

(5) 腐蚀环境对疲劳强度和 FCIL 的影响可以用 CF 强度损失因子  $D_s = E(N_i)^L$  和 CFCI 寿命损失因子  $D_L = F(\Delta\sigma_{eqv})^N$  来表示。

### 参 考 文 献

- 1 西田正孝. 应力集中. 日本森北株式会社, 昭和42年. 573
- 2 路民旭, 刘晓坤, 王建军, 郑修麟. 腐蚀疲劳裂纹扩展微机辅助测试与分析. 航空学报, 1990; 11(12): B617-B621
- 3 刘晓坤, 王建军, 路民旭. 用边界元计算紧凑拉伸试样与三点弯曲试样的电位函数. 航空学报, 1988; 9(13): S140-S143
- 4 Hirose Y, Mura T. Nucleation mechanism of stress corrosion cracking from notches. Eng fract Mech, 1984; 19(2): 317-329
- 5 Zheng Xiuling, Lu Baotong. On the fatigue formula under stress cycling. Int J Fat, 1987; 9(3): 169-174

## 技术通讯

## 超轻型飞机机体寿命评估初探

魏志毅

(南京航空航天大学飞行器系, 南京, 210016)

### PRELIMINARY TO LIFE EVALUATION OF AIRFRAME FOR ULTRALIGHT AIRCRAFT

Wei Zhiyi

(Department of Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

根据民航管理局 CCAR-23 部 627 条规定<sup>[1]</sup>, 结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中, 出现变幅应力超过应力集中点的疲劳极限应力; 同时要求能进行疲劳检查和破损安全检查, 以便保证飞行安全可靠。

由于受经济成本制约, 不可能在产品的初期就完成各种疲劳寿命试验工作, 只能根据经验数据、材料和构件的疲劳试验结果, 应用概率论和数理统计方法作出寿命估计。把这个寿命作为目标寿命, 然后用科学的方法完成寿命评定, 这正是本文要解决的关键所在。

#### 1 超轻型飞机寿命指标

超轻型飞机主要用于航空俱乐部和其他专门作业。假定每天飞行 4h, 一年飞行 300d, 年飞行 1 200h。如果平均服役 10 年, 那么, 其寿命可达 12 000 飞行小时。

#### 2 寿命评估途径

超轻型飞机寿命可通过无限寿命分析和领先飞行来评估。

(1) 用材料疲劳性能数据, 对超轻型飞机机体作寿命评估。由文献[2]得出材料的疲劳极限:

- 碳钢 平均疲劳极限在  $38\% \sigma_b$  ( $\sigma_b$  为材料强度极限, 下同)。
- 铝合金 平均疲劳极限在  $37\% \sigma_b$ 。

1993 年 8 月 24 日收到, 1993 年 11 月 22 日收到修改稿

• 玻璃钢材料 用图 1 等寿命曲线来确定, 当交变应力和平均应力的交点落在  $10^7$  等寿命曲线以内时, 即认为该部位有大于  $10^7$  次循环的寿命, 亦称之为无限寿命。

(2) 用领先飞行方法和制定合理检修周期的办法, 对飞机进行飞行考核, 并且采用分阶段的办法给出飞机寿命。

领先飞行可以节约大量开支, 如果每飞行 1h 成本费 50 元, 12 000 飞行小时要花 60 万元, 如果飞行 24 000h, 也只要 120 万元, 这比对部件和全机进行疲劳试验的费用要少得多, 如能结合某些服务项目, 还能降低成本。

假定领先飞行得到的大修前使用时间为  $T$ 、漏检率为  $R$ 、修理间隔为  $n$ 、并假定 1 000 架飞机中可能有一架漏检而出现问题, 那么可用式(1)得出检修间隔时间

$$R^n = 0.001 \quad (1)$$

### 3 实例

AD200 双座超轻型飞机是一架鸭式布局、全封闭式玻璃钢蜂窝夹层结构的飞机。现对其机翼进行寿命评估。图 2 为机翼结构布置简图。

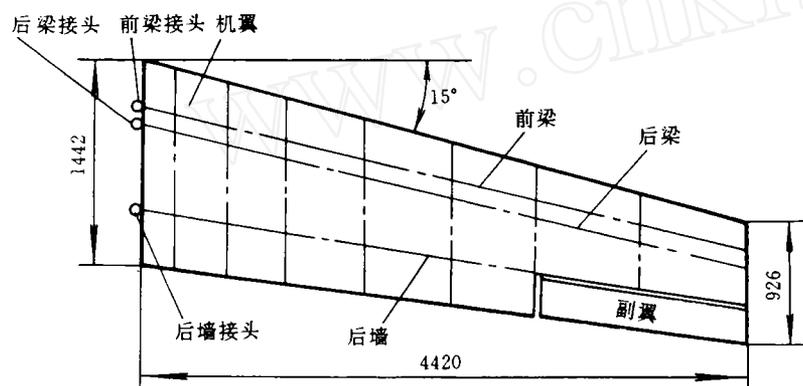


图 2 机翼结构布置简图

(1) 寿命估计 仅对机翼壁板、接头连接区和接头进行估计。

• 壁板 玻璃钢结构, 最大疲劳载荷下平均应力为 29.37MPa; 应力幅值为 17.12MPa; 查图 1 得知其寿命  $T > 10^7$ 。

• 接头连接区 图 3 为机翼主梁接头连接示意图。连接强度为 263 456.38N; 接头实际作用力为 16 436.23N, 比值为 16.23, 这么大的剩余强度, 其寿命  $T > 10^7$ 。

• 接头耳片 接头为 LY12CZ 材料制成, 其应力集中点的最严重应力为 144MPa, 小于疲劳极限值 155MPa。故寿命  $T > 10^7$ 。

可见机翼的寿命估算值均大于  $10^7$ 。

(2) 检修周期 假设 AD200 机翼的寿命代表了飞机的寿命, 当要求使用寿命为 12 000 飞行小时; 并且领先飞行得出的寿命值为 5 000 飞行小时。漏检率仍为 0.05,

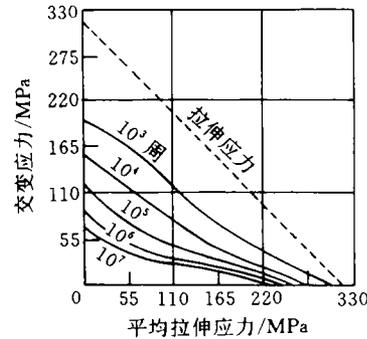


图 1 玻璃钢的等寿命曲线<sup>[2]</sup>

利用公式(1)得

$$R^n = 10^{-3}, n = 2.306 \quad (2)$$

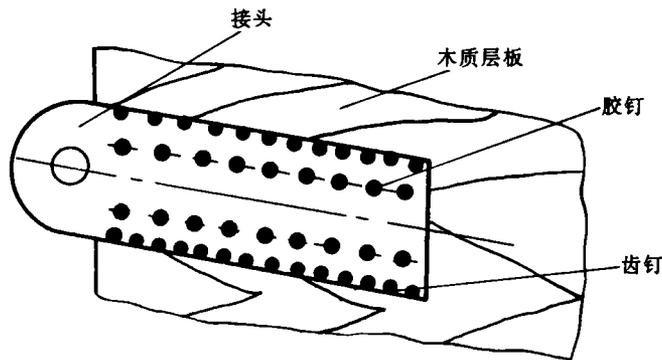


图3 接头连接区

大修周期

$$t = \frac{T}{n} = \frac{5000}{2.306} = 2168\text{h} \quad (3)$$

假设每次大修后,只能恢复到前一次疲劳品质的95%,那么12000飞行小时内大修间隔的计算值和工程值列于表1中。

表1 修理间隔

序号	第1次	第2次	第3次	第4次	第5次	第6次	第7次
理论间隔/飞行小时	2168	2059.6	1956.6	1858.8	1765.8	1677.5	1593.6
工程间隔/飞行小时	2100	2000	1900	1800	1700	1600	1500
工程累积飞行时间/h	2100	4100	6000	7800	9500	11100	12600

(3) 领先飞行和安全保障 采用领先飞行办法来证实上述理论估计值。一方面受成本限制;另一方面也是一种行之有效的科学途径。因为,领先飞行可以充分暴露飞机内在的缺陷和品质,得出可靠的实际寿命,只要飞行安全有保障,就可以采用这种办法。而AD200飞机可装一降落伞,必要时可打开,人机一同降落。领先飞行如能采用多架次,可靠性更高。

### 参 考 文 献

- 1 中国民用航空局. 中国民用航空条例第23部第627条. 1986
- 2 奥斯古德 C. C. 疲劳设计. 北京: 科学出版社, 1982: 467, 478, 519