



文章编号:1003-8728(2005)06-0686-03

某型飞机机翼 II 梁框疲劳寿命研究

李曙林^{1,2}, 李寿安¹⁽¹⁾西北工业大学 航空学院, 西安 710072; ⁽²⁾空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

李曙林

摘 要:某型飞机机翼 II 梁框是重要的受力部件, 必须准确估计疲劳寿命, 以预防疲劳事故的发生。采用名义应力法和局部应变法两种方法及 Miner 累积损伤理论估计疲劳裂纹形成寿命; 在随机载荷谱转化为等幅载荷谱的基础上通过 Walker 方程求得疲劳裂纹扩展寿命, 从而估算出某型飞机机翼 II 梁框的疲劳寿命。估算结果与试验结果吻合很好。

关键词:局部应变; 累积损伤; 裂纹形成; 疲劳寿命

中图分类号: V215.5⁺2 **文献标识码:** A

Research of Fatigue Life of the Second Crossbeam in a Certain Aircraft Aerofoil

LI Shu-lin^{1,2}, LI Shou-an¹⁽¹⁾College of Aeronautics, Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072;⁽²⁾Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

Abstract: The second crossbeam in a certain aircraft aerofoil is a pivotal bearing beam, its fatigue life has to be estimated to avoid fatigue accidents. The fatigue crack formation life of it is calculated by two methods of local stress-strain method and nominal stress method; and the fatigue crack growth life is estimated by Walker equation on the basis of load spectra of constant amplitude transformed from that of mutative amplitudes; the fatigue life is estimated as the sum of the fatigue crack formation life and the fatigue crack growth life. The estimation of the fatigue life agrees well with experiment.

Key words: Local strain; Cumulative fatigue damage; Crack formation; Fatigue life

某型飞机机翼 II 梁框为重要的受力部件, 是一种单传力结构的大型铝锻件, 极易因带内部冶金缺陷和外部的机械加工损伤, 在随机载荷的作用下于使用期间内发生灾难性的疲劳破坏事故。因此, 必须对其进行疲劳破坏分析, 准确估计疲劳寿命, 以预防事故的发生。本文采用名义应力法和局部应力-应变法两种方法及 Miner 累积损伤理论估计疲劳裂纹形成寿命; 在计算裂纹扩展寿命时, 采用了最大损伤度理论的计算方法, 在随机载荷转化为等幅载荷谱的基础上通过 Walker 方程求得疲劳裂纹扩展寿命, 从而估算出某型飞机机翼 II 梁框的疲劳寿命。采用局部应力-应变法计算裂纹形成寿命的估算结果与试验结果能很好地吻合。

1 机翼 II 梁框的受力分析

1.1 危险部位的确定

(1) 梁框构件全尺寸静力和疲劳试验的断裂部位统计资料;

(2) 梁框构件全尺寸静力和疲劳试验应力分布实测和

分析;

(3) 实际使用的检查结果。

有关单位进行了七次 II 梁框的全尺寸静力和疲劳试验, 破坏位置全在 A-A 截面(如图 1), 疲劳破坏起源于该截面外缘内侧拐弯的圆棱上, 可见该处是整个梁框最危险的部位。多次应力分布实测以及实际使用检查都同样证实了上述结论的正确性。因此, 确定 A-A 截面外缘内侧拐弯的圆棱处作为危险部位。

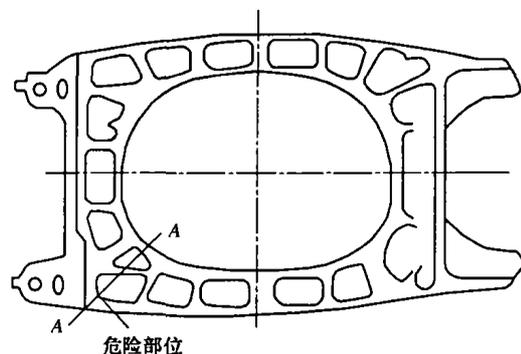


图 1 机翼 II 梁框截面示意图

1.2 危险部位应力谱的确定

该型飞机是一种大型飞机,其发生的种种载荷循环总是以平飞 1 g 为基础的飞行状态。该型飞机每千次起落的载荷谱经过相关单位多次分析确定如表 1。

由飞机的过载谱,要转化成危险部位的应力谱。只要

计算出 1 g 过载时梁框危险部位的应力乘以所给各级的过载值,即得到了梁框危险部位的应力谱^[1]。根据试验,可得到 A-A 截面在 1 g 过载时其最大应力 $\sigma_{1g,max} = 78.49$ MPa,以 1 g 过载为基础,求出危险部位的应力谱如表 2。

表 1 某型飞机疲劳载荷谱

$\pm \Delta g$	0.14	0.24	0.34	0.44	0.54	0.64	0.74	0.84
每千次起落的频数	4.3×10^3	1.11×10^3	3.33×10^4	9.67×10^3	2.37×10^3	736	245	95
$\pm \Delta g$	0.94	1.04	1.14	1.24	1.34	1.44	1.61	
每千次起落的频数	41	19	7.6	4.2	1.54	0.84	0.84	

表 2 危险部位应力谱

$\pm \Delta g$	0.14	0.24	0.34	0.44	0.54	0.64	0.74	0.84	0.94	1.04	1.14	1.24	1.34	1.44	1.61
$\Delta\sigma$ (MPa)	21.95	37.63	53.41	69.09	84.77	100.45	116.13	131.91	147.59	163.27	178.95	194.63	210.31	226.48	252.74

2 裂纹形成寿命的估算

本文用名义应力法和局部应变法分别计算 II 梁框的裂纹形成寿命 N_f ,最后根据试验情况确定哪种情况最适合。

2.1 名义应力法估算裂纹形成寿命

名义应力法估算裂纹形成寿命的原理是:某级应力水平 σ_i 造成的疲劳损伤与该应力水平所施加的循环数 n_i 和在同一应力水平下直至发生破坏时所需的循环数的比值 N_i 成正比,即与 n_i/N_i 比值成正比,然后用 Miner 损伤理论进行计算。查阅 $\sigma-N$ 曲线,可以得到某级应力水平 σ_i 下直至发生破坏所需的循环数 N_i ,根据疲劳载荷谱计算损伤比 n_i/N_i ,计算结果如表 3。

根据 Miner 损伤理论,每千次起落的总损伤比 $\sum K_i = \sum n_i/N_i = 1.31 \times 10^{-2}$ 。则裂纹形成寿命 $N_f = 1/\sum K_i = 76.34$ 千次起落。

2.2 局部应力-应变法估算裂纹形成寿命

局部应力-应变法在计算裂纹形成寿命时考虑了材料的塑性变形,计算精度有了一定的提高^[2]。该型飞机由铝合金材料锻造而成,在局部应力-应变法计算中必须用到的材料参数见表 4。

表 3 名义应力法计算结果

$\Delta\sigma$ (MPa)	21.95	37.63	53.41	69.09	84.77	100.45	116.13	131.91
$N_i (\times 10^4)$	700	325	190	125	60	33	20	10.2
$n_i/N_i (\times 10^{-3})$	6.143	3.415	1.752	0.774	0.39	0.223	0.123	0.093
$\Delta\sigma$ (MPa)	147.59	163.27	178.95	194.63	210.31	226.48	252.74	
$N_i (\times 10^4)$	7.2	4.25	2.8	1.75	1.25	0.8	0.505	
$n_i/N_i (\times 10^{-3})$	0.057	0.045	0.027	0.024	0.012	0.011	0.017	

表 4 材料参数数值表

材料参数	σ_s (MPa)	K' (MPa)	E (MPa)	n'	σ_f' (MPa)	ϵ_f'	c	b
数值	541	339.1	51176	0.0945	799.3	0.069	-0.32	-0.025

应变 ϵ_s 与应力 σ_s 之间关系为^[3]。

$$\begin{cases} \epsilon_s = \frac{\sigma_s}{E} + \left(\frac{\sigma_s}{K'}\right)^{1/n'} \\ \sigma_s = 0.5\Delta\sigma \end{cases} \quad (1)$$

由 Mason-Coffin 可以得到应变 ϵ_s 与寿命 N_f 的关系^[3]

$$\epsilon_s = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (2)$$

根据公式(1)、公式(2),可以用局部应力-应变法计算

出每级载荷下的裂纹形成寿命 N_f ,又通过载荷谱计算出每级载荷下的损伤比 n_i/N_i 。由 Miner 线性累积损伤理论得到每千次起落的损伤比 $\sum K_i = \sum n_i/N_i = 5.87 \times 10^{-3}$ 。

则 $N_f = 1/\sum K_i = 170.36$ 千次起落。

由上面计算可知:由于两种方法应用的环境条件不同,用名义应力法与局部应力-应变法计算的 II 梁框裂纹形成寿命有很大的差异,应根据实际情况,选择一个比较好的计

算方法。

3 裂纹扩展寿命的估算

3.1 K_I - a 的关系

机翼II梁框疲劳破坏开始是在表面产生裂纹,然后慢慢地发展为角裂纹,在以较快速度扩展为穿透裂纹,根据梁框构件全尺寸静力和疲劳试验的裂纹观察和实际检查的使用结果,对大型构件II梁框危险部位的裂纹进行了分类: $1 \leq a \leq 2.5$,表面裂纹; $5 \leq a \leq 20$,角裂纹; $30 \leq a \leq 70$,穿透裂纹。根据试验和对试验数据的处理,可以得到在1g的过载下梁框危险部位的最大应力 σ_{1g} 与裂纹长度 a 之间的关系式为

$$\sigma_{1g} = \begin{cases} 5.867 & (1 \leq a \leq 2.5) \\ 1.5564a + 2.576 & (2.5 < a \leq 5) \\ 1.38a + 5.517 & (5 < a \leq 20) \\ 1.356a + 4.557 & (20 < a \leq 30) \\ 1.246a + 5.786 & (30 < a \leq 70) \end{cases} \quad (3)$$

1g的过载下危险部位最大应力强度因子 K_I - a 的关系式为

$$K_I = \sigma_{1g} \sqrt{\pi a} \quad (4)$$

3.2 初始裂纹和临界裂纹的确定

按照该型飞机机翼II梁框的裂纹检验标准和检测仪器的精确度,在计算分析中取 $a_0 = 1$ mm作为其初始裂纹;根据试验结果及实际工作经验,取断裂临界裂纹 $a_c = 25.2$ mm。

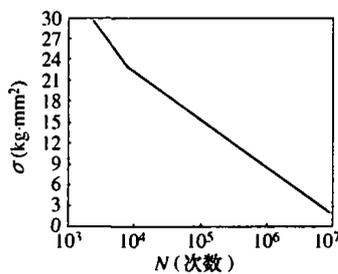


图2 $R=0.1$ 时 σ - N 曲线

3.3 载荷谱的转化

图2是应力比 $R=0.1$ 时机翼II梁框的疲劳寿命 σ - N 曲线。而推导得 σ_s 、 σ_m 与应力 σ 的关系为

$$\begin{cases} \sigma = \frac{20\sigma_s}{9(\sigma_s - \sigma_m)/\sigma_s + 11} \\ \sigma_s = \Delta g \sigma_{1g} \\ \sigma_m = \sigma_{1g} \end{cases} \quad (5)$$

要求机翼II梁框在随机载荷谱下的裂纹扩展寿命很复杂,为简化过程,向其损伤度最大的一级载荷转化,在等幅载荷谱下求裂纹扩展寿命^[1]。由式(5)与 σ - N 曲线及疲劳载荷谱可得:第一级载荷 $\Delta g = 0.14$ 造成的其损伤度最大。各级载荷均向 $\Delta g = 0.14$ 载荷级转化,表示为

$$\begin{cases} k_{i,\max} = [(\sigma_s)_i + (\sigma_m)_i] \sqrt{\pi a} \\ n = \frac{\sum n_i k_{i,\max}}{k_{1,\max}} \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, 15 \quad (6)$$

3.4 用Walker方程求裂纹扩展寿命

Walker方程考虑了 R 的影响,该方程可用于各种 R 下的变幅加载。Walker方程^[4]为

$$\begin{cases} \frac{da}{dN} = C[\Delta K(1-R)^t]^p \\ \Delta K = \Delta \sigma \sqrt{\pi a} \end{cases} \quad (7)$$

式中: C, p, t 均为材料常数, $C = 0.3290 \times 10^{-10}$, $p = 3.46$, $t = 0.13$ 。由式(7)得到疲劳裂纹扩展寿命的计算式为

$$N = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{C[\Delta K(1-R)^t]^p} \quad (8)$$

将各个参数代入式(8)计算得 N ,裂纹扩展寿命 $N_p = n/N = 15226$ 次起落。

4 疲劳寿命的估算

上面所求的疲劳寿命具有很大的随机性,实际的疲劳寿命可能大于也可能小于所求值。为保证飞机因机翼II梁框疲劳破坏而发生事故的可能性很小,或者几乎没有,必须在一定的置信度下估计疲劳寿命,即确定分散系数 f 。在这里取一般计算疲劳寿命的推荐值 $f = 4$ ^[4],该型飞机机翼II梁框的疲劳寿命计算公式为

$$N = (N_f + N_p)/f \quad (9)$$

通过名义应力法和Walker方程计算的疲劳寿命大小为22892次起落,由局部应力-应变法和Walker方程计算的疲劳寿命大小为46397次起落;而试验测得的疲劳寿命为43245次起落,与由局部应力-应变法和Walker方程计算的疲劳寿命相差不大。这说明危险部位在载荷谱作用下会出现塑性变形,因此确定疲劳寿命为46397次起落。

5 结论

本文计算裂纹扩展寿命时没有考虑高载迟滞效应的影响,一是因为该型飞机是一种大型飞机,无大的机动载荷;二是计算的裂纹扩展寿命在疲劳寿命估算中所占的比例比较小,因此在这里忽略了高载迟滞效应对疲劳寿命的影响,这样对估算结果偏保守。该型飞机是早期按静强度观点设计的,设计时没有考虑疲劳因素,从疲劳寿命估算过程来看,机翼II梁框危险部位在大载荷下有塑性变形,若要提高其疲劳寿命,可将A-A截面外缘内侧拐弯处以更大半径的圆弧过渡,以减少应力集中,避免进入塑性变形。估算的疲劳寿命与试验和统计所给的疲劳寿命比较吻合,对飞机的使用有一定的指导意义。

[参考文献]

- [1] 李曙林,朱家元,赵昱.多孔腹板在谱载下的疲劳寿命分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(3):20-23
- [2] 何卫锋,何宇廷,吴显吉,李寿安.某机翼结构细节抗疲劳优化设计[J].机械强度,2003,25(3):343-346
- [3] 曾春华.疲劳累积损伤理论的探讨[M].北京:中国科学院力学研究所,1998
- [4] 中国航空科学技术研究院.飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册[S].北京:中国航空科学技术研究院,1993