

## Исследование деградации свойств материалов при эксплуатации самолетов

В. Н. Басов, Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко, В. Г. Петрусенко

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского, Жуковский, Россия

*Представлены результаты экспериментальных исследований механических характеристик, характеристик усталости, циклической трещиностойкости и остаточной прочности материалов алюминиевых сплавов обшивки крыла и фюзеляжа самолетов, имеющих наработку в эксплуатации от 8 до 38 лет.*

**Ключевые слова:** деградация, усталость, скорость роста трещин, остаточная прочность.

Отдельные вопросы деградации свойств алюминиевых сплавов в процессе длительной эксплуатации самолетов исследовались рядом ученых [1–5].

В данной работе всесторонне изучаются проблемы деградации путем экспериментального определения статической прочности, усталости и трещиностойкости материалов различных типов отечественных и зарубежных самолетов.

Экспериментальное исследование деградации характеристик материалов выполнялось на образцах, вырезанных из конструкций крыла (К) и фюзеляжа (Ф) длительно эксплуатировавшихся самолетов (старые материалы) и листов, взятых со складов (новые материалы).

Механические характеристики определяли путем испытаний образцов на растяжение в соответствии со стандартами. Исследование малоциклового усталости  $N$  проведено на образцах в виде полосы шириной 36 мм, длиной 170 мм с центральным отверстием диаметром 6 мм и коэффициентом концентрации напряжений по сечению нетто  $\alpha_\sigma = 2,6$ . Малоцикловая усталость образцов исследовалась при отнулевом нагружении ( $R = 0$ ) с максимальными напряжениями по сечению брутто  $\sigma_{\max}^{\text{брутто}} = 133$  МПа и частотой 3 Гц. По результатам испытаний определялась средняя долговечность  $\bar{N}$ .

Исследование циклической и статической трещиностойкости материалов проводилось на неподкрепленных образцах с центральной трещиной. Все образцы испытывались в исходном состоянии (сохранялись плакировка и анодировка) без применения антивыпучивающих накладок.

Испытывались два типа образцов – широкие и узкие.

Широкие образцы из крыла имели ширину  $W = 495 \dots 750$  мм, широкие образцы из фюзеляжа –  $W = 1200$  мм. Длина образцов равнялась утроенной ширине. Для имитации трещин в центре каждого образца наносился надрез. Широкие образцы на скорость роста трещин испытывались при коэффициенте асимметрии цикла  $R = 0,023$  и размахе напряжений  $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 130$  МПа с частотой  $f = 0,17$  Гц. После проведения экспериментов на длительность (скорость) роста трещин образцы с выращенной трещиной испытывали на остаточную прочность.

Узкие образцы имели ширину  $W = 160...200$  мм. Испытания узких образцов на длительность роста трещин проводились при асимметричном цикле нагружения с  $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 130$  МПа и с частотой 1 Гц. Часть исследуемых узких образцов предварительно подвергалась отжигу при температуре 400°C.

Испытания осуществлялись на электрогидравлических испытательных машинах PSA-10 "Schenck", MTS-100, MTS-250 и MTS-1000.

Экспериментальные данные по трещиностойкости материалов обрабатывались методами линейной механики разрушения [1]. Процентное содержание примесей железа (Fe) и кремния (Si) в полуфабрикатах было определено в лабораториях ВИАМ и ВИЛС. Сводные результаты исследований представлены в таблице (где  $t$  – толщина) и на рис. 1–6. Номера экспериментов (самолетов) в таблице совпадают с номерами кривых длительности роста трещин и прямых скорости роста трещин, указанными на рис. 1–6.

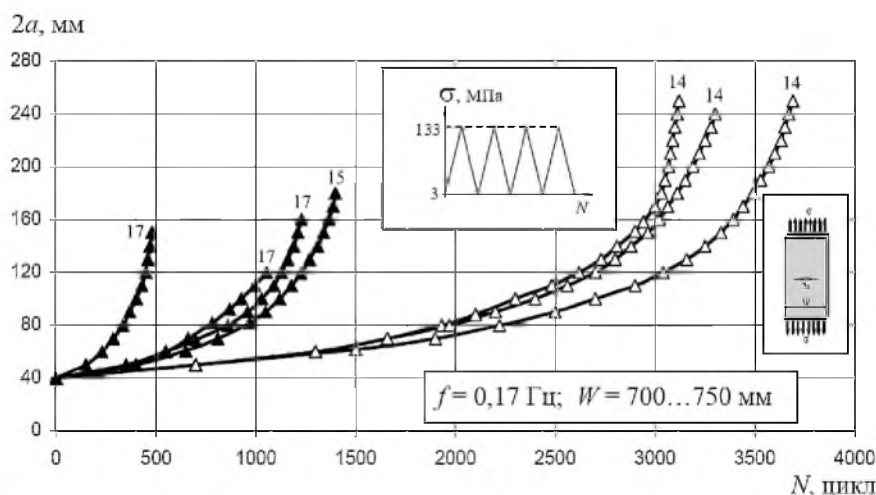


Рис. 1. Длительность роста трещин в образцах обшивки крыла Ан-12 в состоянии поставки (14) и после длительной эксплуатации (15, 17). Материал Д16АТНВ.

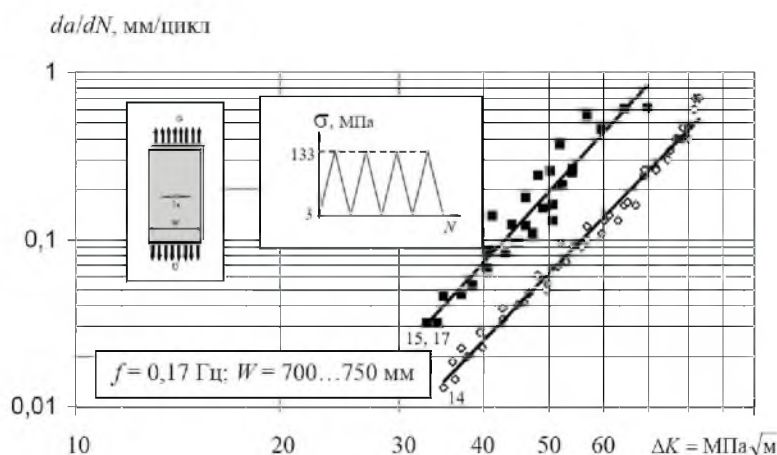


Рис. 2. Скорость роста трещин в образцах обшивки крыла Ан-10А, Ан-12 в состоянии поставки (14) и после длительной эксплуатации (15, 17). Материал Д16АТНВ.

## Результаты исследований

№ п/п	Материал	$t$ , мм	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta_{10}$ , %	Fe, %	Si, %	$N$ , цикл	$da/dN$ , мм/цикл	$K_{app}$ , $\sqrt{\text{МПа}} \cdot \sqrt{\text{М}}$	Самолет	Агрегат	$T$ , лет
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	Д16АТВ*	1,2–2,0	460	310	19	0,38	0,28	85000	4	98	–	–	0
2		1,2	440	320	18	0,32	0,21	–	8	84	Ан-12	Ф	15
3			470	340	18	–	–	73000	8	–	Ан-12	Ф	35
4			430	320	19	–	–	–	5	74	Ту-124	Ф	0
5		1,5	480	360	15	0,30	0,35	–	8	84	Ил-18	Ф	22
6			450	330	18	–	–	81000	8	–	Ил-18	Ф	33
7		2,0	460	360	18	0,18	0,20	–	6	–	Ту-154Б	Ф	21
8		2,5–6,0	450	320	19	0,38	0,28	98000	8	100	–	–	0
9		5,0	470	360	19	0,39	0,27	77000	30	85	Ил-18	К	22
10			470	360	19	0,39	0,27	43000	30	85	Ил-18	К	22
11		2,5–4,0	480	370	15	0,39	0,30	88000	25–100	–	Ил-18	К	33
12		6,0	470	360	19	0,40	0,40	60000	–	–	Ан-12	К	11
13		2,5	460	350	16	–	–	89000	30	–	Ту-134А	К	25
14		4,0	500	390	10	0,28	0,28	94000	8	101	–	–	0
15		4,0–5,0	490	410	12	0,30	0,24	83000	30	80	Ан-10А	К	13
16		6,0	500	390	13	–	–	81000	20	–	Ан-12	К	35
17		4,0	490	410	10	0,30	0,24	67000	20	82	Ан-12	К	15
18		5,0	520	430	15	0,34	0,25	66000	–	–	Ан-12	К	18

продолжение таблицы

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
19	Д16Г**	5,0	510	400	11	—	—	164000	7	105	—	—	0
20	Д16чГ**	4,0	530	430	11	0,16	0,13	181000	5	108	—	—	0
21	Д16Г**	4,0	520	410	10	0,35	0,13	159000	7	102	Ил-62	К	0
22	Д16чГ**	4,0	480	380	13	0,15	0,09	167000	7	107	Ил-76	К	0
23		4,0	530	410	13	0,16	0,15	174000	10	107	Ил-86	К	0
24	Д16Г**	3,0	510	390	12	0,38	0,27	116000	15	91	Ан-24	К	15
25	Д16Г***	5,0	530	440	12	0,25	0,21	200000	—	—	—	—	0
26		5,0	490	360	—	0,40	0,20	84000	—	—	Ан-12	К	18
27	В95АГ1В*	3,0-4,0	540	500	10	—	—	48000	20	71	—	—	0
28		3,5	540	500	8,1	—	—	41000	60	54	Ту-114	К	25
29		4,0	—	—	—	—	—	40000	—	—	Ан-8	К	20
30		3,0-4,0	560	510	12	—	—	44000	40	—	3М	К	10
31		5,0	550	500	9,0	—	—	45000	80	51	3М	К	25
32	В95Г1**	3,0-5,0	640	570	7,5	0,36	0,17	100000	—	—	—	—	0
33		6,0	620	580	7,9	0,30	0,22	41000	22	57	Ту-22М	К	15
34	В95чГ1**	6,0	570	530	8,8	0,28	0,07	110000	15	87	Ту-22М	К	0
35		6,0	590	540	9,3	0,37	0,07	110000	15	90	Ту-22М	К	8
36	2024-Т3*	1,8	480	320	17	0,19	0,15	79000	6	100	—	—	0
37		1,4	440	350	18	0,32	0,13	121000	5	87	В-707	Ф	24
38		2,0	440	300	22	0,10	0,05	82000	—	—	В-747	Ф	13

продолжение таблицы

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
39	2024-T3*	1,6	480	340	17	–	–	73000	10	–	A310	Ф	11
40	2024-T3*	6,0–7,0	500	370	16	0,33	0,14	155000	–	–	–	–	0
41		4,0	490	380	19	0,25	0,10	125000	4	108	B-707	К	24
42	2024-T351**	8,0–10,0	–	–	–	–	–	162000	–	–	–	–	0
43	2024-T351**	5,0	490	390	13	0,23	0,14	137000	4	–	A310	К	11
44		5,0	520	400	13	0,09	0,05	125000	4	–	B-747	К	13
45		5,0	520	400	13	0,09	0,05	650000	4	–	B-747	К	13
46	2024-T351***	5,0	580	460	12	0,24	0,11	166000	–	–	B-747	К	13
47	7075-T6*	6,0–7,0	560	490	12	0,28	0,16	94000	–	–	–	–	0
48	7075-T6*	1,5	590	540	13	0,20	0,15	41000	–	–	F-5E	Ф	20
49		1,6	590	–	12	–	–	76000	–	–	DC-8	Ф	15
50		3,5	560	–	10	–	–	64000	–	–	DC-8	К	15
51	7075-T651**	4,0	580	530	9,7	0,23	0,10	58000	–	–	F-5E	К	20
52	7075-T651***	3,5–4,0	650	610	8,6	0,19	0,07	100000	–	–	B-707	К	24
53		1,7–2,7	590	560	7,9	0,18	0,10	53000	–	–	F-5E	Киль	20
54	7178-T6*	3,5	610	590	9,0	0,20	0,06	43000	–	–	B-707	К	24
55		5,0	620	580	6,7	–	–	90000	–	–	B-707	К	24
56	7178-T651***	4,0	690	670	8,0	0,22	0,14	106000	–	–	B-707	К	24

**Примечание.** \* – листовый материал; \*\* – прессованная панель; \*\*\* – прессованный профиль; \* – листовый материал, неплакированный; \*\* – плита.

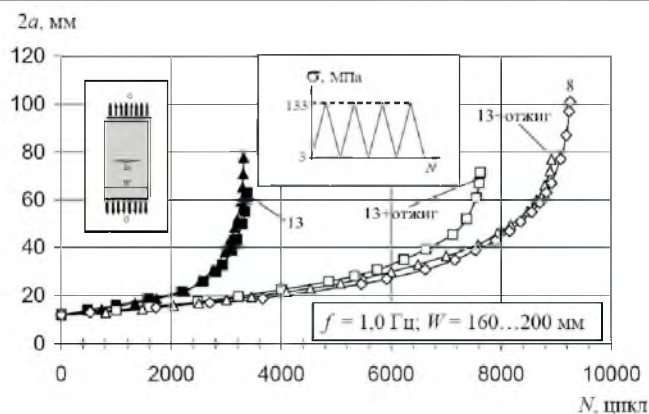


Рис. 3. Влияние отжига на длительность роста трещин в образцах обшивки крыла самолета Ту-134А из материала Д16АТВ в состоянии: поставки (8), после длительной эксплуатации (13), после длительной эксплуатации и отжига (13 + отжиг).

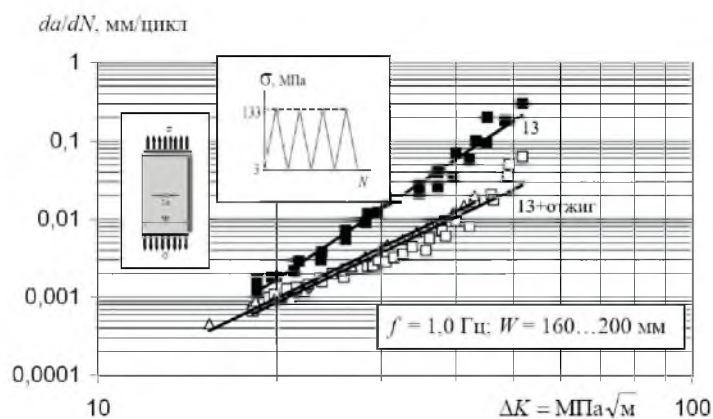


Рис. 4. Влияние отжига на скорость роста трещин в образцах обшивки крыла самолета Ту-134А из материала Д16АТВ в состоянии: поставки (8), после длительной эксплуатации (13), после длительной эксплуатации и отжига (13 + отжиг).

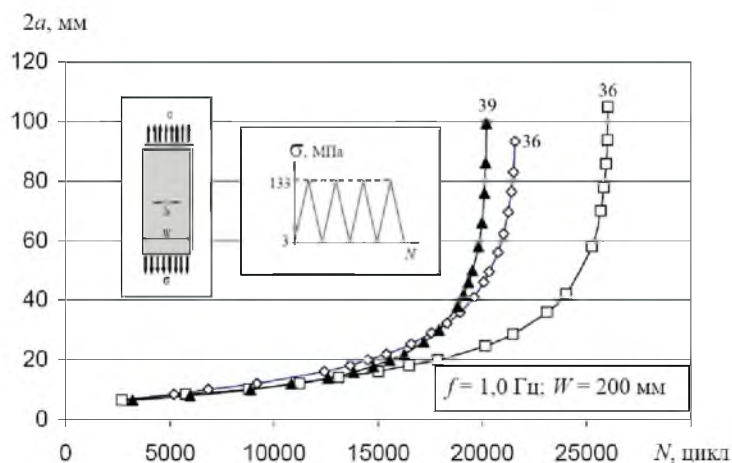


Рис. 5. Длительность роста трещин в образцах обшивки фюзеляжа А310 после длительной эксплуатации (39) и в состоянии поставки (36). Материал 2024-Т3.

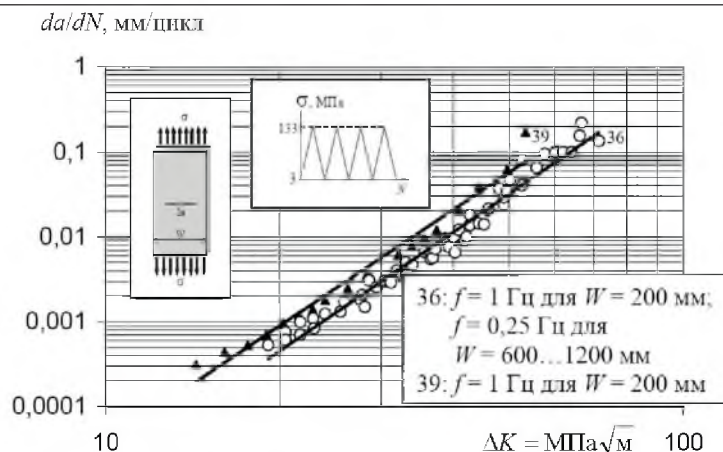


Рис. 6. Скорости роста трещин в образцах обшивки фюзеляжа А310 после длительной эксплуатации (39) и в состоянии поставки (36). Материал 2024-Т3.

Результаты исследований показали значительную деградацию (ухудшение) характеристик живучести алюминиевых сплавов.

Остаточная прочность различных полуфабрикатов уменьшилась в 1,15–1,4 раза.

Скорость роста усталостных трещин увеличилась в 1,5–4 раза.

Эффект ухудшения трещиностойкости алюминиевых сплавов подтвержден также и методом применения термообработки (отжига) при сравнении скоростей роста усталостных трещин в новых и старых (длительно эксплуатируемых) сплавах.

После длительной эксплуатации самолетов значения временного сопротивления, условного предела текучести и относительного удлинения находятся в пределах значений, задаваемых техническими условиями на соответствующий полуфабрикат алюминиевого сплава.

Наблюдается некоторое снижение средней усталостной долговечности в ряде полуфабрикатов сплавов длительно эксплуатируемых самолетов.

## Резюме

Представлено результати експериментальних досліджень механічних характеристик, характеристик втомленості, циклічної тріщиностійкості та залишкової міцності матеріалів алюмінієвих сплавів обшивки крила і фюзеляжа літаків, що мають напрацювання в експлуатації від 8 до 38 років.

1. *Gruff J. J. and Hutcheson J. G.* Effects of corrosive environments of fatigue life of aluminum alloys under maneuver spectrum loading // Proc. of Air Force Conference on Fatigue and Fracture of Aircraft Structures and Materials. – Miami Beach (Florida, Dec. 15–18, 1969).
2. *Everett R. A.* Effect of Service Usage on Tensile, Fatigue and Fracture Properties of 7075-T6 and 7178-T6 Aluminum Alloys // NASA Technical Memorandum x-3165 (Feb. 1975).



3. *Шапкин В. С.* Влияние основных факторов эксплуатации на характеристики долговечности и ресурса длительно эксплуатируемых воздушных судов и разработка методов их оценки применительно к элементам конструкции планера: Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. – М., 1995. – 32 с.
4. *Шмидт Г.-Ю.* Принципы живучести, методы и эксперименты, применяемые в конструкции современных больших транспортных самолетов для соответствия принятым нормам FAA/JAA: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. – М., 2002. – 32 с.
5. *Scheuring J. N. and Grandt (Jr) A. F.* Mechanical properties of aircraft materials subjected to long periods of service usage // Trans. ASME. – **119**. – 1997. – P. 380 – 386.
6. *Нестеренко Г. И.* Расчет характеристик эксплуатационной живучести самолетных конструкций на основе механики разрушения // Физ.-хим. механика материалов. – 1983. – № 1. – С. 12 – 20.

Поступила 04. 11. 2005