

УДК 629.7.015.4.001.24.539.4

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПОДКРЕПЛЕННЫХ ПАНЕЛЕЙ АВИАКОНСТРУКЦИЙ С ВЫРЕЗАМИ НА ЗАДАННУЮ УСТАЛОСТНУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ

© 2012 В. А. Беспалов

Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, г.Новосибирск

Описывается процедура проектирования нижней панели центроплана пассажирского самолета с группой вырезов под агрегаты топливной системы. Описывается алгоритм расчета допускаемых коэффициентов концентрации напряжений, обеспечивающих заданную усталостную долговечность в критических зонах панели. При оценке допускаемого коэффициента концентрации напряжений используются усталостные характеристики конструкций – прототипов, полученные в испытаниях на усталость крупногабаритных конструктивно подобных образцов панелей с вырезами. Приводятся результаты таких испытаний и описываются особенности обработки экспериментальных данных для численной оценки характеристик усталости типовых концентраторов напряжений. Описывается процедура поиска рационального распределения материала в зоне вырезов с учетом конструктивно-технологических ограничений и особенностей.

*Авиационные конструкции, подкрепленные панели, усталостная прочность, расчеты прочности, испытания образцов.*

Необходимость обеспечения требуемой усталостной прочности силовых панелей в зоне вырезов существенно осложняет процесс их проектирования. Если статическая прочность этого участка панели обеспечивается простой компенсацией потерянной площади за счет увеличения толщины панели в сопряженной области, то для усталостной прочности важно не только снижение общего уровня напряжений, но и исключение локальных участков концентрации напряжений, провоцирующих зарождение усталостных трещин. Это требует внимательного распределения массы дополнительного материала, тщательной проработки переходов толщины в обшивке и стрингерах.

Первым и очень ответственным шагом в процедуре проектирования является выбор допускаемого коэффициента концентрации напряжений  $K_{т доп}$ , поскольку полное подавление локальных экстремумов напряжений потребует неоправданно большой дополнительной массы силового материала. Величина  $K_{т доп}$  по условиям усталостной долговечности определяется характеристиками сопротивления усталости будущей конструкции, а так же спектром переменных нагрузок, действующих на нее в эксплуатации, и может быть оценена расчетным путем.

В практике инженерных расчетов долговечности деталей с концентраторами напряжений используют коэффициент усталости  $K_y$ , близкого по смыслу и величине эффективному коэффициенту концентрации напряжений [1]:

$$K_y = K_{co} \sigma_{co} / \sigma, \quad (1)$$

где:  $K_{co} = 3$  — эффективный коэффициент концентрации стандартных образцов в виде полосы с отверстием;

$\sigma_{co}$ ,  $\sigma$  — напряжения в сечении «брутто» стандартного образца и элемента конструкции с концентратором при одинаковой долговечности  $N$ .

Из уравнения для расчета долговечности элемента конструкции по кривой усталости стандартного образца при отнулевом цикле нагружения:

$$N = C / (\sigma_{эКВ} \square K_y / K_{co})^{1/m}, \quad (2)$$

где:  $C$ ,  $m$  — параметры уравнения;

$\sigma_{эКВ}$  — напряжение отнулевого цикла, эквивалентное по усталостному повреждению типовому полету,

легко определить допускаемую величину коэффициента усталости в элементе конструкции  $K_{y доп}$  для достижения заданной долговечности  $N_p$  элемента конструкции:

$$K_{y доп} = 3 / \sigma_{эКВ} \square (C / N_p)^{1/m}. \quad (3)$$

В работе исследуется усталостная долговечность нижней панели центроплана

пассажирского самолета с группой вырезов под агрегаты топливной системы (рис. 1). Обшивка панели фрезерованная из плиты сплава 1163Т, имеет параметры кривой усталости стандартного образца полоса с отверстием:

$$m = 4,957; C = 6,974_{10}10.$$

На рис. 2 приведен график зависимости  $K_{удоп}$ , построенный по выражению (3) для эквивалентных напряжений в нижних панелях центроплана  $\sigma_{эКВ} = 10,31 \text{ кгс/мм}^2$ .

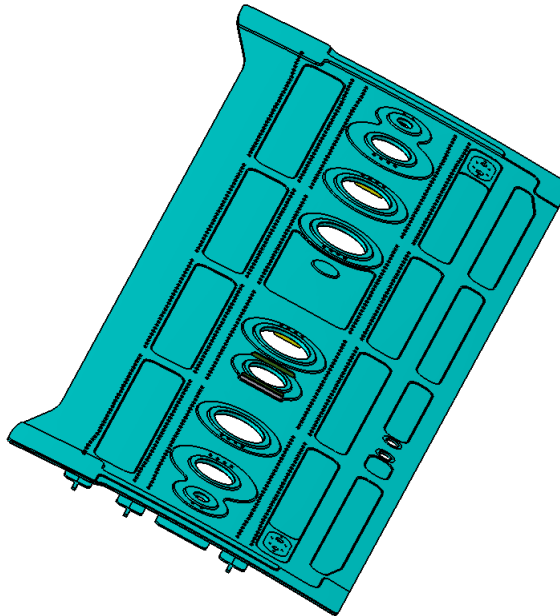


Рис. 1. Нижняя панель центроплана

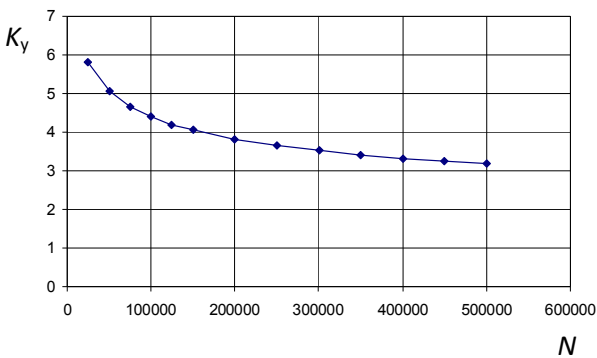


Рис. 2. Зависимость  $K_{удоп}$  от расчетной долговечности

Коэффициент усталости определяется экспериментально из испытаний на усталость конструктивно подобных образцов или натуральных деталей в составе изделия. В качестве прототипов при определении  $K_{удоп}$  использовали результаты испытаний

образцов с крупногабаритными вырезами (рис. 3).

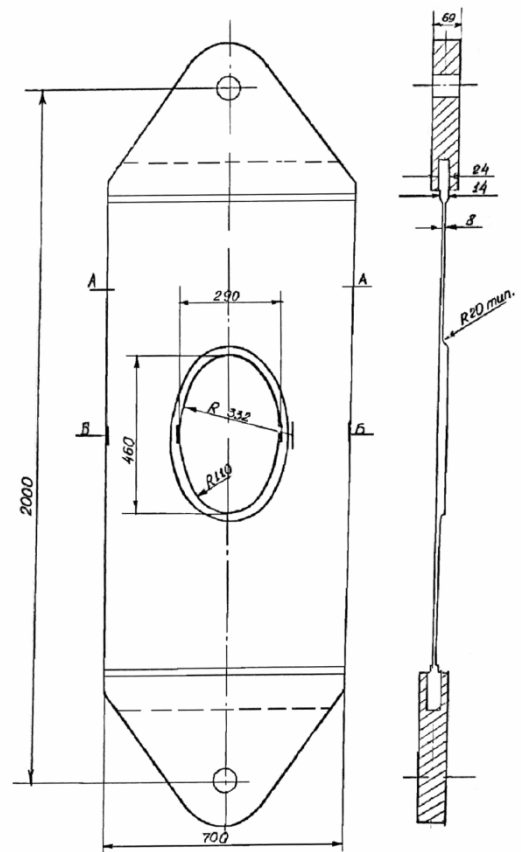


Рис. 3. Образец с подкрепленным вырезом

В испытаниях усталостные трещины зарождались на кромке выреза. Испытания проводились на двух уровнях нагрузки, что позволило получить уравнение кривой усталости по моменту образования трещин на кромке выреза:

$$N \sigma^{3,17} = 1,1_{10}8.$$

Из разрушенных образцов вырезались стандартные образцы полоса с отверстием, испытаниями которых определили базовую кривую усталости:

$$N \sigma^{5,13} = 7,22_{10}10.$$

Имея уравнения кривых усталости стандартного образца и образца с вырезом, нетрудно записать выражение для определения  $K_y$ :

$$K_y = 3 (7,22_{10}10/N)^{1/5,13} / (1,1_{10}8/N)^{1/3,17}. \quad (4)$$

На рис. 4 приведен график зависимости  $K_y$  от долговечности  $N$ , построенный по выражению (4). Среднее значение для диапазона исследованных долговечностей  $K_y \approx 4,5$ .

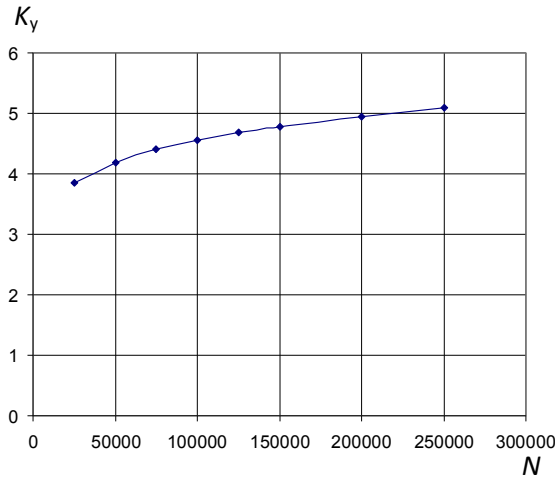


Рис. 4. Зависимость  $K_y$  от долговечности

В ходе испытаний проводилось тензометрирование кромок вырезов в образцах высокоточным экстензометром. Установлено, что в месте зарождения трещин на контуре выреза  $K_T \approx 2,7$  по отношению к напряжениям в сечении «брутто» образца. Можно определить коэффициент связи  $k$  между  $K_T$  и  $K_y$  для кромок вырезов:

$$k = 2,7/4,5 = 0,6.$$

Приняв, что  $K_y$  изменяется пропорционально  $K_T$ , можно оценить допускаемую величину коэффициента концентрации напряжений  $K_{T \text{ доп}}$ :

$$K_{T \text{ доп}} = k K_{y \text{ доп}} \quad (5)$$

Проектирование панели велось на расчетную долговечность 178 000 полетов. Из представленных на рис. 3 данных можно определить, что для обеспечения проектных значений долговечности достаточно иметь для вырезов  $K_{T \text{ доп}} \approx 2,0$ .

Следует отметить, что использованные образцы □ прототипы были изготовлены из сплава АК4-1Т и имели некоторое отличие по геометрии, что вызывает сомнение в правомочности полученных оценок  $K_{T \text{ доп}}$ . С целью проверки были проанализированы результаты испытаний образца □ прототипа, воспроизводившего и геометрию и материал проектируемой панели (рис. 5).

Испытания проводились асимметричным циклом нагружения с  $\sigma_{\text{экр}} = 8 \text{ кгс/мм}^2$ . В ходе испытаний были получены несколько усталостных трещин от кромок вырезов. Это позволило определить реализовавшийся в образце коэффициент усталости. Он составил 4,7. Для его

определения использовалось выражение (3) и параметры кривой усталости стандартного образца. Проводилась также подробная тензометрия образца. Схема наклейки датчиков приводится на рис. 5. Коэффициент концентрации напряжений на кромках вырезов в месте возникновения трещин составил  $K_T = 2,8$ . Можно получить оценку коэффициента усталости с использованием предложенной зависимости (5). Она оказывается близкой к полученной в эксперименте

$$K_y = K_T/0,6 = 2,8/0,6 = 4,67.$$

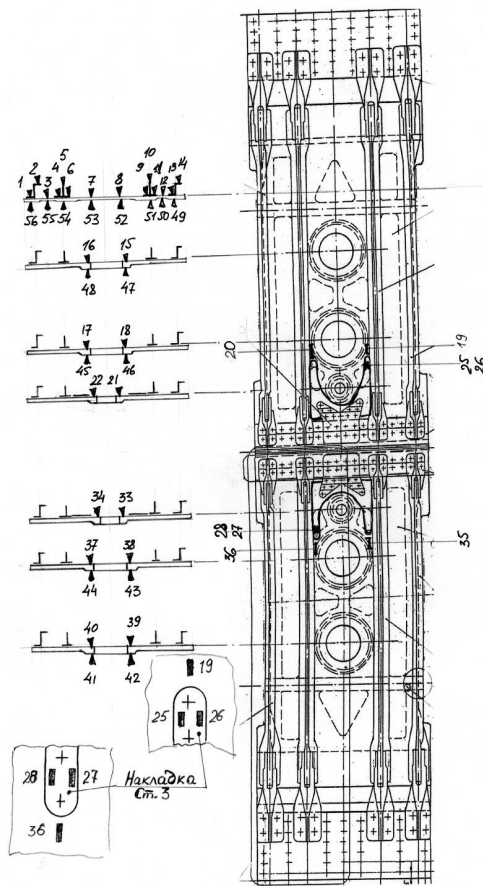


Рис. 5. Конструктивно подобный образец панели

Таким образом, рекомендуемая величина  $K_{T \text{ доп}} \approx 2,0$  для обеспечения заявленной долговечности 178 000 полетов можно считать обоснованной.

Методом конечных элементов подробно исследовалось напряженное состояние панели, представленной на рис. 1. Установлено, что на контурах вырезов  $K_T$  находится в диапазоне 2,57...2,89 что существенно выше допускаемого по условиям усталостной прочности  $K_{T \text{ доп}} \approx 2,0$ . Высокая концентрация напряжений

обусловлена нерациональным распределением дополнительного материала: он расположен в кольцевых областях вдоль кромок вырезов, причем эксцентрично, с одной стороны панели, что приводит к дополнительным изгибным напряжениям.

Поиск более рационального подкрепления вырезов велся интерактивно, с использованием 3D конечно-элементных моделей панели. При этом ориентировались на общие рекомендации по рациональному распределению материала [1, 2], согласно которым рекомендуется ослаблять затененную зону перед вырезом примерно в 2 раза относительно регулярной зоны на длине 1...1,2 диаметра выреза. Зоны по обеим сторонам выреза следует усилить примерно в 2 раза на длине 1,5...2 диаметра вдоль продольного набора. За счет этого можно снизить  $K_T$  примерно на 50% по сравнению с равномерным увеличением толщины в зоне выреза.

С учетом этих рекомендаций после решения ряда вспомогательных задач на плоских и объемных моделях различной сложности предложен вариант подкрепления вырезов, общий вид которого показан рис. 6.

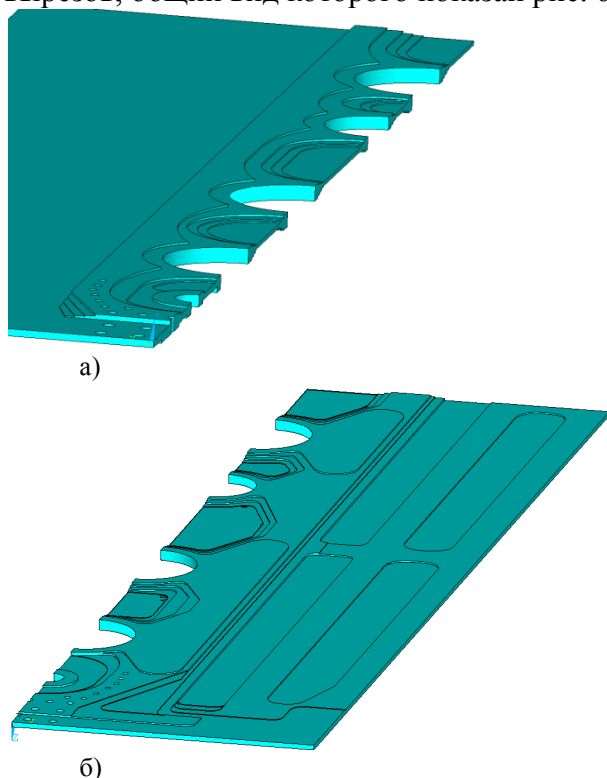


Рис. 6. Распределение толщины обшивки в зоне вырезов. а) вид изнутри кессона; б) вид снаружи

Предлагаемый вариант распределения материала в обшивке обеспечивает  $K_T = 2$  на кромках вырезов. Поскольку силовой кессон центроплана закрыт обтекателем, использовали возможность ступенчатого изменения толщины обшивки как изнутри, так и снаружи, что свело к минимуму дополнительные изгибные напряжения. При поиске рационального варианта усиления вырезов добивались снижения концентрации напряжений не только на кромках вырезов, но и в радиусных сопряжениях при ступенчатом изменении толщины, а также на кромках нагруженных отверстий крепления панели к поясу бортовой нервюры. Для решения этой задачи при расчетах напряженного состояния моделировалось контактное взаимодействие болтов с отверстиями. Высокие напряжения на кромках нагруженных отверстий, выявленные при тщательном моделировании распределения нагрузок на болты стыка панели с поясом бортовой нервюры, потребовали существенного перепроектирования стыка. На рис. 7 показана конечно-элементная модель в зоне стыка в окончательном варианте.

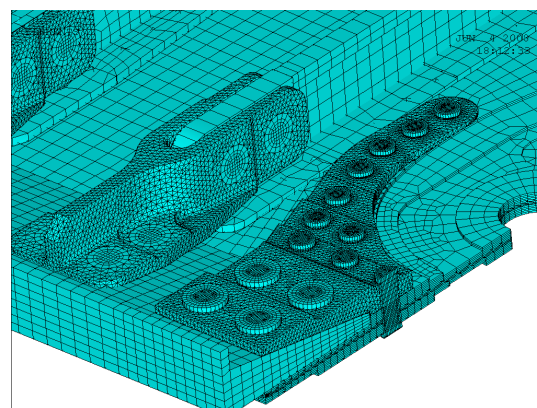


Рис. 7. Конечно-элементная модель в зоне стыка панели с поясом бортовой нервюры

В результате проведенных исследований:

- определен допустимый уровень концентрации напряжений на кромках вырезов, позволяющий достичь заданной усталостной долговечности;

- предложен вариант распределения толщины обшивки, реализующий необходимый коэффициент концентрации напряжений на кромках вырезов;  
- отработана конструкция стыка панели с поясом бортовой нервюры по условиям усталостной прочности

### Библиографический список

1 Воробьев, А.З. Сопротивление усталости элементов авиаконструкций [Текст] / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев, Т.С. Родченко — М.: Машиностроение, 1990. — С. 239.

## DESIGN OF REINFORCED SPECIFIED FATIGUE LIFE CAPABILITY AIRFRAME PANELS CONTAINING NOTCHES

© 2012 V. A. Bespalov

Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin

Calculation procedure of maximum allowable by the fatigue life value of the stress concentration factor (SCF) in reinforced airframe panels containing notches is presented. The problem of reducing the SCF in the passenger airplane wing panel with notches and holes is discussed. The problem is solved by means of interactive simulation and search for the reasonable design alternate basing on the 3D finite element model of the panel.

*Aircraft structures, reinforced panels, fatigue, strength calculation, specimens tests.*

### Информация об авторе

**Беспалов Валерий Андреевич**, заместитель начальника отделения статической и усталостной прочности, ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина». E-mail: [valery.bespaloff@yandex.ru](mailto:valery.bespaloff@yandex.ru). Область научных интересов: исследование статической, усталостной и тепловой статической прочности авиационных конструкций

**Bespalov Valeryi Andreevich**, deputy chief of department of static and durability strength, FSUE “Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin”. E-mail: [valery.bespaloff@yandex.ru](mailto:valery.bespaloff@yandex.ru). Area of research: static, fatigue and thermal strength research of aircraft structures.