

· 设计与工艺 ·

# 飞机结构腐蚀疲劳寿命 预估工程方法研究

叶 彬

(洪都航空工业集团 650 所)

**摘 要** 简要地说明了飞机结构在腐蚀环境中的破坏模式、腐蚀破坏的分析预估方法和结构服役日历年限预估方法。通过算例说明了分析过程。

**关键词** 腐蚀疲劳 剩余强度 载荷环境谱

## Study on Evaluation of A/C Structure Corrosion Fatigue Life

Ye Bin

(Institute 650 of Hongdu Aviation Industry Group)

**Abstract** This paper briefed failure modes of A/C structure in the corrosion environment, analysis and evaluation of corrosion failure, as well as evaluation of service calendar life of structure. The analysis is described by means of example.

**Keywords** Corrosion fatigue Residual strength Load environment spectrum

### 1 腐蚀环境下结构的破坏模式<sup>[1]</sup>

腐蚀的破坏模式大体上可以分为以下几种情况。

第一种情况：由于大面积腐蚀使结构剩余强度不足而破坏，这种破坏模式称作腐蚀静力破坏。

第二种情况：结构在载荷/环境谱的作用下，出现疲劳开裂(破坏)。所谓疲劳开裂是指结构薄弱部位出现工程可检裂纹(相应于所用检测设备，裂纹检出概率为 90%，置信度为 95% 对应的裂纹长度)。在腐蚀环境中，结构的疲劳性能通常降低，而结构大面积腐蚀，会降低结构有效承载能力，造成新的应力集中部位，产生新的疲劳危险细节。

第三种情况：处在腐蚀环境中的结构，作用持续应力，当持续应力大到一定程度，作用了一定的时间，结构会突然破坏，这种破坏形式称作应力腐蚀破坏。

本文主要探讨第一种和第二种破坏形式。

## 2 腐蚀破坏的预估方法

### 2.1 腐蚀静力破坏判据

由于腐蚀作用,结构的有效面积减小而承载能力降低,若不考虑载荷重新分配,其破坏判据为

$$\sigma(\Delta t_i) = \sigma_{0.2} \quad (1)$$

$$\sigma(\Delta t_i) = \frac{P}{A(\Delta t_i)}$$

式中: $\sigma(\Delta t_i)$ ——结构上作用的净截面应力,该应力随环境作用的时间 $\Delta t_i$ 的延长而提高;

$P$ ——作用的外载荷,假设不随时间的推移而变化;

$A(\Delta t_i)$ ——承载面积,随着时间的推移而变化。

### 2.2 腐蚀疲劳分析

#### 2.2.1 DFR 法简介<sup>[2]</sup>

主要基本假设:

●平均应力为常数的结构  $S-N$  曲线在双对数坐标纸上为直线,即

$$\lg N = A + B \lg \sigma_a \quad (2)$$

式中: $B$ —— $S-N$  曲线的斜率参数,对于同一类材料,其统计值可看成相同的;

$N$ ——寿命;

$\sigma_a$ ——应力幅。

●结构等寿命曲线是一族直线,且和横坐标轴交于  $\sigma_{m0}$ 。

结构细节疲劳额定值:对应结构细节处能够承受  $10^7$  次循环 (95% 的置信度和 95% 的可靠度) 的最大应力值 (应力比  $R = 0.06$ ) 定义为结构细节疲劳额定值 (DFR)。它是结构细节处疲劳性能的一种度量。

DFR 和其它疲劳参数之间的关系:

根据基本假设和 DFR 的定义,可以得到

$$DFR = \frac{\sigma_{m0}(1-R)}{0.94 \frac{\sigma_{m0}}{\sigma_{max}} X - (0.47X - 0.53) - R(0.47X + 0.53)} \quad (3)$$

或

$$DFR = \frac{\sigma_{m0}\sigma_a}{0.47X(\sigma_{m0} - \sigma_m) + 0.53\sigma_a} \quad (4)$$

式中: $X = \left(\frac{N}{10^7}\right)^{\frac{1}{B}}$ ;

$\sigma_m$ ——平均应力。

利用线性累积损伤理论就可以进行变幅载荷下的寿命预估。

## 2.2.2 基于 DFR 法的结构腐蚀疲劳寿命预估方法<sup>[3]</sup>

### 2.2.2.1 通过试验获得结构腐蚀疲劳特性。

结构的腐蚀疲劳特性通常是把结构(试件)放入腐蚀环境中若干时间,然后在实验室环境中进行疲劳试验,得到结构的疲劳特性随时间的变化规律,常见的表达式为

$$DFR_t = DFR[\lg(\Delta t + 10)]^n \quad (5)$$

### 2.2.2.2 结构腐蚀疲劳寿命的预估方法。

基本假设:腐蚀疲劳和常规疲劳引起的损伤是可以分离的且符合线性累积损伤原理。

飞续飞载荷/环境谱(大气环境)下结构疲劳寿命的预估方法是建立在飞机结构腐蚀疲劳特性,是用本文所述的方法获得的。

使用中的飞机在地面和低空时腐蚀比较严重,在高空中飞行时腐蚀效应可以忽略。偏保守地预估,可以认为每次飞行的损伤是前面所有飞机结构在大气环境中(地面和低空)暴露的时间加一上次飞行的时间,减去巡航时间所对应的腐蚀环境中结构细节处的疲劳寿命的倒数。

第1次飞行飞机结构大气暴露的时间为

$$\Delta t_1 = \text{飞机机场停放总时 } t_T + 1 \text{ 次飞行} \times (1 \text{ 次飞行时间 } t_f - 1 \text{ 次巡航时间 } t_c)$$

所对应的结构疲劳特性为

$$DFR_{n1} = DFR[\lg(\Delta t_1(\text{年}) + 10)]^{n1}$$

第*i*次飞行,如果每次飞行按统计平均值计算,飞机结构大气暴露的时间为

$$\Delta t_i = \text{飞机机场停放总时间 } t_T + 1 \text{ 次飞行} \times (1 \text{ 次飞行时间 } t_f - 1 \text{ 次巡航时间 } t_c)$$

所对应的结构疲劳特性为

$$DFR_{fi} = DFR[\lg(\Delta t_i(\text{年}) + 10)]^{ni}$$

为了简化计算,作保守地估算,可以认为第*i*次飞行时的大气暴露时间为

$$\Delta t_i = \frac{i}{n}(\text{年})$$

式中:*n*——年统计平均飞行次数。

如果腐蚀仅影响结构细节疲劳特性而不影响结构承载面积时

第*i*次飞行结构细节处所造成的损伤为

$$D_i = \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j(DFR_{fi}, S_{aj}, S_{mj})} \quad (6)$$

式中:*k*——1次飞行结构细节处的应力级数。

设飞机结构的使用寿命 $\bar{N}$ 为次飞行,那么当总损伤

$$D = \sum_{i=1}^{\bar{N}} \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j(DFR_{fi}, S_{aj}, S_{mj})} = 1 \quad (7)$$

时,结构形成工程可检裂纹。可通过逐级累加得到 $\bar{N}$ 。

该飞机预估的裂纹形成日历年限数为

$$T_R = \frac{\bar{N}}{n} (\text{年}) \quad (8)$$

更进一步简化,可以认为在 1 年的使用期内结构细节的  $DFR_i$  值是不变的,那么,飞机结构使用  $i$  年所造成的损伤为

$$D_i = \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j(DFR_i, S_{aj}, S_{mj})} \quad (9)$$

设飞机结构的使用寿命为  $\bar{N}$  次飞行,那么当总损伤

$$D = \sum_{i=1}^{T_R} \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j(DFR_i, S_{aj}, S_{mj})} = 1 \quad (10)$$

时,结构形成工程可检裂纹。

该飞机的使用飞行次数为

$$\bar{N} = n \times T_R \quad (11)$$

对于结构上作用应力随时间变化的情况,可以得到,当累积损伤

$$D = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_{ij}(DFR_{if}(\Delta t_i), \sigma_{aj}(\Delta t_i), \sigma_{mj}(\Delta t_i))} = 1 \quad (12)$$

时,结构破坏。

对于铝合金缺口试件

$$DFR_{if}(\Delta t_i) = \frac{167}{0.2 + 0.8K_m} [\lg(\Delta t_i(\text{年}) + 10)]^M \quad (13)$$

$$N_{ij}(DFR_{if}(\Delta t_i), \sigma_{aj}(\Delta t_i), \sigma_{mj}(\Delta t_i)) = 105Y_{ij}^B \quad (14)$$

$$Y = \frac{[\sigma_{mo} - 0.53DFR_{if}]\sigma_{aj}}{0.47DFR_{if}(\sigma_{mo} - \sigma_{mj})} \quad (15)$$

### 3 结构服役日历年限预估

结构服役日历年限预估是同结构的可检性,可维修性相联系的。不可检结构的服役日历年限就是结构开裂的日历年限。可检、不可维修、可更换的结构,更换日历年限就是结构开裂日历年限;结构的服役日历年限是结构的开裂日历年限乘以更换的次数。对于可检可维修的结构,结构的服役日历年限 = 结构开裂日历年限 + 结构裂纹扩展日历年限 + 维修后的结构开裂日历年限。

结构开裂日历年限和维修后的结构开裂日历年限通常是不同的。因为维修后的结构和原来的结构可能是不同的,同时还要考虑维修前的载荷环境历程对维修后的结构所造成的损伤。

结构裂纹扩展日历年限  $N_k$  满足:

$$\sum_{i=1}^{N_k} \int_{(t-T_k) \times n}^{i \times H} \frac{1}{\frac{da}{dN}(\Delta a)_i} dn = a_c \quad (16)$$

式中:  $\frac{da}{dN}(\Delta a)_i$ ——对应环境中第  $i$  年的裂纹扩展速率;

$a_c$ ——临界裂纹长度(或维修时的裂纹长度);

$n$ ——年平均飞行次数。

本文不详细讨论结构裂纹扩展日历年限问题。

## 4 算 例

### 4.1 机翼下壁板铆接孔细节

结构细节疲劳特性:

材料为 Ly12CZ,  $DFR_t = 110 [\lg(\Delta t + 10)]^{-0.2475}$  (MPa),  $S_{mo} = 310$  MPa.

设计年飞行次数为 1000 次, 平均巡航时间 2 小时, 应力谱见附表。

计算结果  $\left\{ \begin{array}{l} \text{不考虑腐蚀的日历年限: 20 年} \\ \text{考虑腐蚀} \left\{ \begin{array}{l} \text{以飞行年(去掉巡航时间): 16 年} \\ \text{以飞行年(不去掉巡航时间): 15 年} \end{array} \right. \end{array} \right.$

附表 一次飞行的应力谱

| 飞行剖面  | $S_k$ | $S_m$ | $n$ |
|-------|-------|-------|-----|
| 滑     | 25    | 0     | 1   |
|       | 30    | 0     | 1   |
|       | 35    | 0     | 1   |
| 跑     | 30    | 0     | 1   |
|       | 25    | 0     | 1   |
| 爬     | 10    | 90    | 3   |
|       | 20    | 90    | 2   |
|       | 25    | 90    | 1   |
| 升     | 20    | 90    | 2   |
|       | 10    | 90    | 3   |
| 巡     | 10    | 80    | 6   |
|       | 20    | 80    | 4   |
|       | 30    | 80    | 1   |
| 航     | 20    | 80    | 4   |
|       | 10    | 80    | 6   |
| 下     | 10    | 70    | 3   |
|       | 20    | 70    | 2   |
|       | 30    | 70    | 1   |
| 降     | 20    | 70    | 2   |
|       | 10    | 70    | 3   |
| 着     | 25    | 0     | 1   |
|       | 30    | 0     | 1   |
|       | 35    | 0     | 1   |
| 陆     | 30    | 0     | 1   |
|       | 25    | 0     | 1   |
| 地-空-地 | 75    | 40    | 1   |

## 4.2 机翼下壁板腐蚀坑

某机机翼下蒙皮,由于某种原因防腐层局部破坏,出现多处腐蚀坑,随着时间的延长,这些腐蚀坑逐渐扩大,预估下蒙皮的开裂日历年限。

细节特性和设计参数同 4.1。

设在大气环境中腐蚀坑处的净截面应力集中变化为: $k_m = 1.3 + 0.1 \Delta t_i$ ,当  $\Delta t_i > 20$  时取  $\Delta t_i = 20$ 。

设在大气环境中腐蚀坑处的细节疲劳额定值为: $DFR_2 = \frac{167}{0.2 + 0.8k_m} [\lg(\Delta t_i + 10)]^{-0.2475}$

设在大气环境中腐蚀坑区域净截面应力水平(相应的腐蚀坑面积)的变化规律为:

$$\sigma_n = \sigma(1 + 0.001 \Delta t_i^2)$$

$\sigma$  为无腐蚀坑时的毛面积应力。

计算结果:

本文中腐蚀坑疲劳开裂的日历年限:7 年;

腐蚀静力破坏:44 年。

## 5 结 论

从计算结果看,本文给出的方法是可以接受的,防腐层的破坏,对日历年限是有很影响的,所以在使用中应对结构进行经常性检查,并对发现的腐蚀部位及时维修。本文所提出的分析模式,供探讨,应在今后的工作中予以完善。

## 参 考 文 献

- 1 飞机结构耐久性及损伤容限设计手册(第2册). 北京:航空航天工业部科学技术研究院,1994. 6
- 2 焦坤芳,杨玉恭. 腐蚀年限对结构 DFR 影响结果的试验研究. 中国飞机强度研究所,2001. 4
- 3 董登科,王俊扬,薛景川. 考虑环境腐蚀效应影响的飞机结构日历使用寿命的修正方法. 机械强度, Vol. 21, No. 3, 1999
- 4 飞机结构腐蚀疲劳. 航空航天工业部科学技术研究院,1992. 8

(收稿日期:2003-02-20)

作者简介 叶彬,男,1963 年 11 月出生,1986 年毕业于南京航空工业学院(学士),高级工程师,2000 年硕士毕业(南京航空工业学院),现任 650 所 102 室副主任。