

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТА ТКАНЕВОЙ ОБШИВКИ КРЫЛА САМОЛЕТА

В настоящее время организации, которые эксплуатируют самолеты, относящиеся к очень легкой категории (с взлетным весом не более 750 кгс) стоят перед необходимостью продления ресурса или полной замены тканевых обшивок. Гарантийный срок эксплуатации, установленный разработчиком, составляет шесть лет с продлением ресурса до 10 лет при условии ежегодных осмотров и проверок прочности.

Для принятия решения о продлении срока эксплуатации тканевых обшивок, ее полной или частичной замене разработчику необходима информация об общем состоянии, прочности на разрыв и относительном удлинении тканевой обшивки самолета.

В Проблемной лаборатории прочности и надежности авиационных конструкций (ПНИЛ «Прочность») проведены прочностные исследования пригодности тканевой обшивки легкого самолета с целью дальнейшей его эксплуатации после гарантийного срока.

Исследованию прочности должна предшествовать работа по осмотру (проверке) тканевых обшивок, выполненных в соответствии с рекомендательными положениями [1].

При написании методики использованы также следующие документы: методы определения разрывных характеристик при растяжении [2] и стандартный метод испытаний на усилие разрыва и удлинение текстильных тканей [3].

В работе приведены исследования прочности и удлинения тканевой обшивки крыла самолета с максимальной скоростью полета до 180 км/ч и удельной нагрузкой на крыло 334,07 Н/м² (34,05 кгс/м²) в той последовательности, в которой она описана в методике в разделе «Определение прочностных характеристик тканевых обшивок».

Материал обшивки – ткань полиэфирная техническая по ТУ У17 242-40-97, артикул 5В9-КТ.

1 Образцы для испытаний. Перед раскроем полотно и все точечные пробы выдержаны в течение 12 часов в стандартных климатических условиях: температура - $20 \pm 2^\circ\text{C}$, относительная влажность - $65 \pm 2\%$.

Из куска полотна из синтетической полиэфирной ткани (артикул 5В9-КТ), из которой изготовлена обшивка, вырезаны образцы в виде полосок – пять по утку и пять по основе шириной 50 мм и длиной 300 мм. Для получения рабочей ширины образца нити продольных направлений

удалены с обеих сторон до ширины полосы, несущей нагрузку, равной 25 мм. По классификации [3] такой образец относится к типу 1R – 25 – испытания растрепанной ленты.

Схема раскроя полотна и общий вид образцов до испытания показан на рис. 1 и 2, образцы верхней (а) и нижней (б) поверхностей крыла, вырезанные из точечных проб, - на рис. 3.

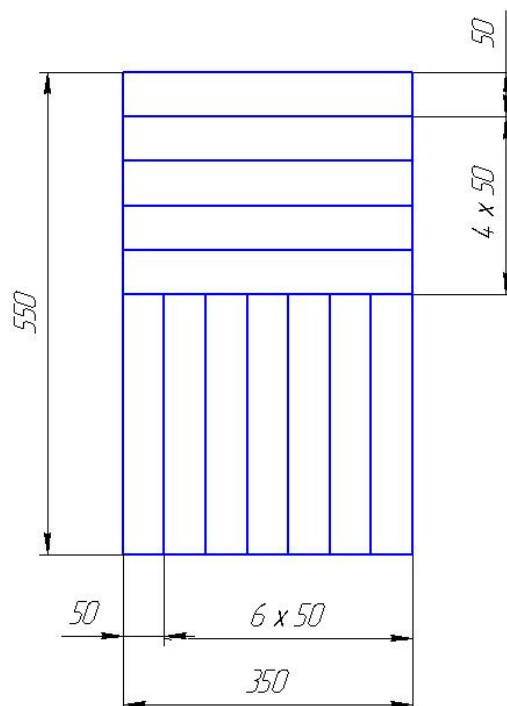
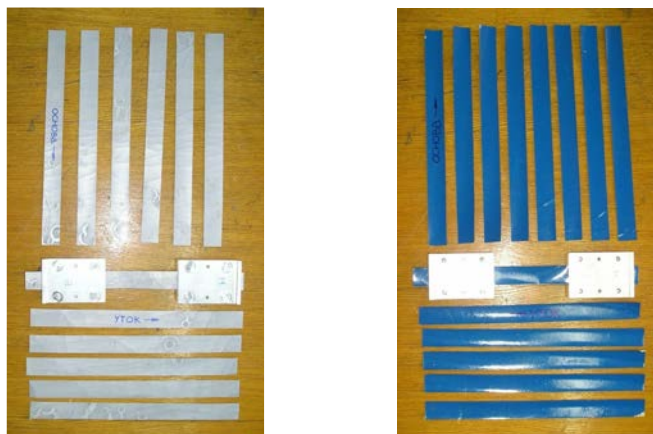


Рисунок 1 – Схема раскроя образцов



Рисунок 2 – Общий вид образцов (растрепанная лента), образец, подготовленный к испытанию (“в щечках”) и после разрыва



а

б

Рисунок 3 – Образцы (отрезная лента) верхней (а) и нижней (б) поверхностей крыла

2 Испытательное оборудование. При определении разрывного усилия образцов обшивки использована машина для испытания на растяжение ZD 10/90, тип Е с постоянной скоростью растяжения (CRE) [3]. Машина ZD 10/90 оборудована электронной системой записи и построения диаграммы сила – деформация с выводом информации на дисплей ПЭВМ. На рис. 4 показана испытательная машина, а на рис. 5 – образцы полотна (а) и обшивки (б), установленные в зажимах испытательной машины.



Рисунок 4 – Испытательная машина с электронной системой записи и построения диаграммы сила – деформация



а

б

Рисунок 5 – Образцы полотна (а) и обшивки (б), установленные в зажимах испытательной машины

Зажимы машины снабжены дополнительным приспособлением (“щечки”) с прокладками из рифленой резины.

Погрешность измерения в диапазоне нагрузок 0...200 кгс – 1%.

На рис. 5 показаны образцы, установленные в зажимы испытательной машины до нагружения.

3 Проведение испытаний и обработка результатов. Образцы с рабочей длиной $L=100$ мм, установленные в захваты испытательной машины, после предварительного натяжения при равномерном нагружении в течение около 20 с доводятся до разрушения. Одновременно с нагружением ведется запись нагрузки и удлинения как в автоматическом, так и ручном режимах. Разрывная нагрузка выражена в ньютонах, удлинение – в миллиметрах.

Для каждой группы образцов, испытанных в направлении основы и утка ткани, определены следующие параметры:

- средняя разрывная нагрузка \bar{P} , Н, по формуле

$$\bar{P} = \frac{\sum P_i}{n};$$

- относительное удлинение при разрыве E_i , %, отдельных образцов по формуле

$$E_i = \frac{100 \cdot \Delta l}{L};$$

- среднее относительное удлинение при разрыве E , %, по формуле

$$E = \frac{\sum E_i}{n}.$$

За разрывную нагрузку точечной пробы принимаем среднее значение результатов всех измерений по основе или утку.

За удлинение при разрыве точечной пробы принимаем среднее значение всех измерений по основе или утку.

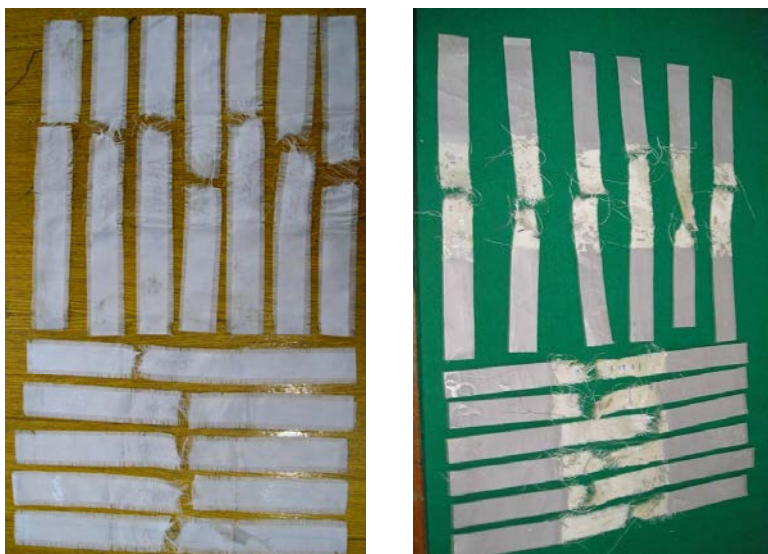
На рис. 6 показаны разрушившиеся образцы полотна (а) и обшивки (б) в испытательной машине, а на рис. 7 – образцы полотна (а) и обшивки (б) после испытаний. На рис. 8 приведены графики сила – удлинение. Результаты испытаний приведены в сводной таблице.



а

б

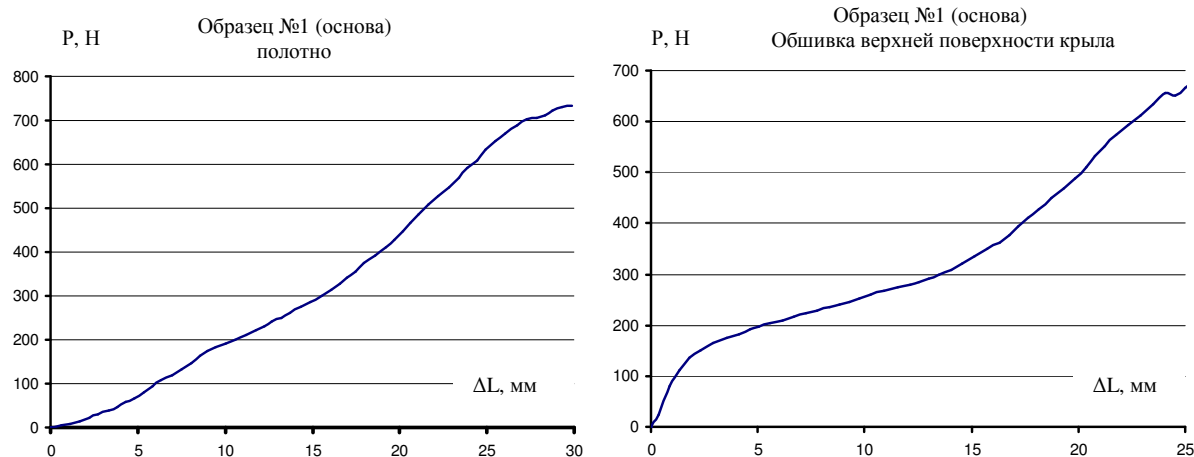
Рисунок 6 – Разрушившиеся образцы полотна (а) и обшивки (б) в испытательной машине



а)

б)

Рисунок 7 – Образцы полотна (а) и верхней обшивки крыла (б) после испытаний



а

б

Рисунок 8 – Графики сила – удлинение для образцов, вырезанных по основе полотна и точечной пробы

Сводная таблица результатов испытаний образцов типа 1С-25 обшивки верхней поверхности крыла легкого самолета

№ п/п	Группа	Номер образца	$P_{\text{разр}}, \text{Н}$	Время разрыва, t_c	Удлинение, мм	Средняя $P_{\text{разр}}, \text{Н}$	Среднее время разрыва, t_c	Среднее относительное удлинение, мм
1	ОСНОВА	1	716,13	31,0	27,0	569,76	25,7	22,3
2		2	451,26	22,5	20,0			
3		3	485,6	24,0	21,0			
4		4	539,55	25,5	21,0			
5		5	549,36	25,0	22,0			
6		6	676,9	26,5	23,0			
7	УТОК	1	490,5	24,0	21,0	538,57	26,0	21,7
8		2	569,0	25,0	22,0			
9		3	441,26	28,5	20,0			
10		4	637,65	28,0	24,0			
11		5	529,74	26,0	22,0			
12		6	549,36	24,5	21,0			

Выводы

Прочность обшивки крыла самолета с удельной нагрузкой на крыло $334,03 \text{ Н/м}^2$ ($34,05 \text{ кгс/м}^2$) и максимальной скоростью полета до 180 км/ч , критериям прочности обшивки крыла по основе и утку в соответствии с «Рекомендательными положениями о проверке и испытаниях тканевых обшивок» [1] – УДОВЛЕТВОРЯЕТ.

Выполнив работы по осмотру тканевых обшивок самолета, находящегося в эксплуатации, на соответствие общим требованиям и получив положительные решения об осмотрах и прочностных характеристиках обшивки, Разработчик (Главный конструктор) может принять решение о продлении срока эксплуатации.

Список использованных источников

1. Рекомендательное положение о проверке и испытаниях тканевых обшивок. США. Департамент транспорта Федеральной администрации гражданской авиации. Раздел 3. Проверка и испытания. Введ. 27.09.2001 г. Пер. с англ.

U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. Advisory Circular. Chapter 2. Fabric Covering. Section 3. Inspection and Testing. AC 43.13.-1B CHG 1, 9/27/01.

2. ГОСТ 3813-72 (ИСО 5081-77, ИСО 5082-82). Материалы текстильные. Ткани и штучные изделия. Методы определения разрывных характеристик при растяжении. Введ. 01.04.73.- М.: Изд-во стандартов, 1972. – 20 с.

3. D 5035-06. Стандартный метод испытаний на усилия разрыва и удлинение текстильных тканей (Метод испытания ленты). Обозначение ASTM D 5035-06 (повторно одобрен в 2008 г.). Введ. 1.10.2008 г. Изд-во Стандартов Американского общества по испытанию материалов (ASTM). – 15 с. Пер. с англ.

Standard Test Method for Breaking Force and Elongation of Tensile Fabrics (Strip Method).

Поступила в редакцию 21.05.2010 г.

*Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*