

# 多孔腹板在谱载下的疲劳寿命分析

李曙林, 朱家元, 赵 罡

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘 要:**运用有限元方法对开多个孔的某型飞机机翼大梁肋间腹板进行了应力分析,在考虑孔间影响的基础上确定了多孔腹板的应力集中系数。并根据该型飞机重心载荷谱确定了机翼载荷谱,对低载下的  $\sigma_{\max} - N$  曲线和  $\epsilon_{eq} - N_f$  进行当量修正,然后用名义应力法和局部应力应变法分别计算了其疲劳寿命,并对不同载荷级别下疲劳损伤进行了比较和分析。

**关键词:**多孔腹板; 应力集中系数; 机翼载荷谱; 疲劳寿命

**中图分类号:**T140      **文献标识码:**A      **文章编号:**1009-3516(2002)03-0020-04

在某型飞机地面压力加油系统改装过程中,需要对机翼大梁腹板开多个孔。飞机机翼翼梁腹板开口后,结构强度下降,为保证飞机使用寿命要求,需确定此多孔腹板的疲劳寿命。由于开孔数量多,且孔与孔的距离较近,因此在分析设计腹板疲劳寿命时,须考虑孔与孔之间的相互影响。本文在对该腹板有限元应力分析基础上,确定该多孔腹板的最大应力集中系数,然后采用名义应力法和局部应力应变法分析其疲劳寿命。

## 1 腹板结构受载有限元应力分析

由于此型飞机在进行飞机设计时,只考虑了静强度要求,没有考虑疲劳强度要求,而且大部分飞机在我国已经服役多年。在上述情况下,对机翼肋间腹板进行开孔,而且所开的孔与孔间隔很近,所以在进行应力分析时,采用有限元方法,确定该多孔腹板的应力集中系数  $K_t$ 。腹板开孔如图1所示,腹板有限元划分见图2。

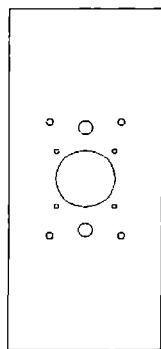


图1 腹板开口图

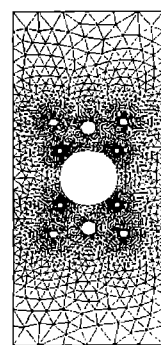


图2 腹板有限元划分图

腹板尺寸:宽:128 mm,高:300 mm,厚:3 mm。腹板受力:剪流:539.2 N/mm,剪应力:179.7 MPa。支柱材料:LY12-CZ,  $\sigma_{0.2}$ :318 MPa,  $\sigma_b$ :449 MPa。泊松比:0.345,弹性模量:72 000 MPa,剪切模量:27 000 MPa。有限元划分:形状为三角形;网格数目6 880。有限元分析参数:腹板为各向同性,平面应力二维薄板。

收稿日期:2001-08-27

作者简介:李曙林(1959-),男,河北威县人,教授,主要从事结构疲劳与可靠性研究。

计算结果:开口前:平均应力 3.911 MPa,开口后计算值见表 1。

表 1 开口后计算值

孔径/mm	50	14	12	6	4
最大应力/MPa	13.516	14.576	15.065	16.529	21.949
应力集中系数	3.456	3.727	3.852	4.226	5.612

计算结果分析。由有限元应力计算结果得到的应力集中系数比普通单一同大小圆孔偏大,特别是靠近大孔的螺栓孔,达 5.612。又由于螺栓孔的影响,大孔的应力集中系数偏大,达 3.456。其原因是由于孔间影响,即孔与孔相隔太近,造成应力增加较大。在用有限元计算时,为计算方便,没有考虑螺栓影响。因为螺栓孔装螺栓后的应力集中不大,所以均衡考虑所有孔的应力集中,在进行疲劳计算时,应力集中系数  $K_t$  取 4。

## 2 疲劳寿命计算

### 2.1 机翼载荷谱的确定

实测飞机<sup>[4]</sup>重心突风和机动载荷谱见表 2。

表 2 1 000 次飞行(平均每次飞行时间为 46 min)

载荷幅	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.5
载荷次数	46 050.15	11 385.99	2 919.48	785.76	229.59	76.5	26.78	10.18	4.16	1.67	0.9	1.0

根据载荷飞行实测所获得的数据,按典型飞行剖面进行统计后,得到各测量截面的剪力和扭矩的均值和过载值,再按下面的原则进行处理得到每  $g$  载荷值:将实测的某种载荷的过载谱和对应的重心  $Y$  向过载值,处理成两条超越曲线,然后按过载次数相同,比较出相对应的载荷值,这样就可得到一条对应的曲线。由于对应关系接近线性,可将曲线近似成直线,即可得到每  $g$  载荷值。如图 3。

然后根据结构力学计算转化为腹板应力。计算结果:突风剪应力 37.97 MPa,机动剪应力 38.67 MPa。为了计算疲劳寿命方便,突风和机动同取 38.67 MPa,即每  $g$  载荷下,作用腹板的平均应力为 38.67 MPa。机翼载荷谱中各级应力循环出现的次数则仍为重心载荷谱中对应各级过载出现的次数。

### 2.2 疲劳寿命估算

根据飞机载荷谱没有显著正向超载和负向超载的特点,首先采用 Miner 线性累积损伤理论进行疲劳裂纹形成寿命估算,然后采用局部应力-应变法进行寿命估算,并进行比较分析。

#### 2.2.1 采用 Miner 线性累积损伤理论计算多孔腹板的寿命

1) 确定腹板开口处的当量  $S-N$  曲线,  $K_t=4$  时的  $S-N$  曲线和试验数据<sup>[1]</sup>见表 3、表 4。

表 3 LY12CZ(T 向)铝合金室温高周疲劳性能数据

状态(热处理)	规格/mm	取样方向	加载方式	试验温度	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	试验频率/Hz
CZ	$\delta_2$ 板材	$T$	轴向	室温	449	318	116

表 4  $S-N$  曲线中试验数据 ( $K_t=4$ )

$\sigma_m$ /MPa	$\sigma_{max}$ /MPa	$N$			试样个数
		对数平均值	标准差	$N(5 \times 10^4)$	
69	135.00	4.656 6	0.046 8	45.35	7
	110.00	5.257 4	0.105 7	480.90	10
	98.00	5.810 2	0.198 5	646.00	13
	88.00			2 458.00	13
	86.00			3 319.00	9

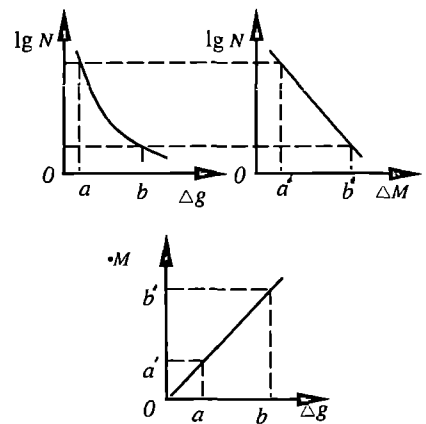


图 3 载荷超越曲线

根据 Goodman 公式:

$$S_a = S_a \frac{\sigma_b - S_m}{\sigma_b - S_m} \tag{1}$$

式中,  $\sigma_b = 449 \text{ MPa}$ ,  $S_m = 69 \text{ MPa}$ ,  $S_m = 38.67 \text{ MPa}$ ;  $S_m$  为给定  $S - N$  曲线的平均应力;  $S_a$  为某个寿命下从  $S - N$  曲线上查得的交变应力;  $S_m$  为寿命计算中要求的平均应力;  $S_a$  为等寿命前提下与  $S_m$  相对应的交变应力。拟合出的当量  $S - N$  曲线的半对数多项式拟合方程为

$$\lg N = 0.0033\sigma_{\max}^2 - 0.2658\sigma_{\max} + 14.4310 \tag{2}$$

式中,  $N$  为破坏周次,  $\sigma_{\max}$  为最大交变应力。线性回归相关系数为  $-0.9786$ 。

2) 计算寿命公式<sup>[3]</sup>

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} \tag{3}$$

式中,  $D$  为累积损伤;  $n_i$  为各级应力的累积损伤频次;  $N_i$  为由常幅  $S - N$  曲线得出的与应力幅对应的破坏周次。

寿命公式

$$L = \frac{H}{fD} \tag{4}$$

式中,  $H$  为飞行小时;  $f$  为寿命分散系数, 取 4。

计算出的寿命见表 5。

表 5 名义应力法和局部应力应变法计算结果

$\Delta g$	$n$	名义应力法		局部应力 - 应变法	
		$\lg N_f$	$n/N_f(10^{-4})$	$\lg N_f$	$n/N_f(10^{-4})$
0.1	46 050.15	7.0	46.051	7.0	46.051
0.2	11 385.99	7.0	11.386	7.0	11.38
0.3	2 919.48	6.831 9	4.299 6	7.0	2.92
0.4	785.76	6.540 8	2.261 8	7.0	0.79
0.5	229.59	6.272 7	1.225 3	6.616 8	0.55
0.6	76.5	6.025 6	0.721 2	6.222 7	0.46
0.7	26.78	5.798 2	0.426 2	5.943 6	0.30
0.8	10.18	5.589 6	0.261 9	5.729 5	0.19
0.9	4.16	5.399 4	0.165 8	5.556 6	0.12
1.0	1.67	5.227 7	0.098 9	5.412 3	0.06
1.2	0.9	4.942 6	0.102 7	5.288 8	0.05
1.5	1.0	4.684 7	0.206 8	4.926 0	0.12
1.5	1.0	4.684 7	0.206 8	4.926 0	0.12
1.2	0.9	4.942 6	0.102 7	5.297 0	0.05
1.0	1.67	5.227 7	0.098 9	5.421 9	0.06
0.9	4.16	5.399 4	0.165 8	5.567 7	0.11
0.8	10.18	5.589 6	0.261 9	5.742 4	0.18
0.7	26.78	5.798 2	0.426 2	5.959 0	0.29
0.6	76.5	6.025 6	0.721 2	6.241 8	0.44
0.5	229.59	6.272 7	1.225 3	6.642 5	0.52
0.4	785.76	6.540 8	2.261 8	7.0	0.79
0.3	2 919.48	6.831 9	4.299 6	7.0	2.92
0.2	11 385.99	7.0	11.38	7.0	11.38
0.1	46 050.15	7.0	46.051	7.0	46.051

2.2.2 采用局部应力 - 应变法计算寿命

2.2.2.1. 采用修正 Neuber 法计算局部应力、应变<sup>[2]</sup>

Neuber 式为

$$\Delta\sigma\Delta\varepsilon = \frac{(K_f\Delta s)^2}{E} \quad (5)$$

式中,  $a$  为材料常数;  $r$  为缺口根部半径。可以利用 Peterson 公式求得。由  $K_f = 4$ ,  $a = 0.63 \text{ mm}$ ,  $r = 50 \text{ mm}$  (取大孔直径), 得  $K_f = 3.96$ 。

对于铝合金, 在疲劳寿命的计算中, 可直接采用稳定的循环应力应变曲线稳定的循环应力应变曲线中, 循环应力与应变之间的关系可用下列近似的经验公式表示, 即

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_a}{E} + \left(\frac{\sigma_a}{K}\right)^{\frac{1}{n}} \quad (6)$$

式(5)和循环应力-应变曲线式(6)联立即可求出局部应力和应变。

#### 2.2.2.2. 确定 $\varepsilon_{eq} - N_f$ 寿命曲线

Walker 等分析了众多的实验数据后指出, 若用等效应变  $\varepsilon_{eq}$  作为参数, 就可考虑不同应变比的影响。这类曲线以应力、应变的各种组合作为控制参数, 其中包括平均应力的影响。 $\varepsilon_{eq} - N_f$  曲线可用下式描述:

$$\lg N_f = A_0 + A_1 \operatorname{artanh} \frac{\lg\left(\frac{\varepsilon_e \varepsilon_u}{\varepsilon_{eq}^2}\right)}{\lg\left(\frac{\varepsilon_u}{\varepsilon_e}\right)} \quad (7)$$

式中,  $A_0$ 、 $A_1$  为拟合常数,  $\varepsilon_u$  为  $\varepsilon_{eq} - N_f$  曲线上限,  $\varepsilon_e$  为  $\varepsilon_{eq} - N_f$  曲线下限。

当量应变  $\varepsilon_{eq}$  可用下式表示

$$\varepsilon_{eq} = (\Delta\varepsilon)^m \left(\frac{\sigma_{\max}}{E}\right)^{1-m} \quad (8)$$

式中,  $\Delta\varepsilon$  为缺口边局部应变变程,  $\sigma_{\max}$  为缺口边最大应力,  $m$  为由材料确定的系数。对材料 LY12CZ,  $m = 0.79$ ,  $A_0 = 3.43$ ,  $A_1 = 2.76$ ,  $\varepsilon_u = 0.053$ ,  $\varepsilon_e = 0.00135$ 。

#### 2.2.2.3. 疲劳寿命的计算

采用 24 级低-高-低载荷谱, 即应力幅从 0.1-1.5-0.1。整个计算通过程序来完成, 计算出各级损伤和寿命。由于该型飞机的载荷较小, 尤其在高周区, 载荷非常小, 局部应力应变很小, 当量甚至低于应变下限, 所以, 需要处理高周低载的问题。Walker 的  $\varepsilon_{eq} - N_f$  曲线的适用范围为  $10^1 - 10^8$ 。根据计算结果, 对于大于  $10^9$  按  $10^9$  处理, 比较符合工程实际。采用名义应力法和局部应力应变法计算结果见表 5。

由表 5 的计算结果, 可得该多孔腹板的疲劳寿命, 其中名义应力法为 28 521.8 h, 局部应力-应变法为 30 466.1 h。从表 5 的损伤分布计算由上表可看出, 在低载情况下, 应力引起的应变值较小, 塑性应变很小, 局部应力应变法与名义应力法相比, 计算出的损伤较小; 在高载的情况下, 应力引起的应变值较大, 塑性变形较大, 局部应力应变法与名义应力法相比, 计算出的损伤较大。同时注意到: 少量高载对疲劳寿命的影响在用局部应力应变法计算中体现的比较明显。

### 3 结论

1) 由于板上所开孔的孔径大小不同、孔与孔的距离不同以及开孔造成的板的截面积的减少, 同一孔的应力集中系数是变化的。所以对于开多个孔的板, 不能完全按照单孔确定应力集中系数, 而是需要根据整个板的开孔特点进行综合权衡, 确定板的应力集中系数。同时, 在对多孔板进行应力分析时, 要考虑孔与孔之间的影响。特别是小孔对附近大孔的影响较大, 造成应力集中较严重, 采用有限元方法分析较精确。

2) 在局部应力、应变法的损伤计算中, 平均应力的影响主要表现在局部应变的弹性分量部分, 因此对于高周疲劳, 当弹性分量比重比较大时, 应考虑平均应力的影响。由于此腹板所受的载荷较小, 它的局部应变的弹性分量比较大, 应考虑平均应力的影响。

3) 对于大多数载荷为低载情况, 名义应力法计算出的疲劳寿命比局部应力应变法偏保守。

4) 从实际情况来看, 执行轰炸任务的此型飞机的载荷值偏小, 大多数接近疲劳极限, 甚至超越疲劳极限, 又由于此型飞机载荷谱没有显著正向超载和负向超载的特点, 采用名义应力法的计算结果比较准确。同时, 如考虑少量高载的影响, 用局部应力应变法体现的比较明显。对疲劳寿命进行初步的估算时, 结名义应力法和局部应力应变法的计算结果, 进行综合权衡得出疲劳寿命比较科学。(下转第 34 页)