

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-29-38

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ, МОДЕЛИРУЮЩИХ ПРОДОЛЬНЫЕ И ПОПЕРЕЧНЫЕ СТЫКИ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА МС-21

**В.К. ХАРИНА<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

Поддержание летной годности воздушных судов осуществляется рядом мероприятий, гарантирующих безопасную эксплуатацию. ЦАГИ, СибНИИА, ГосНИИГА и другие организации, обладающие высокоэффективной лабораторной базой, проводят испытания и исследования конструкций и элементов конструкций для установления или продления ресурса поэтапно. Испытания требуют возможности воссоздания сложных спектров нагружения и могут являться длительными и дорогостоящими. Одна из основных проблем, возникающих при испытаниях, оказывается их форсирование. Форсирование сокращает время испытаний при сохранении эквивалентности механизмов накопления усталостных повреждений и разрушения конструкции при реальном и модельном нагружении. Для каждого этапа на основе лабораторных испытаний, испытаний в процессе эксплуатации и прогнозирования ожидаемых условий эксплуатации определяется величина ресурса и срок службы, гарантирующий безопасность полетов. Учитывая информацию о появлении дефектов, накапливаемых на каждом этапе, проводятся дополнительные испытания и разрабатываются технические мероприятия, которые определяют ресурс и срок службы авиаконструкции или элементов конструкции, выявляются недостатки проектирования, изготовления, технического обслуживания и ремонта. Одним из ключевых вопросов является механика разрушения, на которых основывается оценка живучести авиаконструкций. Механизм усталостного разрушения зависит от многих факторов: эксплуатационной нагрузки или ее модели; напряженного состояния, которое возникает во время испытаний; материала, из которого изготовлены элементы конструкции. Усталостное разрушение начинается с появления микротрещин в ослабленном месте элемента конструкции. При действии нагрузок, часто представляющих собой случайный процесс, развитие трещин идет достаточно интенсивно и приводит к разрушению конструкции. Для определения долговечности образцов, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа самолета МС-21, были проведены теоретические расчеты и экспериментальные исследования, что дало возможность судить о соответствии полученных результатов по нагруженному отверстию.

**Ключевые слова:** поддержание летной годности, продление ресурса, долговечность элементов конструкций, усталостные разрушения.

### ВВЕДЕНИЕ

Задача продления ресурса самолета базируется на исследовании живучести и усталостных характеристик силовых элементов авиационных конструкций, а также оценочных методов расчетов долговечности элементов конструкции [4]. На основании анализа результатов экспериментальных исследований образцов, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа самолета МС-21 [5], разработаны методы расчета долговечности стыков фюзеляжа. Учитывая действующие напряжения изгиба, иногда превышающие номинальные напряжения в несколько раз, возникает явление геометрической нелинейности – зависимости напряженно-деформированного состояния от уровня нагружения<sup>1</sup> [6-14] с увеличением концентрации напряжений в месте отверстия. При расчетах и изучении явления концентрации напряжений при плоском напряженном состоянии величина отверстия должна быть достаточно малой по сравнению с шириной образца в наименьшем поперечном сечении (отношение ширины образца к диаметру отверстия равно 6, диаметр отверстия 5 мм, толщина образца 2 мм). В месте заклепочного соединения стыков фюзеляжа исследовались разнооб-

<sup>1</sup> Авиационный справочник А.С. 1.1.М.001-2012. М.: ОАК, ЦАГИ, 2013. 302 с.

разные виды деформированного состояния на образцах, моделирующих продольные и поперечные стыки фюзеляжа. Объектами испытаний были образцы (рис.1), изготовленные на Иркутском авиационном заводе (ИАЗ) в соответствии с технологией изготовления элементов фюзеляжа самолета МС-21. Продольные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин внахлест. Объектами испытаний также были образцы в виде полосы с центральным отверстием, изготовленные из тех же листов 1163РДТВ л. 2.0, что и образцы, моделирующие поперечные стыки. Образцы были выполнены из неплакированного листа 1163РДТВ л. 2.0 в виде полосы шириной 30 мм с центральным отверстием диаметром 5 и 4 мм вдоль и поперек проката листов. 1163 РДТВ – современный алюминиевый сплав Al-Cu-Mg, прежде всего использующийся для авиации. Из него выполняются внешние обшивки крыла, фюзеляжа, стрингеры. Поставляется в виде листов и плит. Для обшивки фюзеляжа отечественного гражданского самолета МС-21 1163РДТВ является основным. По сравнению с другими сплавами 1163РДТВ обладает повышенной выносливостью и более высокой вязкостью разрушения. Применение полуфабрикатов из этого материала гарантированно обеспечивает ресурс планера перспективных самолетов гражданского назначения более 60000 летных часов, что составляет 40 лет срока службы. Для того, чтобы минимизировать количество стыков по окружности фюзеляжа листы из 1163РДТВ выполняются больших габаритных размеров, чем серийно выпускаемые. Улучшение характеристик осуществляется с помощью твердой регламентированной плакировки.

### ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Изучение влияния на долговечность стыков фюзеляжа толщины листов сопровождалось исследованием влияния на ресурс крепежных элементов.

Объектами испытаний были образцы, изготовленные на Иркутском авиационном заводе (ИАЗ) в соответствии с технологией изготовления элементов фюзеляжа самолета МС-21.

Продольные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин внахлест. Направление проката – поперечное.

Поперечные стыки фюзеляжа имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин на накладке. Направление проката пластин (обшивки) – долевое, накладки – поперечное.

Образцы в виде полосы с центральным отверстием. Испытания выполнялись в соответствии с программами усталостных испытаний образцов стыков фюзеляжа самолета МС-21 для обеспечения заданного ресурса планера самолета на базе ФГУП «ЦАГИ».

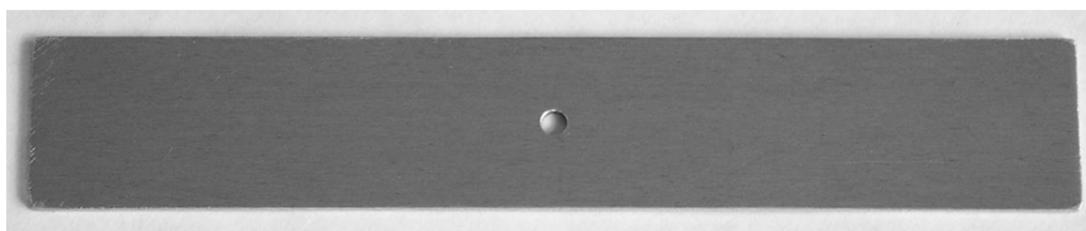


Рис. 1. Образец 8.012

Fig. 1. Sample 8.012

Нагружение образцов проводилось синусоидальной отнулевой нагрузкой, частота циклов нагружений устанавливалась 3÷5 Гц. Испытания проводились до окончательного разрушения.

Максимальные величины нагрузок были заданы по напряжениям и значениям толщины  $t$  и ширины  $W$  образца:

$$P_{\max} = \sigma_{\max} \cdot t \cdot W.$$

Результаты испытаний представлены в табл. 1.

Таблица 1  
Table 1

Долговечность образцов из 1163РДТВ  
Durability of samples from 1163RDTV

Обозначение образца	<i>НВ</i>	<i>d</i> мм	<i>B/d</i>	$\alpha_{\sigma}$	$\sigma_{\max \text{ нетто}}$	$\sigma_{\max \text{ нетто}}^{\text{прив}}$ кгс/мм <sup>2</sup>	$\tilde{N}$ ЦИКЛ	$S_{\lg N}$	<i>n</i> шт.
8.012	<i>L-T</i>	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	273 370	0.174	5
8.021	<i>T-L</i>	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	246 100	0.176	5
8.022	<i>L-T</i>	4.0	7.5	2.65	12.00	12.34	>479 000	-	5
0.011	<i>T-L</i>	4.0	7.5	2.65	20.00	20.56	44 990	0.016	4
					12.00	12.34	313 160	0.140	6
0.012	<i>L-T</i>	5.0	6.0	2.58	20.00	20.00	42 680	0.077	5
					12.00	12.00	408 280	0.160	5
0.021	<i>T-L</i>	5.0	6.0	2.58	20.00	20.00	49 230	0.032	4
					12.00	12.00	250 370	0.101	6
0.022	<i>L-T</i>	4.0	7.5	2.65	20.00	20.56	42 820	0.057	5
					12.00	12.34	255 020	0.099	5
8.012 & 0.012	<i>L-T</i>	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	411 270	0.184	9
8.021 & 0.021	<i>T-L</i>	5.0	6.0	2.58	12.00	12.00	266 910	0.179	11
8.022 & 0.022	<i>L-T</i>	4.0	7.5	2.65	12.00	12.34	307 350	0.128	10

В таблице использованы обозначения:

*НВ* – направление вырезки образца из листа (*L-T* – вдоль проката, *T-L* – поперек проката);

*B* – ширина образца;

*d* – диаметр отверстия;

$\sigma_{\max \text{ нетто}}^{\text{прив}} = \sigma_{\max \text{ нетто}} \cdot \alpha_{\sigma} / \alpha_{\sigma B/d=6}$  – максимальное напряжение нетто образца с произвольным значением *B/d*, приведенное к максимальному напряжению нетто образца с *B/d*=6 ;

$\tilde{N}$  – среднее значение долговечности (антилогарифм среднего значения логарифма долговечности);

$S_{\lg N}$  – рассеяние логарифма долговечности;

*n* – количество испытанных образцов.

Кривая усталости материала [4] при отнулевом нагружении аппроксимировалась степенной зависимостью в виде:

$$\lg(N) = C - m \cdot \lg(\sigma),$$

где *C* и *m* – экспериментальные константы.

Отклонения максимальной и минимальной нагрузок от заданного значения в данных испытаниях на испытательных машинах не превышали 1.5% максимальной нагрузки  $P_{\max}$ .

Образцы вырезались как вдоль, так и поперек проката листов.

Как видно по кривым усталости (рис. 2, 3), полученные значения долговечностей для образцов-свидетелей (аналогичных реальному объекту, изготовленных из того же материала, по такой же технологии, что фюзеляж самолета МС-21, для испытаний и определения долговечности) заметно ниже долговечностей, анонсируемых в Авиационном справочнике [2].

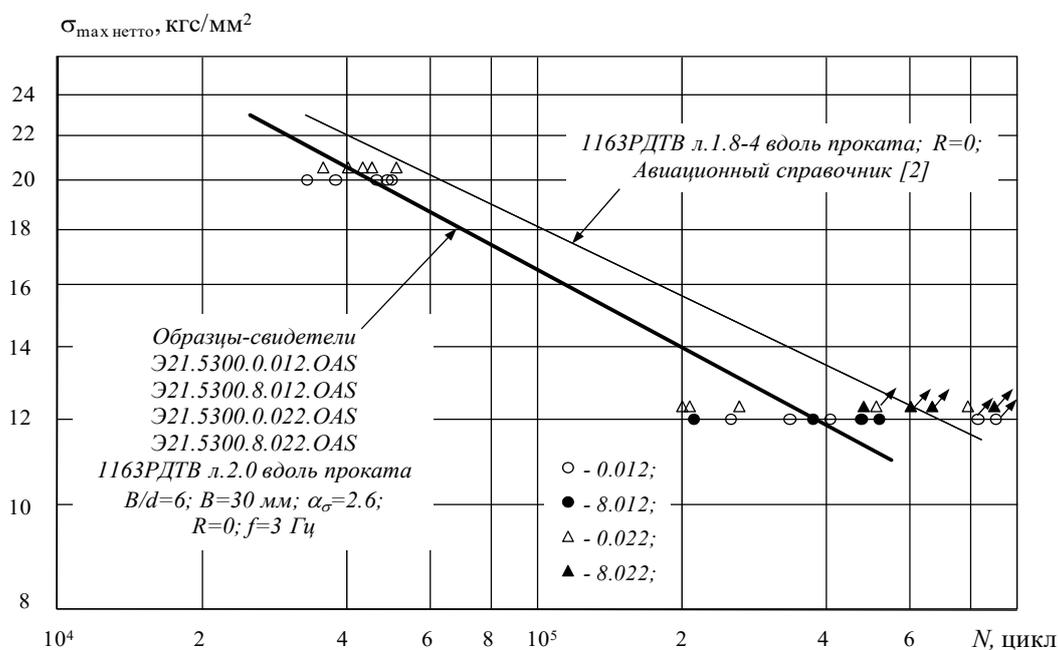


Рис. 2. Кривые усталости образцов-свидетелей в виде полосы с отверстием из листа 1163РДТВ л.2.0 вдоль проката

Fig. 2. Fatigue curves of witness-samples in the form of a strip with a hole from sheet 1163RDTV 1.2.0 along the rolled metal

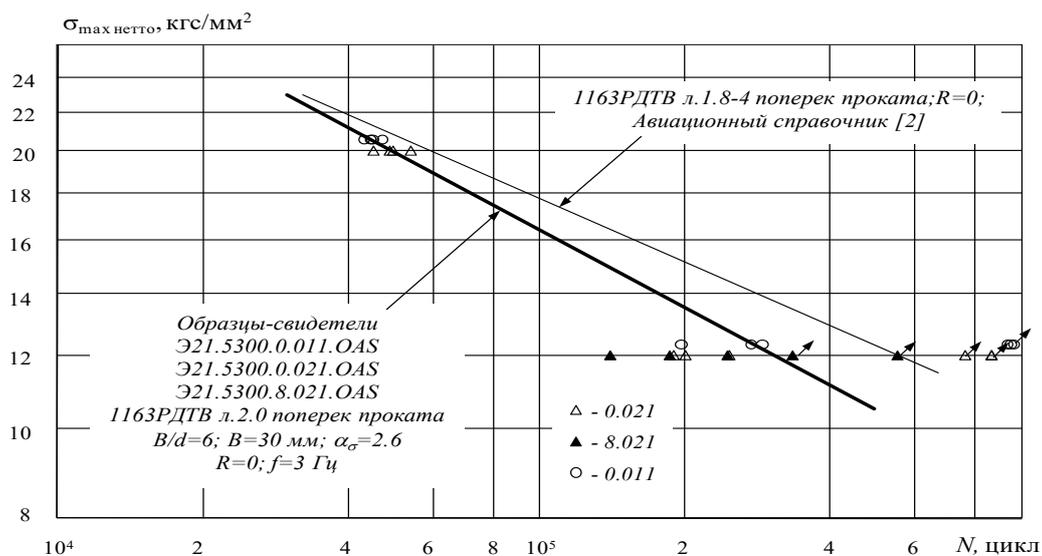


Рис. 3. Кривые усталости образцов-свидетелей в виде полосы с отверстием из листа 1163РДТВ л.2.0 поперек проката

Fig. 3. Fatigue curves of witness-samples in the form of a strip with a hole from sheet 1163RDTV 1.0.0 across the rolled metal

Значения констант кривой усталости [11] (брутто), использованные далее в расчётах, приведены в табл. 2.

Таблица 2  
Table 2

Параметры кривых усталости материала 1163РДТВ л.2,0  
The parameters of the material fatigue curves 1163RDTV 1.2.0

Направление вырезки образца	$C$	$m$
Вдоль проката	9.749	4.17
Поперек проката	9.065	3.58

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ

Расчет напряжённого состояния соединения выполнен с помощью разработанного в ЦАГИ программного комплекса для расчета напряженного состояния и оценки долговечности до разрушения соединений элементов авиационных конструкций.

Соединяемые элементы рассматриваются как стержни, работающие на растяжение и изгиб. Разработанная методика позволяет определять напряженное состояние соединений с учетом зависимости напряженного состояния от уровня нагружения, то есть геометрической нелинейности, с высокой точностью и быстродействием; позволяет определять матрицу податливости болтов и заклепок [6] с учетом влияния осевой затяжки, жесткости головок (гаек), технологии установки и деформаций сдвига крепежа.

### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЯ

Характер распределения напряжений в полосе, ослабленной круглым отверстием, и определение величины коэффициента концентрации напряжения дается в соответствии с теорией упругости. В лабораторных условиях МГТУ ГА проводились эксперименты с подобными пластинами из авиационного материала Д-16 толщиной  $t = 3,3$  мм, шириной  $b = 199,4$  мм. Полоса с круглым отверстием подвергалась растяжению на разрывной испытательной машине типа WDW. Тензодатчики, расположенные в разных частях пластины, фиксировали деформацию. В поперечных сечениях, удаленных от отверстия, возникают только нормальные напряжения. Напряжение вблизи выреза фиксировалось значительно больше, чем на участке пластины, расположенном дальше от выреза [5, 8]. Эпюры, построенные по результатам экспериментальных исследований, имеют характерные очертания. По показаниям тензодатчиков 4÷7 – напряжения в сечении АВ распределены равномерно, тензодатчики 1÷3 и 1'÷3' показывают концентрацию напряжений вблизи отверстия (рис. 4).

Коэффициентом концентрации напряжений [5] будет являться отношение  $\sigma_{max} / \sigma_0$ .

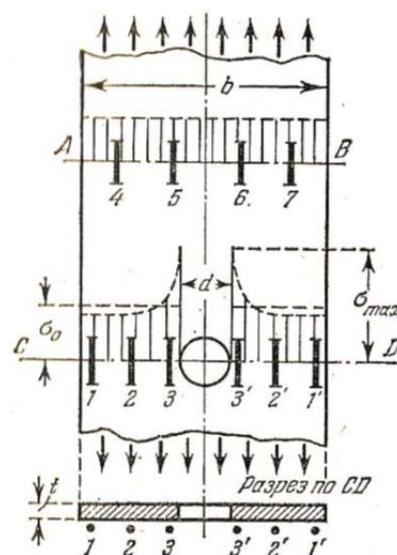


Рис. 4. Эпюры, построенные по результатам экспериментальных исследований

Fig. 4. Plots based on the results of experimental studies

В ослабленном сечении  $\sigma_0 = \frac{P}{t(b-d)}$ .

При действии переменных нагрузок места концентрации напряжений являются подверженными возникновению усталостных трещин [20], что подтверждается экспериментальными данными.

Поперечные стыки фюзеляжа (рис. 5, 6) имитировались трехрядными односрезными поперечными стыками двух пластин на накладке. Для уменьшения изгибных напряжений и приближения условий работы образца к реальной конструкции на образцы при испытаниях устанавливали имитатор шпангоута. Направление проката у листов – долевое, у накладок – поперечное. Образцы выполнены из листов 1163РДТВ л. 2.0 и 2.5.

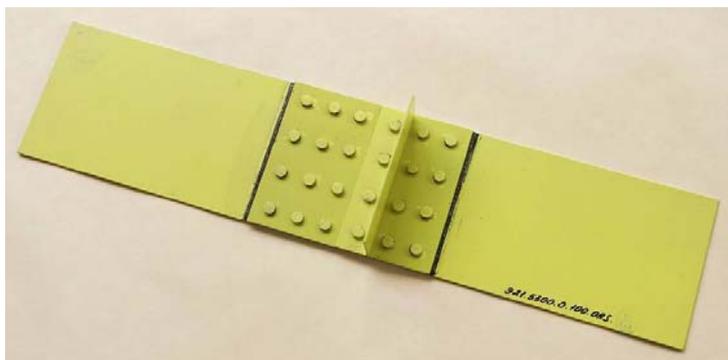


Рис. 5. Образец поперечного стыка фюзеляжа на заклепках  
Fig. 5. Sample of the fuselage cross joint with rivets

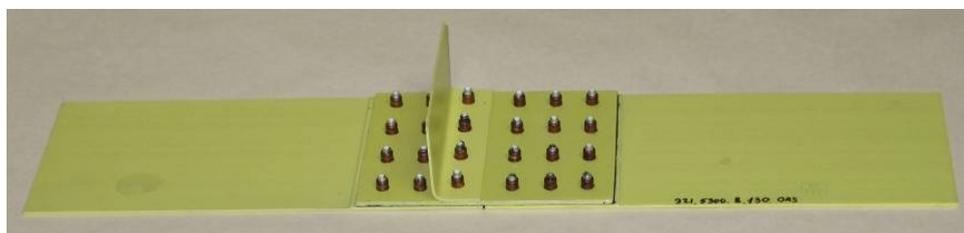


Рис. 6. Образец поперечного стыка фюзеляжа на болт-заклепках  
Fig. 6. Sample of the fuselage cross joint with high locks

На рис. 7, 8 приведены характерные изломы поперечных стыков, полученные при испытаниях.

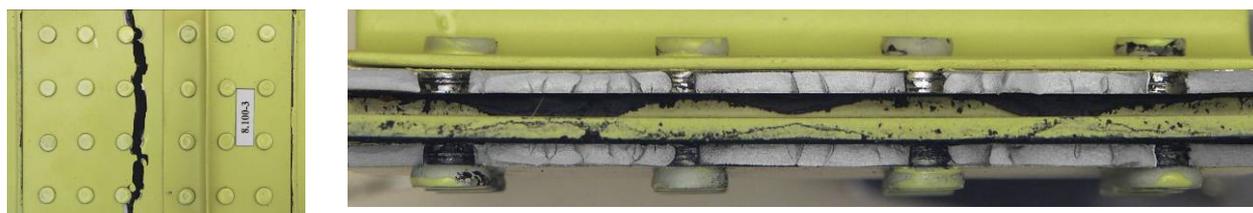
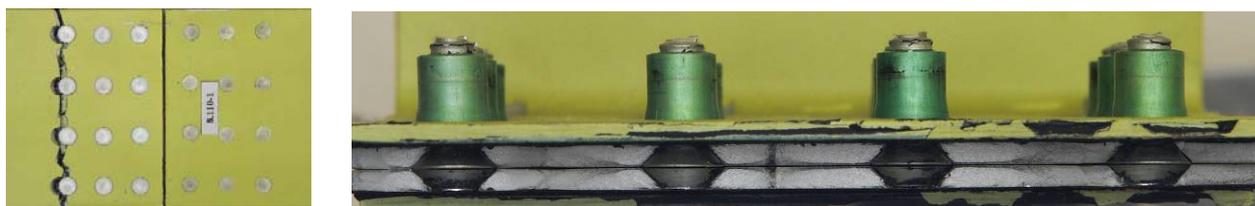


Рис. 7. Разрушение по галтельному переходу, например, образец 8.100 № 1, крепёж – заклёпки ЗУГА  
Fig. 7. Destruction of the fillet, for example, sample 8.100 No. 1, fasteners - rivets ZUGA



**Рис. 8.** Разрушение первого ряда листа по отверстиям под болт-заклёпки и перед замыкающими головками болт-заклёпок, листа, например, образец 8.110 № 1, крепёж – болт-заклёпки  $\varnothing 5$  мм по ОСТ 1 11631

**Fig. 8.** Destruction of the sheet first row through the holes for the bolt-rivets and in front of the locking heads of the bolt-rivets of the sheet, for example, sample 8.110 No. 1, fasteners – high locks  $\varnothing 5$  mm according to OST 1 11631

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Распределение напряжений в зонах концентрации может быть найдено методами теории упругости или экспериментальными. Точное решение подобных задач во многих случаях не удается. Поэтому кроме экспериментальных данных часто пользуются численными методами, позволяющими получить результаты с достаточной точностью.

Теоретические расчеты и экспериментальные исследования подтверждают, что при плавном изменении формы и размеров тел методы сопротивления материалов позволяют с достаточной точностью оценивать напряженно-деформированное состояние в любой точке пластины. Но в зонах с резким изменением форм и размеров тел, а также в зонах контакта деталей проявляется явление концентрации напряжений. В общем случае концентрация напряжений зависит от формы и размеров тела, вида концентратора, его размеров и расположения, от характера нагружения (одноосное растяжение, растяжение по двум направлениям, изгиб). Концентрация напряжения оказывает значительное влияние на прочность при переменных, динамических и статических нагрузках. Особенно неблагоприятно влияет при динамической нагрузке, в силу того, что удельная работа внутренних сил пропорциональна квадрату напряжений и энергия удара концентрируется в ослабленных местах. По результатам испытаний выявлено три основных типа разрушения: по нагруженному отверстию, по головкам заклёпок и по галтельному переходу. ЦАГИ проведен анализ результатов экспериментальных исследований долговечности образцов, имитирующих различные варианты стыков фюзеляжа самолета МС-21, сделаны выводы, даны рекомендации.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ицкович А.А., Файнбург И.А.** Показатели эффективности процессов поддержания летной годности воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 21–26.
2. **Бутушин С.В., Семин А.В.** Целостность элементов конструкции планера при длительной эксплуатации воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 30–37.
3. **Басов В.Н.** Влияние длительной эксплуатации самолетов на прочностные характеристики материалов / В.Н. Басов, Г.И. Нестеренко, Б.Г. Нестеренко, В.Г. Петрусенко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 38–48.
4. **Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С.** Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. М.: Воздушный транспорт, 2002. 424 с.
5. **Басов В.Н., Балашов В.В., Стойда Ю.М. и др.** Испытание образцов фюзеляжа самолет МС 21-200. Отчёт НИО-18 ЦАГИ № 5815, 2011. 92 с.

6. Семернин А.В., Стрижиус В.Е. Методы расчетов на усталость элементов с геометрическими концентраторами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 76–83.
7. Yang H. The effects of corrosive media on fatigue performance of structural aluminum alloys / H. Yang, Y. Wang, X. Wang, P. Pan, D. Jia // Metals. 2016. Vol. 6, iss. 7. Pp. 160. DOI: 10.3390/met6070160
8. Goranson U.G. Damage tolerance theory and practice // Moscow Aeronautical University. 1997. September 8. Moscow, Russia.
9. Torres V.F.S., Voorwald H.J.C. An evaluation of shot peening, residual stress and stress relaxation on the fatigue life of AISI 4340 steel // International Journal of Fatigue. 2002. Vol. 24, iss. 8. Pp. 877–886. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00205-5
10. Sharp P.K. Fatigue life recovery in aluminum alloy aircraft structure / P.K. Sharp, Q. Liu, S.A. Barter, P. Baburamani, G. Clark // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. 2002. Vol. 25, iss. 2. Pp. 99–110. DOI: 10.1046/j.1460-2695.2002.00481.x
11. Teng T.-L., Chang P.-H. Effect of residual stress on fatigue crack initiation life for butt-welded joints // Journal of Materials Processing Technology. 2004. Vol. 145, iss. 3. Pp. 325–335. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2003.07.012
12. Белов В.К. Повышение усталостной долговечности заклепочных и сварных соединений авиационных конструкций технологическими методами: монография / В.К. Белов, Г.Ф. Рудзей, А.А. Калюта. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. 179 с.
13. Larignon C. Investigation of Kelvin probe force microscopy efficiency for the detection of hydrogen ingress by cathodic charging in an aluminium alloy // C. Larignon, J. Alexis, E. Andrieu, L. Lacroix, G. Odemer, C. Blanc // Scripta Materialia. 2013. Vol. 68, iss. 7. Pp. 479–482. DOI: 10.1016/j.scriptamat.2012.11.026
14. Burns J.T., Larsen J.M., Gangloff R.P. Effect of initiation feature on microstructurescale fatigue crack propagation in Al-Zn-Mg-Cu // International Journal of Fatigue. 2012. Vol. 42. Pp. 104–121. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2011.08.001
15. Серенсен С.В., Когаев Б.П., Шнейдерович Р.М. Несущая способность и расчет деталей машин на прочность: руководство и справочное пособие. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1975. 488 с.
16. Стрижиус В.Е. Некоторые аспекты теории и практики обеспечения усталостной прочности и ресурса конструкции современных самолетов транспортной категории // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 66–75.
17. Иванов М.Н., Финогенов В.А. Детали машин: учебник для вузов. 8-е изд., испр. М.: Высшая школа, 2003. 408 с.
18. Петерсон Р. Коэффициенты концентрации напряжений: пер. с англ. И.А. Нечай, И.П. Сухарев, Б.Н. Ушаков. М.: МИР, 1977. 302 с.
19. Семин М.И. Основы сопротивления материалов: учеб. пособие. М.: ВЛАДОС, 2004. 255 с.
20. Gayaram T.V. Effect of thermal exposure on the mechanical and wear properties of aerospace alloys / T.V. Gayaram, J.J. Patel, H.O. Dabhi, V.D. Dhiman // Journal for Research. 2016. Vol. 02, iss. 01. Pp. 51–57.
21. Chan K.S., Jones P., Wang Q. Fatigue crack growth and fracture paths in aluminum alloys // Materials Science and Engineering: A. 2003. Vol. 341, iss. 1-2. Pp. 18–34. DOI: 10.1016/S0921-5093(02)00196-X

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Харина Вера Константиновна**, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, h.vera @bk.ru

## DETERMINATION OF DURABILITY OF SAMPLES MODELING THE MS-21 FUSELAGE LONGITUDINAL AND CROSS JOINTS

Vera K. Harina<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

### ABSTRACT

Aircraft airworthiness maintenance is carried out by a number of measures guaranteeing safe operation. TsAGI, SibNIIA, GosNIIGA and other organizations with a highly-efficient laboratory base conduct tests and studies of structures and structural elements to determine or extend the operational life in stages. The tests require the capability to recreate complex loading spectra and they can be lengthy and expensive. One of the main problems encountered during testing is its forcing. Forcing reduces the test time while maintaining the equivalence of the fatigue damage and structural failure accumulation mechanisms under real and model loading. For every stage, the operational life limit and durability, guaranteeing flight safety, are determined on the basis of laboratory tests, operation tests and prediction of expected operating conditions. At every stage, information about the emerging defects is accumulated, additional tests are carried out and technical measures, determining the aircraft structure or structural elements operational life and durability, are developed, and design, manufacture, maintenance and repair deficiencies are identified. One of the key issues is the fracture mechanics, which the assessment of the aircraft structures survivability is based on. The fatigue failure mechanism depends on many factors: operational load or its model; stress condition that occurs during testing; the material, which the structural elements are made of. Fatigue failure begins with the microcracks in the structural element weakened area. Under the loads action, often being a random process, the cracks propagation is quite intense and it leads to the destruction of the structure. To determine the durability of the samples, modeling the MS-21 fuselage longitudinal and cross joints, theoretical calculations and experimental studies were carried out, and it allowed to judge about the compliance of the results obtained by the loaded hole.

**Key words:** airworthiness maintenance, operational life extension, structural elements durability, fatigue failure.

### REFERENCES

1. **Itskovich, A.A. and Fainburg, I.A.** (2012). *Indicators of the efficiency of processes of maintenance of the aircrafts airworthiness*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 178, pp. 21–26. (in Russian)
2. **Butushin, S.V. and Semin, A.V.** (2009). *Integrity of elements of a glider at continued airworthiness*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 30–37. (in Russian)
3. **Basov, V.N., Nesterenko, G.I., Nesterenko, B.G. and Petrusenko, V.G.** (2009). *Material property degradation study during aircraft operation*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 38–48. (in Russian)
4. **Arepev, A.N., Gromov, M.S. and Shapkin, V.S.** (2002). *Problemy ekspluatatsionnoy zhivuchesti aviatsionnykh konstruksiy* [Issues with operational survivability of aircraft structures]. Moscow: Vozdushnyy transport, 424 p. (in Russian)
5. **Basov, V.N., Balashov, V.V., Stoyda, Yu.M. and others.** (2011). *Ispytaniye obraztsov fyuzelyazha samolet MS 21-200* [Testing the fuselage samples of the aircraft MC 21-200]. Otchet NIO-18 TsAGI, no. 5815, 92 p. (in Russian)
6. **Semernin, A.V. and Strizius, V.E.** (2009). *Methods for fatigue life analysis of elements with geometrical concentrators*. Nauchnyy vestnik MGTU GA, no. 141, pp. 76–83. (in Russian)
7. **Yang, H., Wang, Y., Wang, X., Pan, P. and Jia, D.** (2016). *The effects of corrosive media on fatigue performance of structural aluminum alloys*. Metals, vol. 6, issue 7, pp. 160. DOI: 10.3390/met6070160
8. **Goranson, U.G.** (1997). *Damage tolerance theory and practice*. Moscow Aeronautical University, September 8, Moscow, Russia.
9. **Torres, V.F.S. and Voorwald, H.J.C.** (2002). *An evaluation of shot peening, residual stress and stress relaxation on the fatigue life of AISI 4340 steel*. International Journal of Fatigue, vol. 24, issue 8, pp. 877–886. DOI: 10.1016/S0142-1123(01)00205-5

10. Sharp, P.K., Liu, Q., Barter, S.A., Baburamani, P. and Clark, G. (2002). *Fatigue life recovery in aluminum alloy aircraft structure*. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 25, issue 2, pp. 99–110. DOI: 10.1046/j.1460-2695.2002.00481.x

11. Teng, T.-L. and Chang, P.-H. (2004). *Effect of residual stress on fatigue crack initiation life for butt-welded joints*. *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 145, issue 3, pp. 325–335. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2003.07.012

12. Belov, V.K., Rudzey, G.F. and Kalyuta, A.A. (2006). *Povysheniye ustalostnogo resursa zaklepok i svarnykh soyedineniy aviatsionnykh konstruksiy tekhnologicheskimi metodami: Monografiya* [Improving the fatigue life of rivets and welded joints of aircraft structures by technological methods: Monography]. Novosibirsk: Izdatelstvo NGTU, 179 p. (in Russian)

13. Larignon, C., Alexis, J., Andrieu, E., Lacroix, L., Odemer, G. and Blanc, C. (2013). *Investigation of Kelvin probe force microscopy efficiency for the detection of hydrogen ingress by cathodic charging in an aluminum alloy*. *Scripta Materialia*, vol. 68, issue 7, pp. 479–482. DOI: 10.1016/j.scriptamat.2012.11.026

14. Burns, J.T., Larsen, J.M. and Gangloff, R.P. (2012). *Effect of initiation feature on microstructurescale fatigue crack propagation in Al-Zn-Mg-Cu*. *International Journal of Fatigue*, vol. 42, pp. 104–121. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2011.08.001

15. Serensen, S.V., Kogaev, B.P. and Shneyderovich, R.M. (1975). *Nesushchaya sposobnost i raschet detaley mashin na prochnost: rukovodstvo i spravochnoye posobiye* [Bearing capacity and strength calculation of machine parts. Guide and reference book.]. 3rd ed. Moscow: Mashinostroyeniye, 488 p. (in Russian)

16. Strizius, V.E. (2009). *Some aspects of the theory and practice of fatigue durability maintenance for transport category modern aircraft structure*. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 141, pp. 66–75. (in Russian)

17. Ivanov, M.N. and Finogenov, V.A. (2003). *Detali mashin. Uchebnik dlya VUZov* [Machine parts: Textbook for Universities]. 8th ed., ispravlennoye. Moscow: Vysshaya shkola, 408 p. (in Russian)

18. Peterson, R.E. (1974). *Stress concentration factors*. John Wiley & Sons, New York, 298 p.

19. Semin, M.I. (2004). *Osnovy soprotivleniya materialov* [Fundamentals of the materials resistance]. Moscow: VLADOS, 255 p. (in Russian)

20. Gayaram, T.V., Patel, J.J., Dabhi, H.O. and Dhiman, V.D. (2016). *Effect of thermal exposure on the mechanical and wear properties of aerospace al alloys*. *Journal for Research*, vol. 02, issue 01, pp. 51–57.

21. Chan, K.S., Jones, P. and Wang, Q. (2003). *Fatigue crack growth and fracture paths in aluminum alloys*. *Materials science and Engineering: A*, vol. 341, issue 1-2, pp. 18–34. DOI: 10.1016/S0921-5093(02)00196-X

## INFORMATION ABOUT AUTHOR

**Vera K. Harina**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, h.vera @ bk.ru

Поступила в редакцию 06.04.2020  
Принята в печать 21.05.2020

Received 06.04.2020  
Accepted for publication 21.05.2020