

В.М.Дуплякин, А.С.Мостовой

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЕСУРСА МОДИФИЦИРОВАННОЙ
СТЫКОВОЙ ГРЕБЕНКИ КРЫЛА САМОЛЕТА ТУ-154

В настоящей статье приводится расчет долговечности модифицированной стыковой гребенки Ту-154. Ее натурные испытания совместно с панелью отъемной части крыла весьма трудоемки, что определяет необходимость предварительного расчета.

Сначала рассчитаем кривую усталости по моменту появления первой макротрещины в наиболее напряженных местах (рис. 1). Сечение А-А представляет перемычку между соседними колодцами для

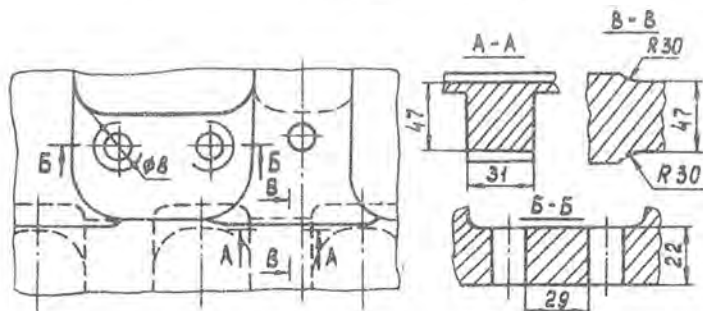


Рис. 1

закладных болтов, инициаторами трещин являются слабые концентраторы от фрезерования ($R 30$). В сечении Б-Б разрушится пере-

мычка между отверстиями для крепления панели обшивки.

Воспользуемся основным уравнением теории "слабого звена" [1]

$$P(\sigma) = 1 - \exp \left[- \int_F \left(\frac{\sigma - \sigma'}{\sigma_0} \right)^m dF \right]. \quad (1)$$

Здесь $P(\sigma)$ - вероятность появления макротрещины при напряжениях, не превышающих σ ; F - часть поперечного сечения, где $\sigma > \sigma'$; σ' - нижняя граница рассеивания; σ_0 , m - параметры.

Параметры σ' , σ_0 , m определяются по методике, изложенной в работе [2]. Исходными данными могут быть результаты испытаний любых по форме образцов, изготовленных из материала конструкции по аналогичной технологии. В данном случае использованы результаты испытаний плоских образцов с отверстием из материала Д16Т при знакопеременном изгибе.* Полученные значения параметров σ' , σ_0 , m представлены графически на рис.2.

$\sigma \times 10^3 / \text{мм}^2, m$

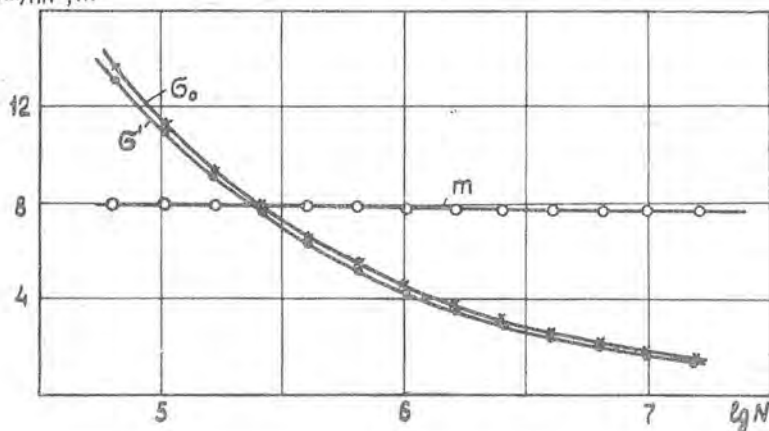


Рис. 2

Пренебрегая концентрацией напряжений, проинтегрируем уравнение (1) для сечения А-А

$$-\ln [1 - P(\sigma)] = \left(\frac{\sigma - \sigma'}{\sigma_0} \right)^m F, \quad (2)$$

* Эксперимент провел Б.А.Лавров в лаборатории прочности летательных аппаратов Куйбышевского авиационного института.

где F - площадь сечения А-А.

В работе сечения Б-Б концентрацией напряжений пренебречь нельзя, поэтому расчетное уравнение имеет вид [I]

$$-\ln [1 - P(\sigma)] = \frac{L(\sigma - \sigma')^{m+1}}{(m+1)\bar{G}\sigma_0^m\sigma} \quad (3)$$

Здесь L - часть периметра, примыкающая к зоне концентрации, $\bar{G} = \frac{d\sigma}{dx} \cdot \frac{1}{\sigma}$ - относительный градиент изменения напряжений.

Кривые усталости, полученные по уравнениям (2), (3) для вероятностей возникновения трещины $P=0,99$ и $P=0,01$, представлены на рис. 3 пунктирными линиями.

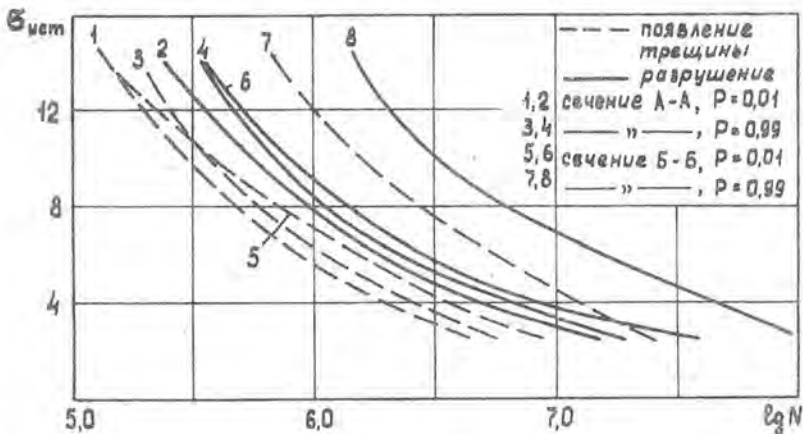


Рис. 3

Время окончательного разрушения рассчитаем на основе представлений, согласно которым деталь или образец рассматривается как совокупность дискретных элементов-волокон [3]. Линейная теория суммирования усталостных повреждений применяется к отдельному волокну. При таком подходе накопление повреждений в волокне определяется напряженным состоянием, рассмотренным с учетом истории нагружения.

Обозначим через σ_k^n напряжение в волокне "к" в момент

разрушения волокна " n ". Число циклов, соответствующее появлению трещины в волокне " k " при действии напряжения σ_k^n , обозначим N_k^n . Принятое распределение напряжений показано на рис. 4.

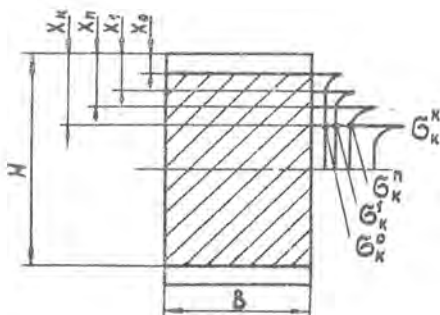


Рис. 4

Опуская выкладки, изложенные в работе [3], приведем формулу для определения величины $(\frac{dt}{dx})_k$, обратной скорости распространения трещины по координате x :

$$\left(\frac{dt}{dx}\right)_k = \frac{-N_{k+1}^{k+1}}{\Delta x_k} \left[\tau_0 \left(\frac{1}{N_{k+1}^0} - \frac{1}{N_k^0} \right) + \sum_{n=1}^k \left(\frac{dt}{dx}\right)_{n-1} \left(\frac{1}{N_{k+1}^n} - \frac{1}{N_k^n} \right) \Delta x_{n-1} \right], (4)$$

где τ_0 - время появления первой макротрещины.

Используя кривые усталости по моменту появления трещины для соответствующих вероятностей, получим время окончательного разрушения с вероятностью $P=0,99$ и $P=0,01$. Кривые усталости по разрушению показаны на рис. 3 сплошными линиями.

Реальные условия эксплуатации учитываем, переходя от расчета при гармоническом нагружении к определению долговечности при действии программной нагрузки, которая представляется как эквивалент рабочих условий.

Для расчета долговечности при действии программной нагрузки использована методика, аналогичная методике Кортена и Долана, учитывающая в качестве меры повреждения площадь поперечного сечения, по которой прошла трещина [4]. Значения поврежденных площадей получены при интегрировании уравнения (4). Окончатель-

ные результаты, представленные в таблице I, выражены в условных числах полетов, которые равны числу блоков программной нагрузки.

Таблица I

Условные числа полетов				
Сечение	до появления первой макротрещины		до окончательного разрушения	
	P=0,01	P=0,99	P=0,01	P=0,99
А-А	$5,97 \cdot 10^4$	$1,14 \cdot 10^5$	$7,31 \cdot 10^4$	$1,34 \cdot 10^5$
Б-Б	$3,08 \cdot 10^4$	$7,84 \cdot 10^4$	$1,64 \cdot 10^5$	$3,52 \cdot 10^5$

Интересно отметить, что хотя трещина раньше возникает в сечении Б-Б, сечение А-А разрушается быстрее. Это объясняется наличием более сильного концентратора в сечении Б-Б, что, как известно, увеличивает относительное время распространения трещины.

Л и т е р а т у р а

1. Когзев В.П. Определение расчетных характеристик выносливости деталей машин. В сб. "Механическая усталость в статистическом аспекте". "Наука", 1969.
2. Дуплякин В.М., Мостовой А.С. К вероятностному расчету кривых усталости деталей по результатам испытаний лабораторных образцов. "Вопросы прочности элементов авиационных конструкций". Межвузовский сборник, вып. I, изд. КуАИ, 1974.
3. Мостовой А.С. Определение долговечности образца на основе некоторых представлений о механизме усталостного разрушения. "Вопросы прочности элементов авиационных конструкций". Труды КуАИ, вып. 39, 1968.
4. Мостовой А.С. Расчет долговечности образца при программной (случайной) нагрузке. "Вопросы прочности элементов авиационных конструкций". Труды КуАИ, вып. 48, 1971.