

一种考虑腐蚀影响的飞机结构疲劳试验方法

贺小帆 刘文琰 蒋冬滨

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要: 考虑腐蚀环境的影响,提出了一种关于飞机结构在一般环境下的疲劳试验方法.该方法综合考虑地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳对结构疲劳寿命的影响,由腐蚀环境下结构设计疲劳寿命要求和年平均飞行小时数反推出一般环境下的疲劳寿命指标,从而确定结构疲劳试验目标寿命,为结构疲劳试验提供指导,具有重要的工程实用价值.

关键词: 疲劳试验; 腐蚀; 疲劳寿命

中图分类号: V 216.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2003)01-0020-03

飞机研制过程中,必须进行全尺寸结构疲劳试验以验证结构是否达到预期的试验寿命,判断是否满足设计使用寿命要求,一般环境下的结构疲劳试验技术已经比较完善.但飞机在沿海、内陆湿热地区服役时,环境腐蚀以及环境/载荷交互作用会大大降低飞机结构的疲劳寿命,给定腐蚀环境下的寿命指标,如何考虑环境的影响进行结构疲劳试验是一个相当困难的问题.由于飞机服役时间一般在20年以上,飞机结构的局部环境相当复杂,虽然不同腐蚀环境下材料的疲劳性能已有大量试验研究^[1,2],但通过模拟地面停放腐蚀环境和空中腐蚀/载荷过程,在实验室进行结构疲劳试验在工程上无法实现,只能通过适当延长一般环境下的结构疲劳试验目标寿命以保证飞机结构达到腐蚀环境下的寿命指标.本文的目的是考虑腐蚀环境的影响,针对飞机结构在使用载荷及环境条件下的设计寿命要求,提出飞机研制中结构疲劳试验修理前裂纹形成寿命、修理寿命及总寿命的目标寿命方法,这在飞机研制中具有重要意义.

1 技术途径

1) 以损伤相当的原则,考虑腐蚀环境的影响,由腐蚀环境下的疲劳寿命指标和年平均飞行小时数反推出一般环境下的寿命指标,将腐蚀环境下的结构疲劳试验问题转化为一般环境下的结构疲劳试验问题,这是腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定^[3]的逆过程.

2) 确定腐蚀环境下飞机结构疲劳关键危险部位,综合各部位的结果给出飞机结构疲劳试验目标寿命.

3) 针对飞机的使用特点,将飞机的使用过程简化为地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳两个相互独立的过程^[3].

2 结构使用寿命评定的修正方法

腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定的修正方法^[3]将飞机的服役过程简化为地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳的两个弱相关过程.引入综合反映上述作用的腐蚀影响系数 $m(T)$,对腐蚀条件下飞行小时数进行当量折算.其中 T 表示地面停放时间(一般以年计).

以 N 表示飞行小时数,若飞机在给定时间间隔 $\Delta T_j = T_j - T_{j-1}$ 中的飞行小时数为 ΔN_j ,则与 ΔN_j 损伤相当的当量一般环境下飞行小时数为

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / \left(\int_{T_{j-1}}^{T_j} m(T) dT / \Delta T_j \right) \quad (1)$$

鉴于在一年内 $m(T)$ 变化不大,从偏安全的角度考虑,用历年的最终值取代,(1)式简化为

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / m(T_j) \quad (2)$$

给定一般环境下的疲劳寿命指标为 N_c^* ,则当

$$\sum_{j=1}^n \Delta N_j^* = N_c^* \quad (3)$$

时,腐蚀条件下达到其疲劳寿命,该值为

$$N_c = \sum_{j=1}^n \Delta N_j \quad (4)$$

n 为使用年限.

当 N_c^* 为一般环境下的修理前裂纹形成寿命、修理寿命或总寿命时, N_c 则相应的对应着腐蚀环境下的修理前裂纹形成寿命、修理寿命或总寿命.

一般在对某型飞机进行腐蚀条件下疲劳寿命评定时,通常根据使用要求和实际使用情况给出年平均飞行小时数 $\Delta N_j = \Delta N$, 由(2)式计算 ΔN_j^* , 累加至(3)式确定 n 值, 于是疲劳寿命为 $N_c = n\Delta N$.

3 一般环境下 N_c^* 的确定

3.1 确定 N_c^* 的反推法

飞机研制过程中,通常指定 N_c , 给定预期的 ΔN , 则

$$n = N_c / \Delta N \quad (5)$$

由(2)式确定 ($j = 1, \dots, n$)

$$\Delta N_j^* = \Delta N / m(T_j) \quad (6)$$

从而

$$N_c^* = \sum_{j=1}^n \Delta N_j^* \quad (7)$$

同样, N_c 与 N_c^* 分别对应着腐蚀环境和一般环境下的修理前裂纹形成寿命、修理寿命或总寿命.

3.2 $m(T)$ 的确定

1) 地面停放腐蚀影响系数曲线

编制地面停放加速环境谱^[2,4], 将飞机结构模拟件在试验室加速腐蚀相当于地面停放不同时间 T_i ($i = 1, \dots, m$) ($m \geq 3$) 后, 进行使用载荷谱下的疲劳试验, 得到中值疲劳寿命 $N_{50,i}$, 则对应 T_i 的地面停放腐蚀影响系数为

$$C_i = N_{50,i} / N_{50,0} \quad (8)$$

其中 $N_{50,0}$ 表示干燥空气中飞机结构在使用载荷谱下的中值寿命.

按 $C = 1.0 - aT^b$ 曲线形式对 (T_i, C_i) 数据进行拟合, 即可得到地面停放腐蚀影响系数曲线 $C(T)$, 它反映了地面停放预腐蚀对结构疲劳寿命的影响. 其中, a, b 表示曲线参数.

2) 空中腐蚀疲劳影响系数

编制空中腐蚀/载荷谱, 设空中环境包含 $i = 0, \dots, p$ 共 $p + 1$ 种介质成分, 其中 0 代表干燥空气, 记

$$k_i =$$

空气介质成分 i 与使用载荷谱下结构的中值寿命
干燥空气与使用载荷谱下结构的中值寿命

则空中环境腐蚀影响系数为

$$K = \sum_{i=0}^p k_i y_i \quad (9)$$

其中 y_i 表示空中环境每种介质成分 i 所占的百分比.

3) $m(T)$ 曲线

综合地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳影响, 得到 $m(T) = K \cdot C(T)$.

4 考虑腐蚀影响的疲劳试验方法

4.1 腐蚀环境下疲劳关键危险部位的选取

腐蚀环境下飞机结构疲劳关键危险部位的选取原则如下:

1) 根据应力分析和寿命分析结果, 选取受力严重, 应力水平较高, 对飞机结构安全起主要作用的结构, 如连接件紧固孔、焊接区及圆角等.

2) 受腐蚀环境影响严重、抗腐蚀性能差的结构.

应当指出的是, 有的结构的应力水平不是很高, 但其局部环境恶劣, 考虑腐蚀后可能成为主要的疲劳关键危险部位.

4.2 确定一般环境下结构疲劳试验目标寿命

考虑腐蚀环境的影响, 由结构设计疲劳寿命要求, 分别确定各疲劳关键危险部位一般环境下的 N_c^* , 综合各关键危险部位的反推结果, 引入试验寿命分散系数(一般取为 4~6), 即可给出一般环境下结构疲劳试验目标寿命, 包括修理前裂纹形成寿命、修理寿命以及总寿命. 它们就是为满足腐蚀条件下的疲劳寿命要求, 所对应的一般环境下疲劳试验必须达到的目标寿命.

5 计算实例与结论

某系列飞机是我国的主力机种, 机翼采用梁式结构, 在沿海、内陆湿热服役环境下的疲劳寿命要求为: 首翻期 1000 飞行小时, 对结构进行检查, 但不修理; 首翻后大修间隔 800 飞行小时; 总寿命 2400 飞行小时. 预期的年均飞行强度为 80 飞行小时.

综合结构应力分析结果以及对飞机服役环境的调查研究, 选取机翼主梁根部螺栓孔和副梁接头耳片为腐蚀环境下的疲劳关键危险部位. 编制

相应的地面停放加速环境谱以及空中腐蚀环境谱,由试验确定了危险部位模拟件的 $m(T)$ 曲线,其参数见表 1.

表 1 $m(T)$ 曲线参数

| 结构部位 | K | a | b |
|------|-------|----------|---------|
| 主梁 | 0.962 | 0.045 10 | 0.569 5 |
| 副梁 | 0.982 | 0.017 96 | 0.883 1 |

考虑到修理后结构形式、受力情况以及防护涂层质量变化不大,认为结构修理后的 $m(T)$ 曲线参数不变.主梁和副梁的疲劳寿命指标计算结果见表 2.

表 2 主、副梁的疲劳寿命指标计算结果 飞行小时

| 寿命指标 | 首翻期 | 首翻后大修间隔 | 总寿命 |
|--------------|-------|---------|-------|
| N_c | 1 000 | 800 | 2 400 |
| N_c^* (主梁) | 1 200 | 1 080 | 2 980 |
| N_c^* (副梁) | 1 130 | 1 060 | 2 850 |

综合机翼主梁和副梁的疲劳寿命计算结果,该型飞机一般环境下的寿命指标为:1 200 飞行小时首翻,结构只检不修;2 300 飞行小时结构第 2 次大修;总寿命 3 000 飞行小时.

取疲劳分散系数为 4,一般环境下进行结构疲劳试验时,试验寿命达到 4 800 飞行小时对结构进行全面检查,但不修理;试验裂纹形成寿命的目标值应达到 9 200 飞行小时,可以对主要关键危险部位进行经济修理;试验总寿命的目标值为 12 000 飞行小时.

本文提出的方法可通过一般环境下的结构疲劳试验验证腐蚀环境下的疲劳寿命要求,解决了结构疲劳试验需要施加腐蚀环境的难题,对飞机研制中的结构疲劳试验具有指导意义.计算实例表明,本文提出的方法有很好的工程适用性.

参考文献 (References)

- [1] Wanhill R J H, Luccia J J De, Russo M T. The fatigue in aircraft corrosion testing (FACT) program [R]. AGARD Report No. 713, 1989. 5 ~ 72
- [2] 蒋祖国,金石,刘文宾,等. 飞机结构腐蚀疲劳 [M]. 北京:航空工业出版社,1991. 171 ~ 210
Jiang Zhuguo, Jin Shi, Liu Wenbin, et al. Corrosion fatigue for aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industrial Press, 1991 (in Chinese)
- [3] 刘文珽,李玉海,贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259 ~ 263
Liu Wenting, Li Yuhai, Jia Guorong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 259 ~ 263 (in Chinese)
- [4] 刘文珽,蒋冬宾. 飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究 [J]. 航空学报, 1998, 19(4): 435 ~ 438
Liu Wenting, Jiang Dongbin. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 435 ~ 438 (in Chinese)

Method for Fatigue Test of Aircraft Structures Considering Corrosion Influence

He Xiaofan Liu Wenting Jiang Dongbin

(Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract: Considering the influence of corrosive environment, a valuable method for fatigue test of aircraft structures at room temperature and in the air is presented. The service process of an aircraft is simplified into pre-corrosion under the ground environment and corrosion fatigue during flight, and corrosion influence coefficient curves of aircraft structures are obtained. According to the damage equivalent principle, the fatigue life indexes of aircraft structures at room temperature and in the air are deduced based on the designed fatigue life index and average flight time per year under corrosive environment, so the testing object life can be determined.

Key words: fatigue tests; corrosion; fatigue life