

Анализ методов обеспечения усталостной долговечности продольных соединений силовых элементов крыла

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Выполнен анализ методов повышения усталостной долговечности зон соединения продольных стыков силовых элементов крыла, которые целесообразно применять при проектировании высокоресурсного крыла транспортной категории.

Ключевые слова: усталостная долговечность, трещиностойкость, продольные стыки крыла, механизация.

Современный рынок самолетов транспортной категории характеризуется высокой конкуренцией, что приводит к повышению требований к их ресурсу и безопасности полетов. Одним из приоритетных направлений развития мирового самолетостроения является значительное увеличение ресурсных характеристик планера самолета.

Большинство самолетов, как отечественных, так и зарубежных, проектируются с учетом заданного ресурса, величина которого достигает от 60 тысяч летных часов для тяжелых транспортных самолетов и до 80 тысяч летных часов для средних магистральных самолетов [1, 2].

Для повышения конкурентоспособности отечественного самолетостроения на мировом рынке авиационных услуг необходимо вести новые научные разработки по обеспечению ресурса и надежности конструкций самолетов на этапах проектирования, производства и эксплуатации.

Ресурс планера самолета определяется ресурсом его основных силовых элементов. Такими силовыми элементами являются продольные соединения крыла, т. е. ресурс конструктивных элементов планера в целом должен быть не менее чем ресурс продольных соединений крыла.

Целью работы является анализ методов обеспечения усталостной долговечности и ресурса продольных соединений силовых элементов крыла.

Разрушение конструктивных элементов авиационной техники по усталостному механизму является результатом действия на них циклических нагрузок различного характера. В реальных условиях оно сопровождается воздействием на деталь дополнительных факторов (конструктивных, эксплуатационных, производственных, действием окружающей среды).

Основными факторами, влияющими на усталостную долговечность деталей, является характер их нагружения, вид материала, наличие концентраторов напряжений и деформаций, остаточных напряжений, в частности технологического происхождения, состояние поверхности деталей, наличие поверхностных дефектов, режимы нагружения, влияния среды.

На начальном этапе проектирования выполняют выбор материала. Основным конструкционным материалом (65...75%) для элементов авиационной техники многих лет являются алюминиевые сплавы. Кроме алюминиевых сплавов применяют и конструкционные (среднепрочные и высокопрочные) и коррозионно-стойкие стали (8...10%), титановые сплавы (1,5...3%) и композиционные материалы.

При выборе материала для конструкции АТ оперируют такими свойствами, как удельная прочность и жесткость при минимальной массе, т. е. стремятся увеличить весовую эффективность.

Весовую эффективность материала оценивают по удельной прочности, удельной жесткости и удельной трещиностойкости. Так как в данной статье рассматриваются меры, направленные на увеличение усталостной долговечности, главным критерием в выборе материала будет удельная трещиностойкость:

$$\frac{K_{1c}}{\rho}$$

где ρ – плотность материала, кг/м³; K_{1c} – коэффициент интенсивности напряжения, МПа · √м.

В современной авиационной промышленности алюминиевые сплавы являются основным материалом для изготовления крыла. Наиболее распространены в авиастроении алюминиевые сплавы Д16 и В95.

Сплав Д16Т (алюминий-медь-магний) в естественно состаренном состоянии обладает хорошими сочетаниями характеристик выносливости, вязкости разрушения сопротивлению роста трещин. Благодаря его характеристикам этот сплав применяют для изготовления деталей, работающих на высокие растягивающие усилия. В конструкции крыла самолета это нижние панели крыла, нижние пояса лонжеронов. Зарубежным аналогом сплава Д16 является сплав 2024-Т3.

Сплав В95пч (алюминий-цинк-магний-медь) обладает самыми высокими характеристиками прочности по сравнению с основными конструкционными алюминиевыми сплавами. Максимальная прочность его достигает в состоянии Т1. По сравнению со сплавом Д16Т этот сплав имеет худшие усталостные характеристики, по этому применяют его в деталях, в которых усталостная долговечность не критична, – это верхние панели крыла, верхние полки лонжеронов, фитинги. Аналог этого сплава – 7075-Т6.

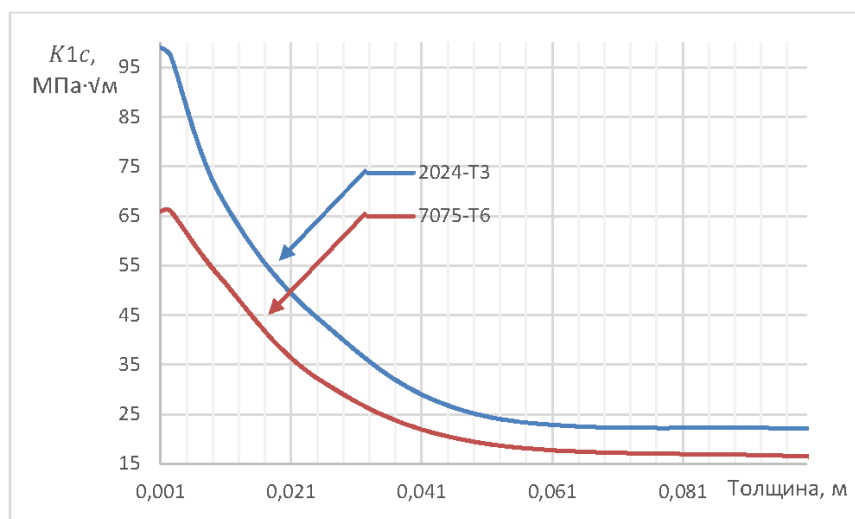


Рис. 1. Зависимость коэффициента интенсивности напряжения от толщины листа для 2024-Т3 и 7075-Т6

На усталостные характеристики материала влияет его толщина (рис. 1). Кроме того, усталостные характеристики зависят от ориентации оси образца по отношению к оси наибольшей деформации полуфабриката. При проектировании деталей это важный аспект при выборе направления ориентации материала и действия нагрузки.

В табл. 1 представлена вязкость разрушения отечественных материалов и зарубежных аналогов при плоской деформации при внецентренном растяжении компактного образца.

Таблица 1

Механические и усталостные характеристики алюминиевых сплавов

Сплав		Заготовка	Толщина, м	K _{1c} , МПа · √м		σ _B , МПа	σ _{0,2} , МПа
				Ориентация образца			
Отечественные	Аналог			Д**	П**		
АК8Т1(1380)*	2014-Т651	Плита	0-0.025	24.2	23.1	467	386
Д16Т(1160)*	2024-Т351	Плита	0.013-0.051	34.1	31.9	448	345
Д16Т1Н	2024-Т851	Плита	0.013-0.038	25.3	22.0	455	393
В95Т3(1950)*	7075-Т745	Поковка	0-0.038	37.4	24.2	455	372
В95Т1	7075-Т6	Протяжка	0.013-0.019	31.9	23.1	586	524
В95Т1	7075-Т651	Плита	0.013-0.051	28.6	24.2	545	496
В96Т1	7178-Т651	Плита	0.013-0.025	26.4	22.0	545	490

* - новая маркировка алюминиевых сплавов;

** - ориентация образца: «Д» – продольное, «П» – поперечное.

На рис. 2, показана схема крыла современного самолета транспортной категории.

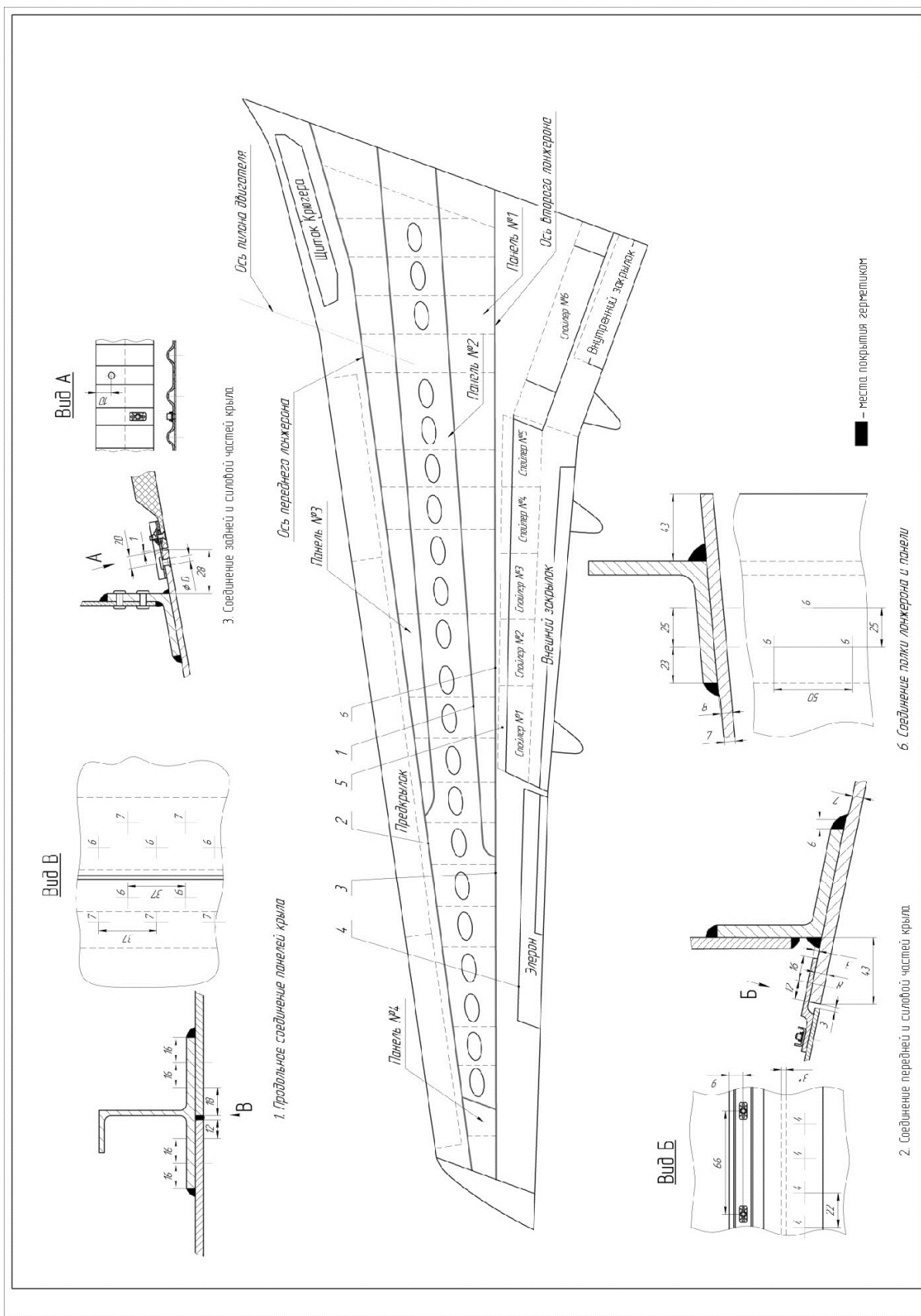


Рис. 2. Схема консоли крыла современного самолета транспортной категории (вид со стороны нижней поверхности)

К конструктивным факторам, влияющим на усталостную долговечность соединений, относятся:

- 1 – число плоскостей среза;
- 2 – число рядов крепежных элементов;
- 3 – распределение нагрузки по рядам соединения;
- 4 – материал соединяемых элементов;
- 5 – отношение диаметра крепежа к толщине листа;
- 6 – расстояние от центра крайнего крепежного элемента до края листа;
- 7 – конструкция применяемых крепежей;
- 8 – тип герметизации.

На усталостную долговечность значительно влияет тип соединяемого элемента и способ его постановки (посадка). В продольных соединениях силовых элементов крыла применяют болты и заклепки.

В табл. 2 указаны параметры крепежа, применяемые в продольных силовых соединениях крыла самолета.

Таблица 2

Виды крепежных элементов продольных соединений крыла

Номер крепежа	Тип крепежа	Материал крепежа	Покрытие	Применение
1	Hi-Lok	BT6C	Кад.	Соединение лонжерона и фитингов закрылка
2	Hi-Lok	BT6C	Кад.	Соединение стенки поясов лонжерона
3	Hi-Lok	BT6C	Кад.	Соединение фитинга элерона и стойки лонжерона
4	Hi-Lok	BT6C	Кад.	Соединение панели крыла и носовой части крыла. Головка потайная
5	Болт	Никелевый сплав 718	Кад.	Соединение фитингов элерона и нижней панели крыла
6	Lock-Bolt	BT6C	Кад.	Стык панелей – внутренний ряд. Соединение полки лонжерона и панели. Головка потайная
7	Заклепка	D16T(1160)	Анод.	Стык панелей – внешний ряд. Головка потайная

Болты и заклепки уже используют много лет в авиационном авиастроении. В последнее время все больше применение получили такие крепежные элементы, как Hi-Lok (Рис. 3) и Lock-Bolt (рис.4) благодаря своим преимуществам, таким, как большее допустимое усилие на срез и значимое сжимающее усилие соединяемого пакета.



Рис. 3. Крепежный элемент Hi-Lok



Рис. 4. Крепежный элемент Lock-Bolt

В ходе анализа и опыта конструирования продольных стыков силовых элементов крыла были разработаны методы повышения их усталостной долговечности [4, 5, 6]:

1. Количество панелей на нижней поверхности крыла должно равняться минимум трем. Это увеличивает долговечность крыла. Если в одной из панелей зарождается трещина, она не распространяется на другие панели (Рис.2).

2. Продольные соединения панелей крыла проводят с помощью стрингера, который выполняет роль соединяемой ленты, а не напрямую, панель к панели (рис.2, №1), что способствует плавной передаче нагрузки. Крепежи устанавливают в два ряда в шахматном порядке. Шаг крепежных элементов варьируется от 4 до 6 диаметров. В первом ряду от стыка применяют болты типа Lock-Bolt, которые имеют хорошие допустимые усилия на срез. Так как в кессонной части крыла находится топливо, второй ряд выполняют заклепками способствующими лучшему заполнению отверстия, в результате чего улучшается герметизация стыка.

3. В соединении носовой части крыла применяют ленту расположенную по длине всего соединения, т. е. носовая часть крепится к ленте, а не напрямую к панели. Лента к панели крепится с помощью Hi-Lok с натягом, а в соединении с панелью носовой части – разъемным крепежом с анкерной гайкой (рис. 2, № 2).

4. При соединении панели крыла и панелей хвостовой части крыла (за задним лонжероном) используют “гофрированную ленту”, которая устраняет большие напряжения от продольного перемещения силовой части крыла. Это дает возможность сделать более податливой заднюю часть крыла, которая уменьшит влияние на усталость панелей кессона (рис. 2, № 3).

5. Соединение панели и пояса лонжерона (рис.2, №6) выполняют с помощью крепежа типа Hi-Lok, расположенного в шахматном порядке и устанавливаемого с натягом. В зоне соединения панель имеет утолщение.

Все перечисленные выше конструктивные мероприятия по повышению усталостной долговечности были разработаны авиационными специалистами только от воздействия продольных усилий в крыле, которые возникают от изгибающего момента. Но немаловажное влияние на усталостные характеристики

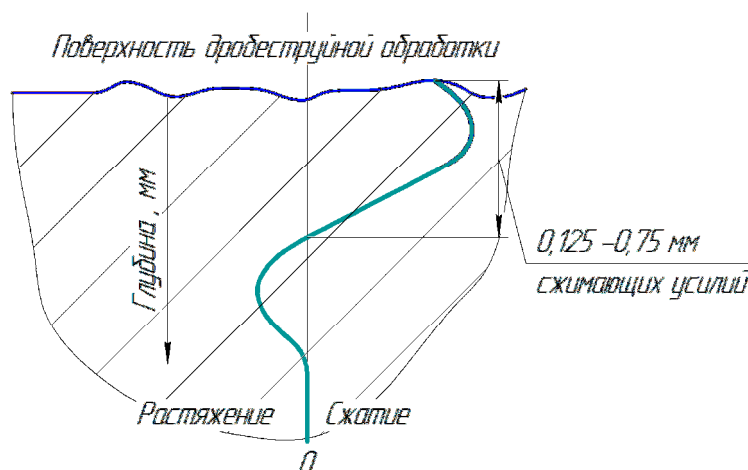


Рис.7. Распределение напряжений на поверхности, подвергнутой дробеструйной обработке

Основной эффект заключается в том, что значительное количество микротрещин, находящихся в поверхностном слое металла от предыдущих технологических операций в результате высоких удельных усилий и пластической деформации, смыкаются и поверхность становится более цельной (рис. 7).

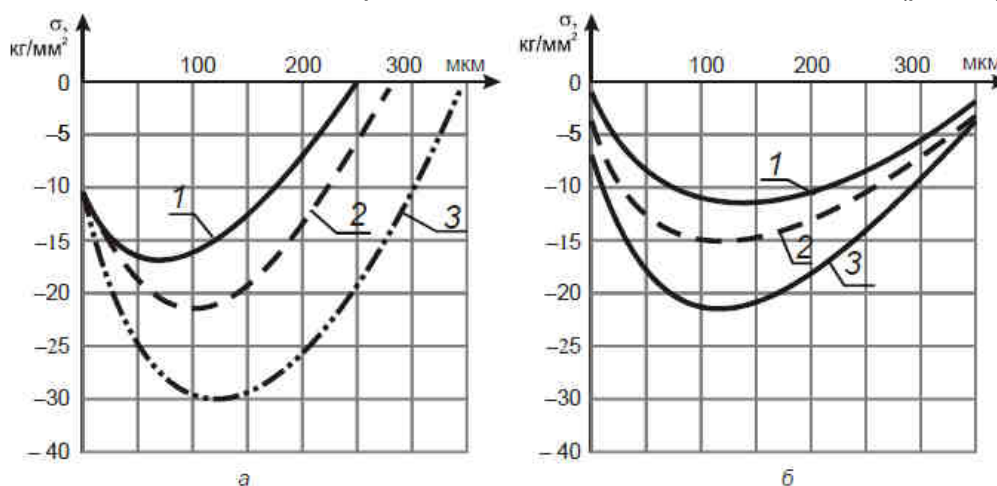


Рис.8. График эпюр остаточных сжимающих напряжений после дробеструйной обработки:
а – время обработки 10 мин; б – время обработки 4 мин;
1 – Д16Т; 2 – В93Т; 3 – 30ХГСНМА

При проведении испытаний дробеструйной обработкой образца в работе [7], получили графики эпюр сжимающих усилий на поверхности образца с различным временем упрочнения (рис. 8). Как видно по эпюре, на поверхности образуются сжимающие усилия, которые в дальнейшем противостоят зарождению и развитию трещин.

Усталостные характеристики крыла в зоне установки механизации требуют дальнейшего научного и практического обоснования.

Для этого необходимо исследовать с помощью численного анализа влияние сил механизации на усталостную долговечность продольных соединений крыла, рассчитать характеристики локального НДС с учетом реального нелинейного поведения материала. Необходимо проанализировать рост трещин после

появления их в конструкции для увеличения безопасности и времени эксплуатации самолета, для чего следует:

1) с помощью систем CAD/CAM/CAE создать параметрическую конечно-элементную нагруженную модель продольных соединений силовых элементов крыла. Такая модель обеспечит комплексное исследование локального НДС в окрестности отверстия под крепеж;

2) проанализировать реальное распределение локального НДС в окрестности крепежа продольного соединения силовых элементов крыла от воздействия сил механизации;

3) исследовать влияние типа крепежа и технологических отклонений при выполнении соединений на характеристики усталостной долговечности;

4) по результатам исследований выбрать параметры крепежных элементов продольных соединений силовых элементов крыла для улучшения характеристик усталостной долговечности;

5) разработать конструктивно-технологические особенности выбора параметров соединения силовых элементов крыла для обеспечения высоких усталостных характеристик.

Выводы

Проведен анализ методов повышения усталостной долговечности зон продольных силовых стыков крыла. Анализ показал, что усталостная долговечность элементов крыла самолета определяется характером и уровнем их эксплуатационной напряженности, конструктивно-технологическими параметрами, усталостными характеристиками применяемых материалов, характеристиками локального напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов в зонах вероятного усталостного разрушения, технологией обработки в зоне отверстий под крепеж.

Для повышения ресурса крыла целесообразно разработать новые научно обоснованные конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности продольных соединений силовых элементов крыла с учетом влияния конструктивных и технологических параметров и нагрузок от механизации.

Список литературы

1. Кива, Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории: монография / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.
2. Кива, Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории: монография / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
3. Дерюгин, Е.Е. Определение вязкости разрушения малоразмерных образцов с ультрамелкозернистой структурой / Е.Е. Дерюгин, Б.И. Суворов // Вестник Самарского государственного университета. Сер. Технические науки. №4 (36). – 2012. – С. 123 – 152.
4. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники: монография / В.А. Богуслаев, А.Г. Гребеников, Н.И. Москаленко [и др.]. – Харьков: ХАИ, 2017. – 292 с.
5. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Structural Design, - Hong Kong, 1997. – Chapter 1 – 812 p.

6. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Stress Analysis And Sizing, - Hong Kong, 1997. – Chapter 3. - 812 p.

7. Лупкин, Б.В. Упрочняющая обработка поверхностным пластическим деформированием: / Б.В. Лупкин, Н.С. Погребельный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 58. – Х., 2013. – С. 40 – 48.

8. Форрест, П. Усталость металлов / П. Форрест. – М. – Машиностроение, .1968. – 352 с.

9. Гребеников, А.Г. Анализ методов повышения усталостной долговечности зон конструктивных нерегулярностей хвостовой балки вертолета транспортной категории: / А.Г. Гребеников, М.Н. Орловский, Ю.Ю. Высочанская // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 78. – Х., 2017. – С. 145 – 152.

Поступила в редакцию 20.06.2018

Аналіз методів забезпечення втомної довговічності поздовжніх з'єднань силових елементів крила

Виконано аналіз методів підвищення втомної довговічності поздовжніх з'єднань силових елементів крила, які доцільно використовувати при проектуванні високоресурсного крила літальних апаратів транспортної категорії.

Ключові слова: втомна довговічність, тріщиностійкість, поздовжні стики крила, механізація.

Analysis of Methods Provision Durability of Longitudinal Joint Structural Members of Wings

Completed analysis of methods provision durability of longitudinal joint structural members of wings of aviation which are advisable to use in the design of high-fatigue level wings cargo aircraft.

Key words: durability, crack resistance, longitudinal join, high lift devices.

Сведения об авторах:

Александр Григорьевич Гребеников – д-р техн. наук, проф., зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Дмитрий Юрьевич Жиряков – соискатель каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.