

ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРОДОЛЬНЫХ СТЫКОВ КРЫЛА С УЧЕТОМ КОНТАКТНОЙ ПЕРЕДАЧИ УСИЛИЙ

Усталостные разрушения конструкции самолета обусловлены концентрацией напряжений и происходят преимущественно по отверстиям под крепежные элементы. Максимально возможный ресурс крыла и всего самолета в целом ограничен долговечностью регулярных зон крыла. Неустранимым концентратором напряжений в этих зонах является крепеж продольных стыков панелей крыла, поясов лонжеронов с панелями крыла, поясов со стенками лонжеронов.

Напряженное состояние на контуре отверстия определяется геометрической концентрацией обтекающих напряжений в листе, а также контактной передачей усилия через крепеж, возникающего при передаче потока касательных усилий через продольный стык. Таким образом, наличие касательных напряжений в конструкции крыла увеличивает нагруженность отверстий под крепеж продольных стыков и снижает их долговечность.

Величина касательных напряжений оказывается существенной для продольных стыков поясов лонжеронов с панелями при наличии в сечении крыла большого крутящего момента, что наблюдается в местах перелома оси жесткости крыла и при эксплуатации самолета на режимах с выпущенными закрылками.

Методика расчета долговечности продольного стыка с учетом контактной передачи усилия через крепеж предложена в [1].

Одним из ключевых вопросов в расчете долговечности продольных стыков является обоснование базовой кривой усталости, которую следует принимать при расчете долговечности продольных стыков крыла. Так, Воробьев А.З. [2] указывает, что из-за высокой вероятности технологических дефектов при постановке крепежа расчет долговечности следует проводить по кривой для свободного отверстия. В [2] показано, что долговечность продольных стыков панелей совпадает с долговечностью полосы со свободным отверстием. В частности, при постановке одного болта с натягом долговечность образца возрастает в 5 раз по сравнению с образцом со свободным отверстием, а при постановке в реальной панели 3000 болтов с натягом долговечность панели и полосы со свободным отверстием совпадает. Однако данный эксперимент проведен в условиях циклического растяжения, что не позволяет оценить влияние касательных напряжений.

Использование кривой для заполненного отверстия в расчете долговечности является весьма заманчивым, так как долговечность запол-

ненного отверстия выше. Такой подход предложен Стебневым В.Н. в работе [3].

Целью данной работы является обоснование предложенной в [1] методики расчета долговечности продольных стыков крыла с учетом контактной передачи усилия через крепеж.

Проведен анализ усталостных разрушений продольных стыков панелей крыла с поясами лонжеронов и поясов со стенками лонжеронов, полученных при испытаниях экспериментального кессона самолета Ил-86 в лаборатории «Прочность» ХАИ в 80-е годы [4 – 7].

Обоснование методики расчета долговечности продольных стыков выполнено путем сопоставления кривой усталости стыков экспериментального кессона с двумя вариантами базовой кривой усталости: для свободного и заполненного отверстий.

Методика расчета долговечности продольных стыков. Для учета влияния касательных напряжений в [1] использовано понятие приведенного напряжения $\sigma_{пр}$, которое рассчитываем по формуле

$$\sigma_{пр} = \sigma_H + K_{см} \cdot \sigma_{см},$$

где σ_H – номинальное нормальное напряжение в листе;

$K_{см}$ – эмпирический коэффициент смятия; типовое значение по данным работы [3] равно 0,4;

$\sigma_{см}$ – напряжение смятия от контактной передачи нагрузки на крепежный элемент.

Величину $\sigma_{см}$ определяем по формуле

$$\sigma_{см} = \frac{P}{F_{см}} = \frac{k_H \cdot \tau_H \cdot t}{n_p \cdot d},$$

где P – величина нагрузки на крепежный элемент;

$F_{см}$ – площадь смятия;

k_H – коэффициент неравномерности распределения нагрузки по рядам крепежных элементов, для двухрядного стыка принято $k_H = 1,1$; уточнение этого коэффициента требует анализа локального напряженно-деформированного состояния конкретной зоны продольного стыка;

τ_H – номинальное касательное напряжение в обшивке;

t – шаг крепёжных элементов;

n_p – число рядов крепёжных элементов;

d – диаметр крепёжного элемента.

Для учета асимметрии цикла нагружения находим эквивалентные напряжения $\sigma_{эkv.i}$ (i – номер цикла) по формуле Одингга, используя

приведенные напряжения $\sigma_{пр.i \max}$ и $\sigma_{пр.i \min}$ для максимальной и минимальной нагрузок цикла:

$$\sigma_{эkv.i} = \sqrt{\sigma_{пр.i \max} \cdot (\sigma_{пр.i \max} - \sigma_{пр.i \min})}.$$

Базовая кривая усталости имеет вид

$$\sigma_{эkv.i}^m \cdot N_i = C,$$

где m , C – параметры кривой усталости;

N_i – долговечность при регулярном нагружении циклом с напряжением $\sigma_{эkv.i}$.

Экспериментальный кессон крыла самолета Ил-86. Экспериментальный кессон был разработан в ЦАГИ таким образом, что его конструкция подобна конструкции кессона Ил-86. Геометрические размеры элементов конструкции выбраны так, что по данным о долговечности экспериментального кессона можно судить о долговечности кессона Ил-86 [4].

К кессону было приложено более 100000 циклов повторно-переменной нагрузки, эквивалентной циклу земля-воздух-земля (ЗВЗ). Определено более 150 мест разрушения, неоднократно проведено тензометрирование различных мест кессона, применены и исследованы разнообразные методы ремонта. Фотография кессона в испытательном стенде, а также схема закрепления и приложения нагрузки изображены на рисунке 1, а.

Кессон закреплялся в испытательном стенде по узлам навески на вторых нервюрах. К узлам навески на восьмых нервюрах присоединены рычажные системы, обеспечивающие нагружение кессона нагрузками вверх и вниз.

Силовые элементы кессона, кроме верхних панелей, изготовлены из материала Д16чТ. Верхние панели изготовлены из материала В95пчТ2.

Максимальную и минимальную нагрузки регулярного цикла (P_{\max} и P_{\min}) изменяли три раза в процессе испытаний. Программа нагружения включает в себя 4 этапа (I – IV) (рисунок 1, б). Здесь и далее речь идёт о нагрузке на одну консоль кессона, положительное направление нагрузки – вверх.

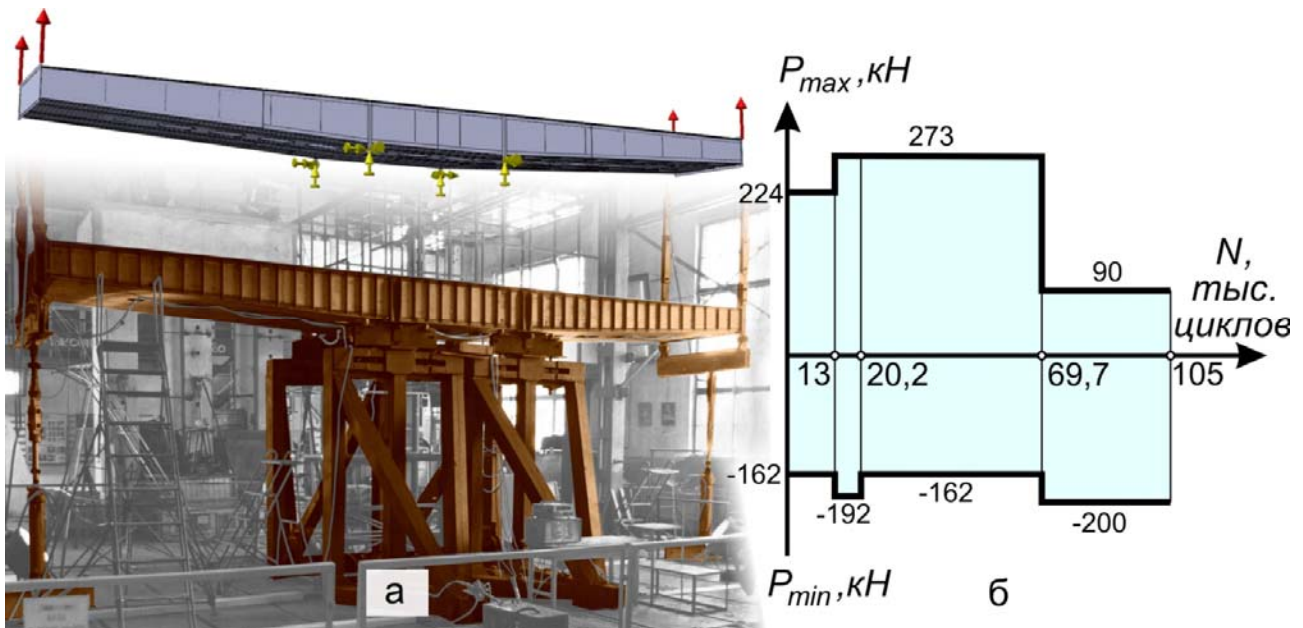


Рисунок 1 – Экспериментальный кессон крыла самолета Ил-86:
 а – фотография кессона; схема закрепления и приложения нагрузок;
 б – программа нагружения

Нагрузка P_{max} распределялась между узлами навески на переднем и заднем лонжеронах в равных долях (то есть при нагрузке $P_{max} = 273 \text{ кН}$ – по $136,5 \text{ кН}$ на узел). Нагрузка P_{min} распределялась в отношении 3:5 с большей нагрузкой на заднем лонжероне. Так, при нагрузке $P_{min} = 162,4 \text{ кН}$ к узлу на переднем лонжероне прикладывалось усилие $60,9 \text{ кН}$, на заднем – $101,5 \text{ кН}$.

Общее напряженно-деформированное состояние. Расчет общего напряженно-деформированного состояния (НДС) кессона выполнен методом конечных элементов (МКЭ).

Расчёт проведен в упругой линейной постановке, так как напряжения, характерные для общего НДС кессона при испытаниях, не превышают предела текучести. Ввиду симметричности конструкции, расчетная модель представляет собой одну консоль кессона. Результатами расчёта являются поля деформаций и напряжений в конечных элементах. На рисунке 2 представлена деформированная форма модели для случая нагружения кессона нагрузкой вверх, различные цвета элементов соответствуют различным эквивалентным напряжениям по энергетической теории прочности.

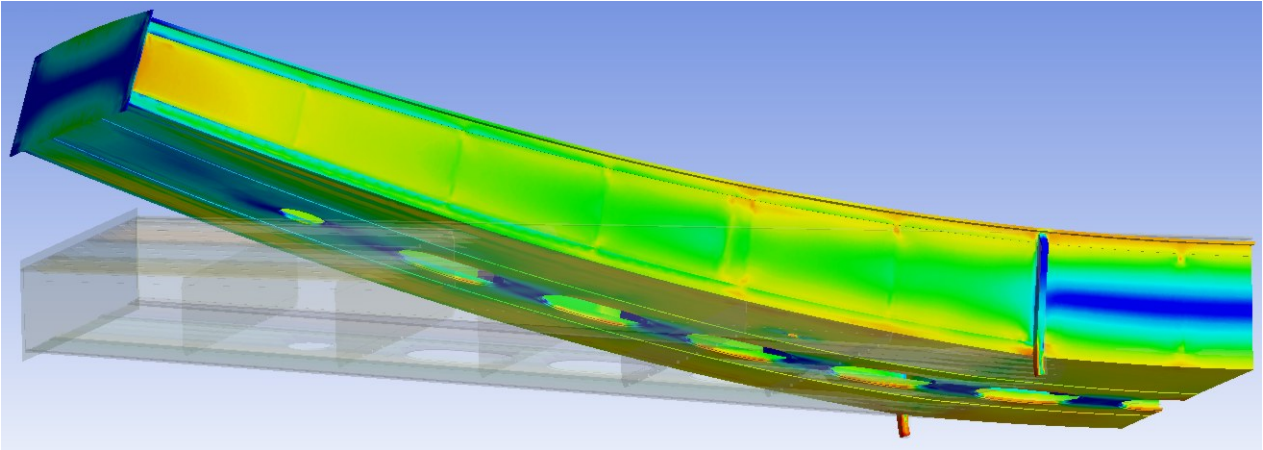


Рисунок 2 – Деформированная форма модели
(вид снизу, нагрузки вверх, перемещения увеличены в 10 раз)

Обоснование достоверности расчета НДС проведено путем сравнения с тензометрическими данными [6] и результатами расчета по балочной теории. На рисунке 3 показано такое сравнение для распределения нормальных напряжений по нижнему поясу заднего лонжерона для двух случаев нагружения: вверх и вниз. На рисунке приведены абсолютные значения напряжений. По оси абсцисс на графике отложена координата Z (ось Z перпендикулярна к плоскости симметрии кессона, нулевое значение совпадает с плоскостью симметрии).



Рисунок 3 – Распределение нормальных напряжений по нижнему поясу заднего лонжерона

На рисунке 4 показано сопоставление результатов МКЭ расчета с тензометрическими данными [6] о распределении нормальных σ_z и касательных τ_{max} напряжений по высоте сечения лонжерона в сечении на расстоянии 340 мм от нервюры № 2. На рисунке распределения пока-

заны по относительной высоте сечения \bar{h} . Напряжение τ_{max} соответствует площадкам с максимальными касательными напряжениями.

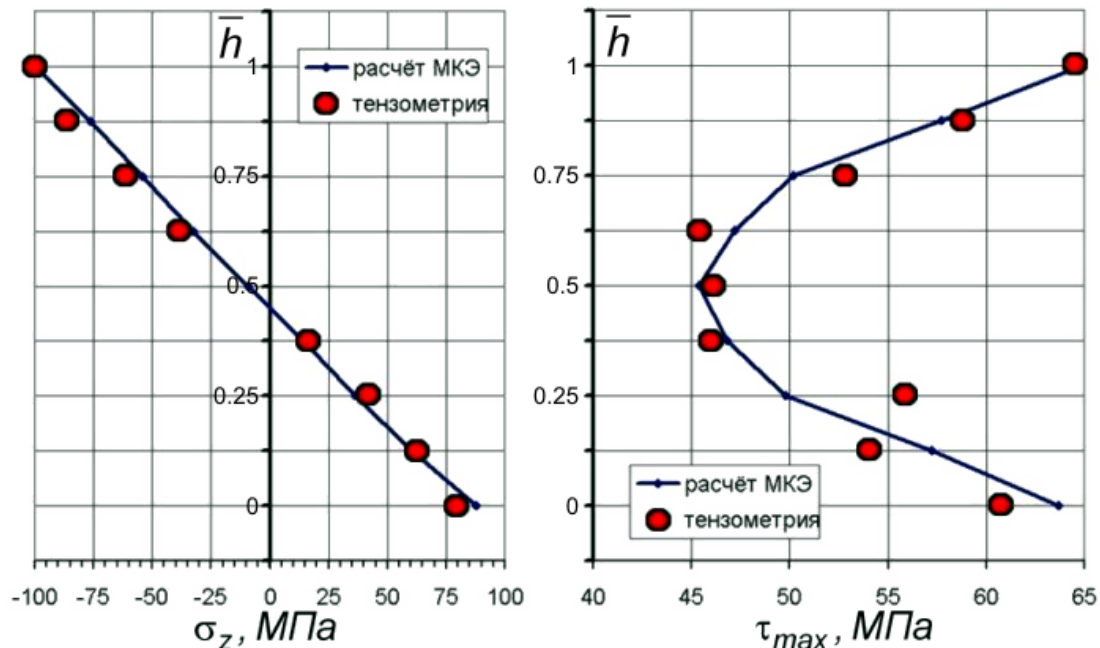


Рисунок 4 – Распределение напряжений по высоте сечения переднего лонжерона при нагрузке $P_{max} = 273$ кН

Согласование полученных МКЭ расчётом данных с тензометрическими данными лежит в пределах разбросов тензометрических измерений (до 10%).

Анализ мест разрушений. Исходя из имеющейся в [5] информации, для анализа отобрано 23 места разрушения по регулярным зонам продольных стыков поясов лонжеронов с панелями и стенками лонжеронов на нижней поверхности кессона.

Так как программа нагружения кессона состоит из нескольких этапов с различными величинами нагрузок, необходимо определить общее для всей программы эквивалентное напряжение $\sigma_{эkv.общ}$. Это напряжение введено как такое максимальное напряжение отнулевого цикла регулярного нагружения, которое обеспечивает такую же долговечность места разрушения в числах циклов, что и нагружение в испытательном стенде.

Все анализируемые разрушения относятся к третьему этапу нагружения. Так как задача определения общего НДС кессона является линейной, величины нормальных σ_H и касательных τ_H напряжений, соответствующих различным этапам нагружения, рассчитывались по напряжениям, взятым из расчета МКЭ для одного из этапов (III):

$$\sigma_{Hi} = \frac{P_i}{P_{III}} \cdot \sigma_{HIII}; \quad \tau_{Hi} = \frac{P_i}{P_{III}} \cdot \tau_{HIII},$$

где i – номер этапа программы нагружения ($I - IV$).

Напряжения σ_{Hi} и τ_{Hi} рассчитаны для каждого места разрушения. Далее рассчитаны приведенные напряжения $\sigma_{пр.i \max}$, $\sigma_{пр.i \min}$ и эквивалентные напряжения $\sigma_{эkv.i}$. В расчете учтены параметры крепежных элементов конструкции. Стыки выполнены двумя рядами стальных болтов в шахматном порядке. Для стыков поясов лонжеронов с панелями – $d = 6 \text{ мм}$, $t = 25 \text{ мм}$; для соединения поясов лонжерона со стенками – $d = 6 \text{ мм}$, $t = 20 \text{ мм}$.

В соответствии с гипотезой линейного суммирования усталостное повреждение, накопленное местом разрушения за три этапа нагрузок, может быть найдено с учетом наработки и эквивалентного напряжения $\sigma_{эkv.i}$ на каждом этапе:

$$D_{\Sigma} = \sum_i \frac{n_i}{N_i} = \frac{1}{C} \sum_i n_i \cdot \sigma_{эkv.i}^m, \quad (1)$$

где n_i – наработка места разрушения на этапе нагружения i ;

N_i – долговечность места разрушения при регулярном нагружении циклом этапа i ;

D_{Σ} – суммарное повреждение, накопленное к моменту разрушения.

Общее эквивалентное напряжение $\sigma_{эkv.общ}$ определено из условия, что повреждение от регулярного нагружения циклом с максимальным напряжением $\sigma_{эkv.общ}$ будет равно D_{Σ} :

$$D_{\Sigma} = \frac{1}{C} \cdot N_{эксп} \cdot \sigma_{эkv.общ}^m, \quad (2)$$

где $N_{эксп}$ – экспериментально установленная долговечность места разрушения.

Приравняв правые части зависимостей (1) и (2), получим

$$\sigma_{эkv.общ} = \left(\sum_i \frac{n_i}{N_{эксп}} \cdot \sigma_{эkv.i}^m \right)^{\frac{1}{m}}.$$

Таким образом, величина эквивалентного напряжения $\sigma_{эkv.общ}$ не зависит от параметра C базовой кривой усталости, в то время как параметр m практически одинаков для различных кривых усталости образцов из алюминиевых сплавов, принимаем $m = 4$.

Анализируемые разрушения относятся к *III* этапу нагружения (нагрузки $P_{max} = 273 \text{ кН}$, $P_{min} = 162 \text{ кН}$). Таким образом, для всех мест разрушения наработки на первых двух этапах равны числам циклов, приложенных на этих этапах к кессону:

$$n_1 = 13030; \quad n_2 = 7169,$$

а наработка на третьем этапе определяется долговечностью места разрушения:

$$n_3 = N_{эксп} - n_1 - n_2.$$

Расчет $\sigma_{экр.общ}$ и экспериментальные значения долговечности $N_{эксп}$ приведены в таблице 1 для 23 мест разрушения. В таблице принято сокращение «н.» для слова «нервюра». В этой же таблице приведено значение $\sigma_{экр.общ}(\tau=0)$, рассчитанное без учета контактной передачи нагрузки (в предположении $\tau_H = 0$). Такой расчет необходим для оценки влияния касательных напряжений на долговечность крепежных элементов продольного стыка.

Рассчитанные значения $\sigma_{экр.общ}(\tau=0)$ и $\sigma_{экр.общ}$ представлены в графическом виде в двойных логарифмических координатах $\lg \sigma_{экр.общ} - \lg N_{эксп}$ на рисунках 5, а и 5, б соответственно. Для наглядности места разрушения сгруппированы по величине номинальных касательных напряжений. На рисунках нанесены кривые усталости для полосы со свободным отверстием из сплава Д16чТ (коэффициенты $m = 4$; $\lg C = 13,518$ [4]) и для полосы с заполненным отверстием ($m = 4$; $\lg C = 13,835$). Параметры кривой усталости полосы с заполненным отверстием приближенно найдены по параметрам кривой для свободного отверстия. Пересчет выполнен с использованием теоретических коэффициентов концентрации напряжений [8] ($K_T = 3,12$ для свободного отверстия, $K_T = 2,6$ для заполненного отверстия).

Анализ полученных данных показывает, что долговечность части (65%) крепежных элементов продольного стыка находится в диапазоне между кривыми усталости образцов со свободным отверстием и образцов с заполненным отверстием. Однако ни одно из мест разрушения не приближается к кривой усталости элемента конструкции с заполненным отверстием. Существенное количество крепежных элементов (35%) имеют долговечность ниже кривой усталости образцов со свободным отверстием.

Таблица 1 – Расчет общего эквивалентного напряжения и экспериментальная долговечность мест разрушения

Место разрушения	$\sigma_{пр.III \max}, \text{МПа}$	$\sigma_{пр.III \min}, \text{МПа}$	$\sigma_{экв. i}, \text{МПа},$ для этапов			$\sigma_{экв.общ}, \text{МПа}$	$\sigma_{экв.общ}(\tau=0), \text{МПа}$	$N_{эксп},$ циклы
			I	II	III			
Задний лонжерон, нижний пояс								
Между нервюрами 1	124,8	-76,8	135,5	164,2	158,7	154,8	152,2	53627
около н.1	121,9	-76,8	133,0	161,1	155,7	152,2	150,5	57672
Между н. 1 и н. 2	128,7	-99,6	147,2	178,2	171,4	167,7	162,2	56720
Между н. 2 и н. 3	142,5	-109,7	162,8	197,0	189,6	185,0	162,8	51307
Между н. 2 и н. 3	138,6	-109,7	159,4	192,9	185,5	181,3	160,0	53627
Между н. 2 и н. 3	140,4	-109,7	161,0	194,9	187,4	183,1	160,0	53685
Между н. 2 и н. 3	135,4	-109,7	156,6	189,6	182,2	178,3	155,2	56720
Между н. 3 и н. 4	133,2	-94,3	149,1	180,6	174,0	169,0	141,4	43734
Между н. 3 и н. 4	126,4	-94,3	143,3	173,5	167,0	162,3	137,5	44402
Между н. 3 и н. 4	132,3	-94,3	148,3	179,6	173,1	169,0	142,3	53685
Между н. 3 и н. 4	132,3	-94,3	148,3	179,6	173,1	169,4	142,6	59590
Между н. 3 и н. 4	132,3	-94,3	148,3	179,6	173,1	169,7	142,8	63420
Между н. 3 и н. 4, вертик. часть пояса	136,7	-100,3	154,3	186,9	179,9	175,4	127,0	49014
Между н. 4 и н. 5	123,7	-93,7	140,7	170,4	163,9	159,3	123,8	43734
Между н. 4 и н. 5	123,7	-93,7	140,7	170,4	163,9	160,8	125,0	63240
Между н. 4 и н. 5, вертик. часть пояса	130,1	-101,3	149,0	180,4	173,5	169,4	110,3	52210
Задний лонжерон, стенка								
Между н. 2 и н. 3	113,9	-87,1	129,9	157,2	151,3	148,1	98,5	57672
Между н. 3 и н. 4	112,5	-78,6	125,6	152,1	146,7	143,8	89,8	63420
Передний лонжерон, нижний пояс								
Между н. 2 и н. 3	134,8	-90,0	149,0	180,5	174,1	170,6	153,4	63330
Между н. 3 и н. 4	138,4	-87,3	151,0	183,0	176,7	172,7	152,0	56720
Между н. 3 и н. 4	138,4	-87,3	151,0	183,0	176,7	173,0	152,3	60700
Между н. 4 и н. 5	121,3	-83,0	134,7	163,2	157,4	153,8	130,3	56720
Передний лонжерон, стенка								
Между н. 2 и н. 3	134,0	-98,6	151,4	183,3	176,5	172,3	117,1	51357

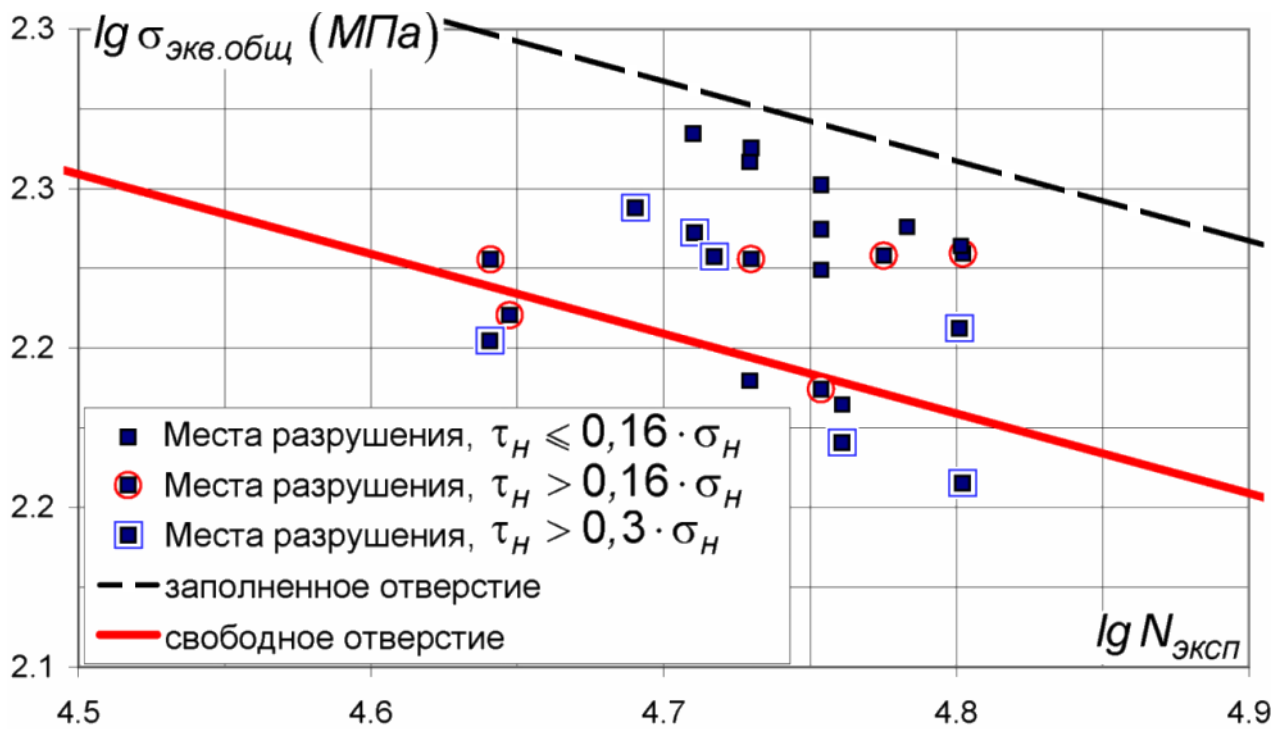
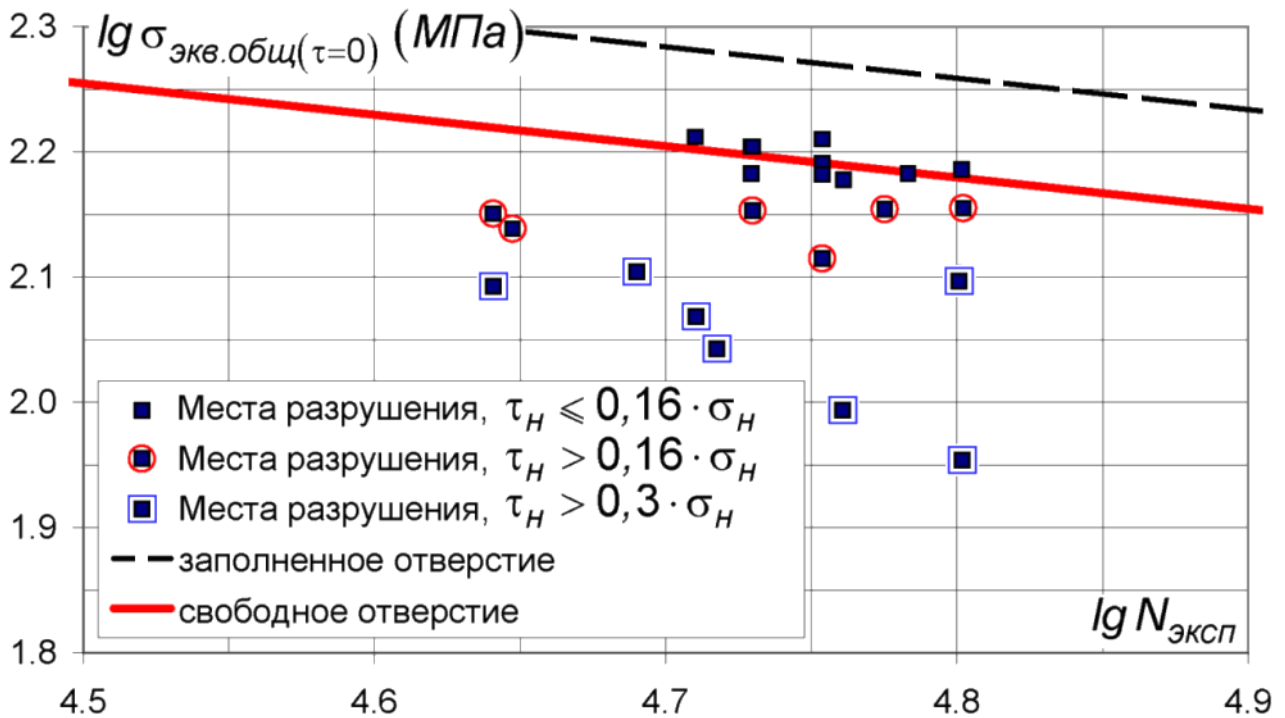


Рисунок 5 – Сопоставление экспериментальных данных с кривыми усталости:

- а – расчет без учета касательных напряжений;
 б – расчет с учетом касательных напряжений.

Выводы

1. При расчете долговечности крепежных элементов продольного стыка, располагающихся в зонах со значительными касательными напряжениями (16 % от нормальных и более), неучет контактной передачи нагрузки приводит к расчету существенно не в запас (до 8 раз). Вместе с тем в зонах конструкции с малыми касательными напряжениями расчет хорошо согласуется с кривой усталости для свободного отверстия.

2. При использовании кривой усталости для свободного отверстия приведенная в [1] методика расчета долговечности продольных стыков крыла с учетом контактной передачи усилий обеспечивает существенно более высокую точность расчета. А именно, методика обеспечивает расчет в запас долговечности для большинства мест разрушения, в том числе при наличии значительных касательных напряжений; максимальная погрешность расчета не в запас составляет 25%.

3. Долговечность ни одного из мест разрушения не приближается к кривой усталости для заполненного отверстия. Это может быть объяснено тем, что используемая методика расчета долговечности не учитывает смещение точки максимальной концентрации напряжений по контуру отверстия при наличии касательных напряжений. Для учета этого фактора необходимо использование метода расчета по локальному напряженно-деформированному состоянию.

4. Долговечность некоторых крепежных элементов ниже кривой усталости для свободного отверстия. Помимо экспериментальных разбросов, этот факт можно объяснить наличием технологических дефектов. На сегодняшний день отсутствует общепринятый метод формирования технологических требований, обеспечивающих заданную долговечность отверстий под крепежные элементы. Очевидно, что в этих условиях при расчете долговечности продольных стыков панелей крыла между собой и продольных стыков поясов со стенками лонжеронов необходимо принимать кривую усталости для элемента конструкции со свободным отверстием.

Список использованных источников

1. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-3. Надежность машин [Текст] / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др.; под общ. ред. В.В. Клюева. – М.: Машиностроение, 2003. – 592 с.

2. Сопротивление усталости элементов конструкции [Текст] / А. Воробьев, Б. Олькин, В. Стебенев, Т. Родченко. - М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.

3. Стебенев, В.Н. Методика оценки сопротивления усталости соединений [Текст] / В.Н. Стебенев // Труды ЦАГИ. – Вып. 2117. – 1981. – С. 42–54.

4. Результаты повторно-статических испытаний опытного кессона № 3 изд. «86» (нижняя поверхность) [Текст]: отчет о НИР (промежуточн.): 102-22/87 «Разработка и исследование методов определения характеристик долговечности и разрушения элементов конструкции крыла самолёта» / Харьк. авиац. ин-т; рук. А.И. Макеев; исполн.: Н.В. Кошелев [и др.]. – Х., 1987. – 83 с. – № ГР 01.87.0011703. – Инв. № 02880034074.

5. Результаты повторно-статических испытаний и методика ремонта опытного кессона № 3 изд. «86» [Текст]: отчет о НИР (заключ.): 102-22/84 «Экспериментально-теоретическое исследование долговечности и живучести крыла самолёта» / Харьк. авиац. ин-т; рук. А.И. Макеев; исполн.: Н.В. Кошелев [и др.]. – Х., 1986. – 87 с. – № ГР 01.84.0050506. – Инв. № 02.86.0073159.

6. Исследование долговечности опытного кессона № 3 изд. «86» и ремонт панелей изд. «96-300» [Текст]: отчет о НИР (промежуточн.): 102-22/84 «Экспериментально-теоретическое исследование долговечности и живучести крыла самолёта» / Харьк. авиац. ин-т; рук. А.И. Макеев; исполн.: Д.А. Пинчук [и др.]. – Х., 1985. – 73 с. – № ГР 01.84.0050506. – Инв. № 02.86.0058593.

7. Результаты повторно-статических испытаний опытного кессона № 3 изд. «86» (верхняя поверхность). Методика расчёта НДС в соединениях с начальными неправильностями. Определение действительных деформаций в зоне концентрации напряжений [Текст]: отчет о НИР (промежуточн.): 102-22/87 «Экспериментально-теоретическое исследование долговечности и живучести крыла самолёта» / Харьк. авиац. ин-т; рук. А.И. Макеев; исполн.: Д.А. Пинчук [и др.]. – Харьков, 1985. – 73 с. – № ГР 01.87.0011703. – Инв. № 02.89.0030231.

8. Фомичев, П.А. Учет концентрации напряжений в расчете долговечности элементов конструкций по номинальным напряжениям [Текст] / П.А. Фомичев, Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (60). – Х., 2009. – С. 53 – 63.

Поступила в редакцию 24.05.2012.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.А. Фомичев,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*