолетов. Прочностные характеристики материалов определяли путем испытания стандартных образцов на электрогидравлических машинах фирм MTS (США), Instron (Англия), Schenk (ФРГ). Образцы вырезали из полуфабрикатов, изготовленных по серийным технологиям. Механические свойства материалов при растяжении (σ_b , $\sigma_{0,2}$, δ), характеристики усталости, скорости роста трещин усталости (СРТУ), кривые сопротивления распространению трещин при статическом нагружении (R -кривые), условно критические (K_c^y) коэффициенты интенсивности напряжения находили по отечественным стандартам. Для обеспечения сочетания высоких весовой эффективности, ресурса и характеристик эксплуатационной живучести конструкций самолетов алюминиевые сплавы должны обладать следующим комплексом необходимых свойств: большим сопротивлением переменным нагрузкам, малой скоростью развития усталостных трещин, требуемой остаточной прочностью, хорошей коррозионной стойкостью. Полученные результаты экспериментальных исследований дают возможность сравнить прочностные свойства исследуемых материалов в целях их оптимального применения для конкретной зоны конструкции. Это позволит повысить ресурс и безопасность проектируемых самолетов.

Ключевые слова: авиационные сплавы; предел прочности; условный предел текучести; усталость; скорость роста трещин усталости; R -кривая.

COMPARISON OF THE CHARACTERISTICS OF MODERN ALUMINUM ALLOYS

© Grigoriy I. Nesterenko¹, Aleksandr V. Kulemin^{1*}, Anton S. Kim¹,
Valentin N. Basov¹, Boris G. Nesterenko²

¹ N. E. Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute, ul. Zhukovskogo, 1, Zhukovskiy, Moscovskysya obl., 140180, Russia; e-mail: aleksandr.kulemin@tsagi.ru

² National Research Center "Zhukovsky Institute", ul. Viktorenko, 7, Moscow, 125319, Russia.

Received October 4, 2018. Revised January 24, 2019. Accepted March 22, 2019.

The results of experimental studies of the static strength, fatigue and crack resistance of modern improved aluminum alloys 1163ATV, 1163RDTV, 1441RT1, 1163T, 1163T7, 1161T, V95ochT2, B96-3pchT12, 1973T2 developed at the All-Russian Scientific Research Institute for Aviation Materials (VIAM, Russia); and 2524-T3, 6013-T6 HDT, 2324-T39, C433-T351, 7055-T7751 developed at ALCOA (USA) are presented. Those materials are used in the construction of modern operated and designed aircraft. The experimental data were obtained in testing standard specimens on electro-hydraulic machines MTS (USA), Instron (Great Britain) and Schenk (FRG). The tested specimens were cut from semi-products manufactured according to serial technologies. The mechanical properties of materials under tension (σ_b , $\sigma_{0,2}$, δ), fatigue characteristics, fatigue crack growth rate, stress crack propagation curves under static loading (R -curves), conditionally critical (K_c^y) stress intensity factors are determined according to domestic standards. To ensure high weight efficiency combined with a high resource and high performance characteristics of the aircraft structures, aluminum alloys must have the following set of necessary characteris-

tics: high resistance to variable loads, low rate of fatigue cracks growth, required residual strength, and good corrosion resistance. The obtained results of experimental studies clearly demonstrate the advantages and disadvantages of the strength properties of the materials under study. The results of experimental studies provide the possibility to compare the strength properties of the materials under study to optimize their use for the specific zone of the structure and thus increase the life and safety of the aircraft design.

Keywords: aviation alloys; ultimate strength; conditional yield strength; fatigue; growth rate of fatigue cracks; *R*-curve.

Введение

Несмотря на растущее использование композитных материалов, авиационные металлические сплавы остаются основным конструкционным материалом транспортных самолетов. Планер самолета [1] примерно на 70 % состоит из алюминиевых сплавов.

Как в России, так и за рубежом существуют свои каталоги алюминиевых материалов, которые традиционно применяются при изготовлении определенных конструктивных элементов летательных аппаратов [2 – 5]. Благодаря использованию более совершенных процессов изготовления и термомеханической обработки алюминиевых сплавов их прочностные характеристики улучшаются. В работе [6] представлен обзор по эволюции свойств алюминиевых сплавов, применяемых в зарубежном авиастроении. В настоящее время отмечается перспективность алюминий-литиевых сплавов [7].

Планер самолета можно условно разделить на несколько основных конструктивных элементов, нагрузки на которые предъявляют определенные требования к материалам, применяемым при их изготовлении. Так, например, верхняя поверхность крыла самолета при эксплуатации испытывает в основном сжимающие нагрузки, поэтому материал верхних панелей крыла должен обладать повышенными механическими свойствами, приемлемыми усталостной прочностью и вязкостью разрушения. Нижняя поверхность крыла и обшивка фюзеляжа в большей степени подвержены усталостным повреждениям, и для их изготовления используют материалы с повышенными усталостной прочностью, вязкостью разрушения и циклической трещиностойкостью при приемлемых механических свойствах. Кроме того, обшивку фюзеляжа ниже пола выбирают с учетом коррозионной стойкости. Для этого разработаны коррозионно-стойкие свариваемые сплавы 1441PT1 и 6013-T6 HDT: алюминий-литиевый сплав 1441PT1 — на основе системы Al – Cu – Mg – Li; сплав 6013-T6 HDT — на основе системы Al – Mg – Si – Cu. Листы из алюминий-литиевого сплава 1441PT1 имеют плотность примерно на 7 % меньше, чем другие сплавы [1]. Помимо значительного преимущества в весе, алюминий-литиевые сплавы обладают более вы-

сокими прочностью, жесткостью, удельными и эксплуатационными характеристиками. Они позволяют использовать более эффективные конструкторские решения, такие как лазерная сварка, сварка трением с перемешиванием, автоматическая аргодуговая сварка с использованием новых присадочных материалов [8].

Материалы и методы исследования

Исследовали следующие материалы, разработанные в России (ВИАМ) и США (ALCOA):

улучшенные сплавы для обшивки фюзеляжа — 2524-T3 (ALCOA), 1163ATB и 1163PDTB (ВИАМ);

коррозионно-стойкие сплавы для обшивки фюзеляжа — 6013-T6 HDT (ALCOA), 1441PT1 (ВИАМ);

сплавы повышенной трещиностойкости для нижней поверхности крыла — 2324-T39, C433-T351 (ALCOA), 1163T, 1163T7, 1161T (ВИАМ);

сплавы повышенной статической прочности для верхней поверхности крыла — 7055-T7751 (ALCOA), B95очT2, B96-ЗпчT12, 1973T2 (ВИАМ).

Испытания проводили в соответствии со стандартами: на растяжение — ГОСТ 1497-84 и ОСТ 190011-70; на усталость — ГОСТ 25.502-79; на СРТУ — ОСТ 192127-90; на статическую трещиностойкость при плоском напряженном состоянии — ОСТ 192122-88 и ОСТ 190356-84.

Результаты испытаний

В таблице представлены прочностные характеристики некоторых алюминиевых сплавов, испытанных в ЦАГИ. Здесь использованы следующие обозначения: N_{133} — среднее значение долговечности образцов типа «полоса с отверстием» (ПО) при максимальных напряжениях брутто $\sigma_{\text{брутто}}^{\text{max}} = 133$ МПа и асимметрии цикла $R = 0$; m — показатель степени в уравнении кривой усталости $\sigma^m N = 10^C$ (образцов ПО), на базе наработки до разрушения $N \approx 2 \cdot 10^4 - 6 \cdot 10^5$; $(da/dN)_{31}$ — среднее значение скорости роста трещин в плоском образце с центральной трещиной при размахе коэффициента интенсивности на-

Свойства алюминиевых сплавов

Properties of aluminum alloys

Самолет	Материал	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	Fe, %	Si, %	N_{133} , цикл	m	$(da/dN)_{31}$, мм/цикл	n	K_{σ}^y , МПа $\cdot$ м $^{1/2}$
Верхняя поверхность крыла											
V777, A380	7055-T7751 (плита)	620	595	7	0,13	0,12	300 000	5,9	3,1	2,8	90
	B96ц-3пчТ12 (плита)	635	595	10	0,12	0,03	320 000	7,4	4,1	2,8	70
Ил-96-300	B95очТ2 (плита)	540	460	10	0,12	0,07	170 000	4,7	2,4	2,9	160
Ан-124	1973Т2 (плита)	531	484	14	0,15	0,1	110 000	4,5	2,6	—	111
Нижняя поверхность крыла											
Ту-204	1163Т (плита)	460	340	20	0,07	0,04	205 000	4,8	2,6	3,9	158
Ил-96-300	1163Т7 (плита)	500	390	14	0,12	0,06	200 000	5,0	2,6	3,2	163
Ан-124	1161Т (прес. панель)	474	324	16	0,10	0,03	220 000	5,3	1,4	—	155
A380	2324-Т39 (плита)	500	460	12	0,08	0,04	275 000	5,9	2,5	—	148
A340	C433-Т351 (плита)	456	320	15	—	—	260 000	5,3	1,1	—	—
Фюзеляж											
Ил-96-300	1163АТВ (лист)	442	315	24	0,12	0,05	90 000	4,0	1,8	4,7	156
Ту-204	1163РДТВ (лист)	456	350	23	0,14	0,03	115 000	4,0	1,7	3,8	171
A380	2524-Т3 (лист)	450	363	20	0,07	0,03	95 000	3,4	1,8	3,5	181
	1441РТ1 (лист)	443	364	13	0,05	0,03	100 000	4,34	3	5,4	115
	6013-Т6 НДТ (лист)	365	333	—	—	—	85 000	3,6	1,9	2,7	175

пряжений $\Delta K = 31 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$; n — показатель степени в уравнении Пэриса $da/dN = C(\Delta K)^n$.

Для перечисленных сплавов (см. таблицу) приведено процентное содержание примесей железа (Fe) и кремния (Si). Снижение данных примесей в алюминиевых сплавах позволяет увеличить усталостную прочность, улучшить характеристики вязкости разрушения и циклической трещиностойкости, повысить коррозионную

устойчивость, обеспечить приемлемый уровень механических свойств.

Механические свойства материалов при растяжении. Испытания проводили при нормальной температуре на плоских образцах размером $30 \times 310 \text{ мм}$ на электрогидравлической испытательной машине Instron-10. В таблице представлены средние значения механических свойств (σ_B , $\sigma_{0,2}$ и δ) испытанных материалов, полученные по итогам испытаний не менее пяти образцов.

Усталость. Исследования проводили на плоских образцах в виде полосы шириной 36 мм с центральным отверстием диаметром 6 мм (коэффициент концентрации напряжений $K_t = 3,1$). Образцы испытывали на электрогидравлических машинах фирм Instron, MTS и Schenk. Частота нагружения — $3 - 5 \text{ Гц}$, коэффициент асимметрии $R = 0$, диапазон максимальных напряжений по сечению брутто (без учета ослабления сечения наличием отверстия) $\sigma_{\text{брутто}}^{\text{max}} = 80 - 220 \text{ МПа}$. Результаты испытаний на усталость также представлены в таблице (на каждом уровне нагружения испытывали не менее пяти образцов).

Скорость и длительность роста усталостных трещин. Исследования проводили на плоских образцах с центральной трещиной. Ширина образцов: обшивки нижней поверхности крыла и фюзеляжа — 200 мм ; обшивки верхней поверхности крыла — 100 мм . Начальный надрез созда-

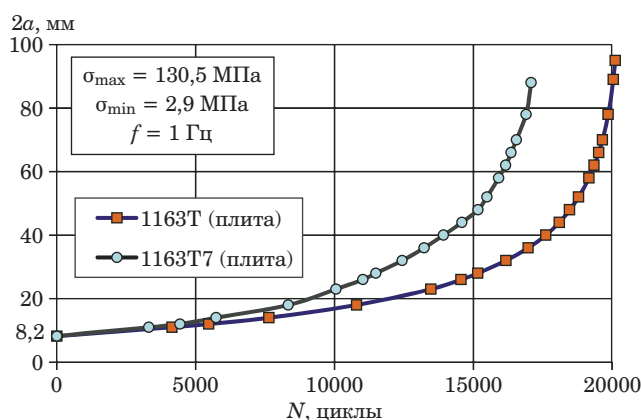


Рис. 1. Зависимости длин усталостных трещин от числа циклов нагружения в образцах материалов обшивки нижней поверхности крыла

Fig. 1. Dependences of the fatigue crack lengths on the number of loading cycles in the specimens of material used for bottom surface of the wing skin

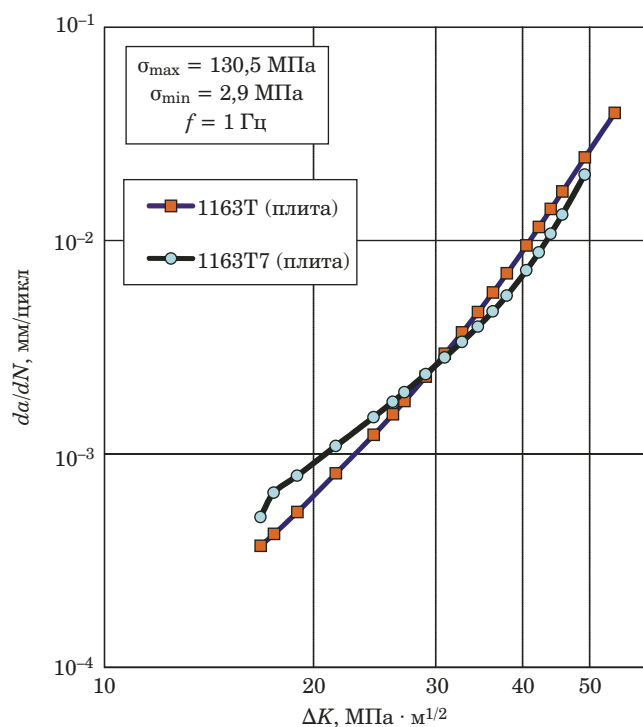


Рис. 2. Зависимости скорости роста усталостных трещин da/dN от размаха коэффициента интенсивности напряжений ΔK

Fig. 2. Dependence of the fatigue crack growth rate da/dN on the amplitude of the stress intensity factor ΔK

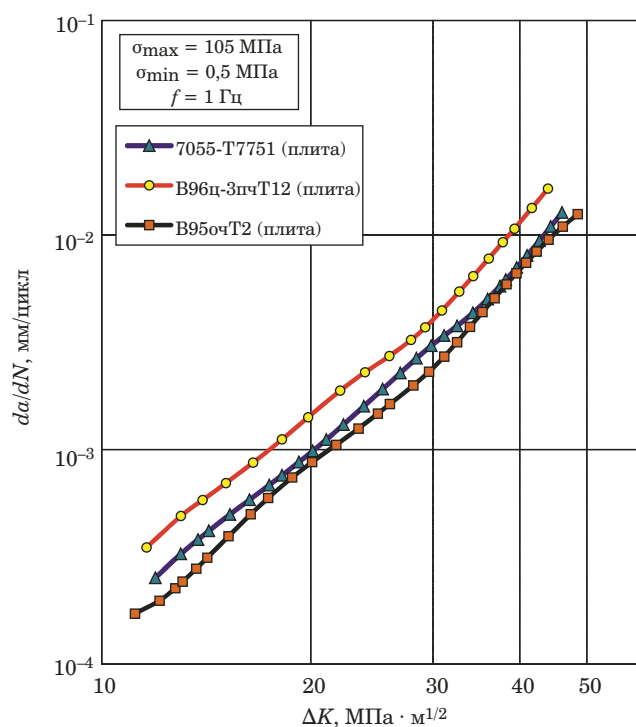


Рис. 4. Зависимости скорости роста усталостных трещин da/dN от размаха коэффициента интенсивности напряжений ΔK

Fig. 4. Dependence of the fatigue crack growth rate da/dN on the amplitude of the stress intensity factor ΔK

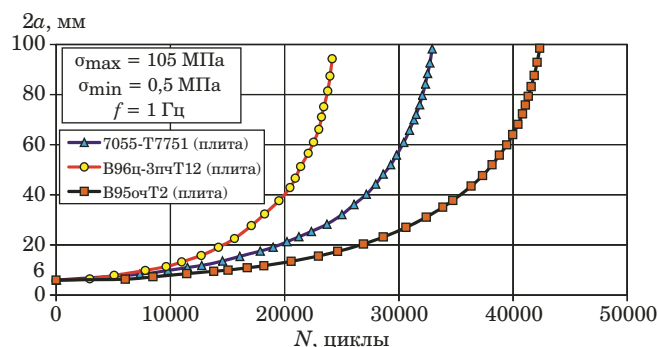


Рис. 3. Зависимости длин усталостных трещин от числа циклов нагружения в образцах материалов обшивки верхней поверхности крыла

Fig. 3. Dependences of the fatigue crack lengths on the number of loading cycles in the specimens of material used for upper surface of the wing skin

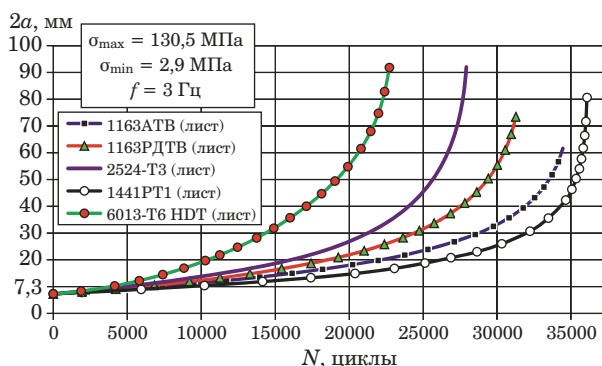


Рис. 5. Зависимости длин усталостных трещин от числа циклов нагружения в образцах материалов обшивки фюзеляжа

Fig. 5. Dependences of the fatigue crack lengths on the number of loading cycles in the specimens of fuselage skin

вали электроэрозионным методом. Образцы испытывали на электрогидравлических машинах фирм Instron и MTS при асимметрии цикла, близкой к нулю ($R \approx 0$), при максимальных напряжениях $\sigma_{\max} = 105 - 130$ МПа и частоте нагружения $f = 1 - 3$ Гц. Полученные данные — усредненные испытаний не менее пяти образцов для каждого материала — приведены в таблице и на рис. 1 – 6.

Статическая трещиностойкость. Для исследования использовали плоские образцы с центральной трещиной. Ширина образцов (W) из материалов обшивки фюзеляжа — 1200 мм, из материалов обшивки крыла (верхней и нижней) — 837 мм. Длина начальной трещины $2a_0 = 0,33W$. Испытания проводили на электрогидравлической машине фирмы MTS. При испытании устраняли выпучивание (потерю устойчивости) образцов.

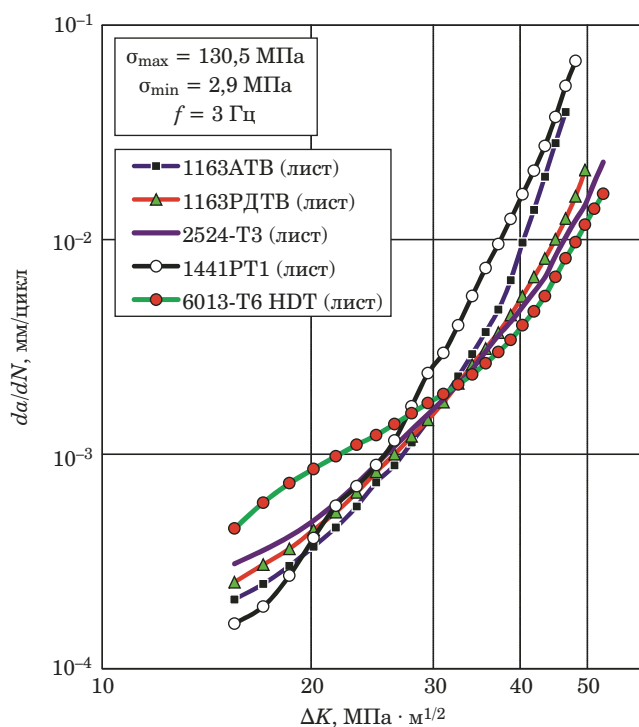


Рис. 6. Зависимости скорости роста усталостных трещин da/dN от размаха коэффициента интенсивности напряжений ΔK

Fig. 6. Dependence of the fatigue crack growth rate da/dN on the amplitude of the stress intensity factor ΔK

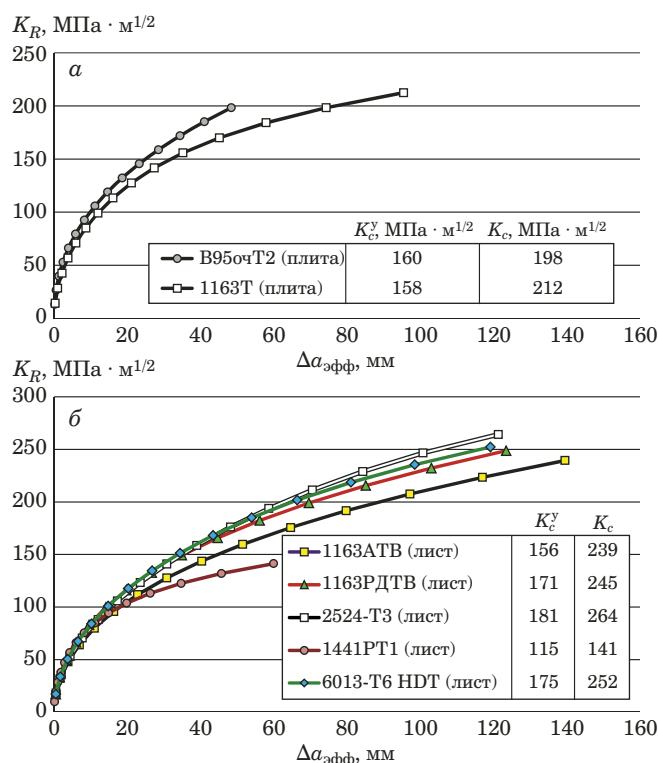


Рис. 7. R -кривые материалов обшивки верхней (В95очТ2, плита) и нижней (1163Т, плита) поверхностей крыла (а), а также обшивки фюзеляжа (б)

Fig. 7. R -curves of skin materials of the upper (V95ochT2, plate) and lower (1163T, plate) wing surfaces (a), and fuselage skin materials (b)

Результаты испытаний на статическую трещиностойкость (усредненные данные испытаний не менее пяти образцов для каждого материала) в виде критических коэффициентов интенсивности напряжений K_c^y и K_c представлены в таблице и в виде R -кривых — на рис. 7.

Выводы

Значения прочности и предела текучести сплавов 7055-Т7751 и В96ц-ЗпчТ12, содержащих добавки циркония, значительно выше соответствующих характеристик рассмотренных алюминиевых сплавов, применяемых для изготовления верхних поверхностей крыла (см. таблицу).

Согласно полученным результатам испытаний на усталость образцов рассматриваемых материалов из листов обшивки фюзеляжа при напряжении $\sigma_{\max}^{\text{брутто}} = 133$ МПа, лучшие показатели имеют сплавы 1163РДТВ и 1441РТ1.

Результаты испытаний на скорость роста трещин в листах обшивки фюзеляжа (см. рис. 6) показали, что в области низких значений $\Delta K \leq 31$ МПа · м^{1/2} преимущество имеет сплав 1441РТ1 (лист), в области высоких значений $\Delta K \geq 31$ МПа · м^{1/2} — сплав 2524-Т3 (лист).

Испытания образцов на статическую трещиностойкость выявили лучшие показатели сплава 2524-Т3 ($K_c^y = 181$ МПа · м^{1/2}).

ЛИТЕРАТУРА

1. Фридляндер И. Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в периоды 1970 – 2000 и 2001 – 2015 гг. / Технология легких сплавов. 2002. № 4. С. 12 – 17.
2. Nesterenko B. G., Nesterenko G. I. Analysis of requirements on fatigue and damage tolerance for civil transport airplanes / Proc. of the 26th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), 1 – 3 June 2011, Montreal, Canada. P. 39 – 59.
3. Басов В. Н., Нестеренко Б. Г., Нестеренко Г. И. Разрушение высокопрочных алюминиевых сплавов / В сб.: Полет (90 лет ЦАГИ). — Машиностроение, 2008. С. 87 – 92.
4. Нестеренко Б. Г. Трещиностойкость материалов обшивки конструкции гражданских самолетов / Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 7 – 14.
5. Басов В. Н., Нестеренко Г. И. Прочность и усталость материалов обшивки конструкций гражданских самолетов / Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 15 – 23.
6. Rambabu P., Prasad N. E., Kutumbarao V. V., Wanhil R. J. H. Aluminium Alloys for Aerospace Applications / Aerospace Materials and Material Technologies. Vol. 1 // Prasad N., Wanhil R., eds. — Springerhink, 2017. P. 29 – 52.
7. Giummarra C., Thomas B., Rioja R. J. New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications / Proc. of the 3rd International Conference on Light Metals Technology. September 24 – 26, 2007, Saint-Saveur, Quebec, Canada.
8. Антипов В. В. Металлические материалы нового поколения для планера перспективных изделий авиационно-космической техники / Новости материаловедения. Наука и техника. 2013. № 4. С. 2 – 10.

REFERENCES

1. **Fridlyander I. N.** Aluminum alloys in aircraft in the periods 1970 – 2000 and 2001 – 2015 / Tekhnol. Leg. Splavov. 2002. N 4. P. 12 – 17 [in Russian].
2. **Nesterenko B. G., Nesterenko G. I.** Analysis of requirements on fatigue and damage tolerance for civil transport airplanes / Proc. of the 26th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), 1 – 3 June 2011, Montreal, Canada. P. 39 – 59.
3. **Basov V. N., Nesterenko B. G., Nesterenko G. I.** Destruction of high-strength aluminum alloys / Polet. — Moscow: Mashinostroeniye, 2008. P. 87 – 92 [in Russian].
4. **Nesterenko B. G.** Crack resistance of cladding materials for the construction of civil aircraft / Nauch. Vestn. MGTU GA. 2010. N 153. P. 7 – 14 [in Russian].
5. **Basov V. N., Nesterenko G. I.** Strength and fatigue of cladding materials for civil aircraft structures / Nauch. Vestn. MGTU GA. 2010. N 153. P. 15 – 23 [in Russian].
6. **Rambabu P., Prasad N. E., Kutumbarao V. V., Wanhill R. J. H.** Aluminium Alloys for Aerospace Applications / Aerospace Materials and Material Technologies. Vol. 1 // Prasad N., Wanhill R., eds. — Springerhink, 2017. P. 29 – 52.
7. **Giummarra C., Thomas B., Rioja R. J.** New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications / Proc. of the 3rd International Conference on Light Metals Technology. September 24 – 26, 2007, Saint-Saveur, Quebec, Canada.
8. **Antipov V. V.** Metal materials of the new generation for the airframe of promising products of aerospace equipment / Nov. Materialoved. Nauka Tekhn. 2013. N 4. P. 2 – 10 [in Russian].