

文章编号:1000-6893(2007)04-0858-06

# 腐蚀条件下使用寿命评定的功能失效概率控制方法

贺小帆, 刘文 5

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

## Failure Probability Control Approach for Service Life Evaluation in Corrosive Environment

HE Xiao-fan, LIU Wen-ting

(School of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 腐蚀环境会加速裂纹扩展、改变结构原始疲劳质量,为进行腐蚀条件下飞机结构经济寿命评定,采用腐蚀条件下概率断裂力学方法和裂纹萌生方法对结构细节裂纹超越概率进行分析,采用二项分布得到指定使用时间下飞机结构关键件、单机和机群的功能失效概率,提出了腐蚀条件下的耐久性分析的功能失效概率控制方法,并对某型飞机结构进行了腐蚀条件下的经济寿命评定。

**关键词:** 腐蚀; 使用寿命; 失效概率; 耐久性; 经济寿命; 飞机结构

**中图分类号:** V215.5      **文献标识码:** A

**Abstract:** Corrosion can accelerate the crack growth and weaken the initial fatigue quality (IFQ). To evaluate the economic life for aircraft structure in corrosive environment, the crack exceed probability is analyzed by using the probabilistic fracture mechanics approach (PFMA) and crack initiation approach (CIA) in corrosive environment, and the failure probabilities for the critical component, single aircraft and fleets are obtained by assuming the crack exceed number follows the binomial distribution. The failure probability control approach (FPCA) for duration analysis in corrosive environment is founded and used to evaluate the economic life for F × fighter.

**Key words:** corrosion; service life; failure probability; durability; economic life; aircraft structure

飞机结构的使用寿命取决于其耐久性关键件的使用寿命,为保证结构的安全性和经济性,通常采用概率断裂力学方法(PFMA)和裂纹萌生方法(CIA)进行耐久性分析评定其经济寿命、制定经济修理方案<sup>[1-2]</sup>,并在工程上得到了广泛应用。耐久性分析主要针对结构功能失效,通过分析典型结构中必然具有的初始缺陷的扩展,确定其达到损害结构功能的时间,从而制定合理的检修方案。目前的方法建立在大细节群基础上,当结构细节数较少时,通常将一个机队甚至该机种所有飞机关键件的细节作为一个细节群,即以机群为研究对象,此时不能反映单机的损伤状态,也不能准确反映机群大小对飞机使用寿命的影响,损伤度与可靠度的意义不明了。

文献[3]以裂纹超越数服从二项分布为基础,

建立了针对小细节群的概率断裂力学方法;文献[4]以整机结构功能失效概率为核心,以机群中允许功能失效的飞机架数(需要修理或已到经济寿命的飞机)及可靠度为控制指标,建立了室温大气环境下结构经济寿命评定的功能失效概率控制方法。

上述方法和评定结论仅适用于室温大气环境下使用的飞机结构,虽然结构出厂时采取了防腐措施,但在服役期间,仍不可避免的受到腐蚀环境影响,导致结构关键部位产生蚀坑,影响结构细节原始疲劳质量(IFQ),加速裂纹扩展,降低结构疲劳寿命,严重影响飞机结构的安全性和经济性<sup>[5]</sup>。在常用的使用时间内,关键件不允许产生影响结构使用功能的腐蚀损伤,但是腐蚀损伤会严重降低结构使用寿命,为保证腐蚀条件下飞机结构使用的经济性和安全性,必须考虑疲劳开裂和腐蚀损伤模式,进行腐蚀条件下结构耐久性分析。文献[6]针对大细节群,考虑腐蚀/疲劳的影响,建立

收稿日期:2006-06-28; 修订日期:2007-04-24  
基金项目:北京航空航天大学“凡舟”青年科研基金(20060501)  
通讯作者:贺小帆 E-mail: buaa\_he@hotmail.com

了腐蚀条件下的概率断裂力学(Cor\_PFMA)和裂纹萌生方法(Cor\_CIA)。本文考虑腐蚀环境影响获得结构细节裂纹超越概率,建立腐蚀环境下结构使用寿命评定的功能失效概率控制方法,用以评定腐蚀条件下飞机结构的使用寿命,保证结构使用安全和经济修理。

## 1 前提条件

(1) 分析对象为结构疲劳/断裂关键件,一般为连接件和几何突变处;如果关键部位是紧固孔,则一个孔就是耐久性分析的一个细节;并主要研究细节在相对小裂纹范围内(通常为0.4~1.2 mm)主导宏观裂纹的扩展过程。

(2) 在常用的时间范围内,关键件细节不会产生影响结构使用功能的腐蚀损伤,也就是说,细节蚀坑尺寸远小于结构经济修理极限,甚至远小于有效( $a, t$ )数据集的下限(通常为0.4 mm);如果蚀坑尺寸过大,则不能进行经济寿命评定,应进行剩余寿命和剩余强度分析,以保证结构使用安全。

(3) 腐蚀不改变结构的失效部位和模式,但改变IFQ,并且通常将裂纹前缘的蚀坑当量为裂纹进行处理,不细究出现主导裂纹前的裂纹扩展过程,该过程由于蚀坑的影响,裂纹扩展规律复杂,仅考虑尺寸在0.4 mm以上的宏观主裂纹情况,当量初始缺陷尺寸(EIFS)仍然采用室温大气环境下的方法建立,通过建立裂纹萌生寿命(TT-CI)分布反推得到或者采用腐蚀后的 $P-S-N$ 曲线进行衡量;将蚀坑、材料特性、加工装配等分散性的影响统一用细节EIFS反映。

(4) 飞机结构设计中对其主要疲劳关键危险部位的边距有明确的要求,而耐久性分析是针对相对小裂纹(小于1.2 mm)的,因此,可以认为各细节的相对小裂纹扩展是相互独立的。在进行腐蚀条件下耐久性分析与评定时,要考虑腐蚀损伤对疲劳寿命的影响,而在设计使用年限内,飞机结构关键细节不允许产生超过经济修理极限的腐蚀损伤,否则该细节(部位)已无法进行经济修理,基于相对小裂纹的耐久性分析就失去了意义。在蚀坑尺寸远小于经济修理极限的前提下,各细节相对小裂纹扩展相互独立仍然是成立的。

## 2 细节裂纹超越概率

耐久性分析要求“结构在低于一倍设计使用寿命内不允许出现功能性的损伤”,疲劳开裂是主

要的损伤形式,通过分析使用期间结构疲劳开裂的概率(以裂纹超越概率描述),采用功能失效概率控制方法预测经济寿命是进行耐久性分析的重要途径。功能失效概率控制方法的关键是建立关键件、整机结构和机群结构功能失效概率,其核心是建立任意时间(地面停放时间 $T$ 和飞行小时数 $t$ )对应的细节裂纹超越概率 $p(i, T, t)$ ,它受腐蚀环境的影响,腐蚀环境下的 $p(i, T, t)$ 可由如下两种方法确定。

### 2.1 概率断裂力学方法确定 $p(i, T, t)$

飞机结构的使用过程是地面停放预腐蚀-空中腐蚀疲劳交替的过程,针对弱腐蚀条件下使用的飞机结构,文献[6]假设地面停放预腐蚀与空中腐蚀疲劳影响可以分离,认为地面停放腐蚀仅改变裂纹尺寸分布函数的参数,但不改变其上限,同时影响继之而来的相对小裂纹扩展速率,而空中环境只影响相对小裂纹扩展速率。

取TTCI服从双参数威布尔分布,设飞机结构服役 $T$ 年,对应的飞行小时数为 $t$ ,则有第 $i$ 个应力区细节裂纹尺寸分布为

$$F_{a(T, t)}(a) = \exp \left\{ - \left[ \frac{\prod_{j=1}^T (Q_{\text{cor}}(j) \cdot (YFH)_j)}{(Q)_T} \right]^T \right\} \quad (1)$$

式中: $Q_{\text{cor}}(j)$ 为服役 $j$ 年后结构在空中环境下的裂纹扩展率; $(Q)_T$ 为地面停放预腐蚀 $T$ 年后的EIFS分布通用参数; $\tau$ 为服役 $T$ 年后TTCI分布通用参数; $(YFH)_j$ 为第 $j$ 年的飞行强度,

$$t = \prod_{j=1}^T (YFH)_j。$$

从而对应的裂纹超越概率为

$$p(i, T, t) = 1.0 - \exp \left\{ - \left[ \frac{\prod_{j=1}^T (Q_{\text{cor}}(j) \cdot (YFH)_j)}{(Q)_T} \right]^T \right\} \quad (2)$$

#### (1) 腐蚀条件下的裂纹扩展规律

考虑地面停放和空中环境的影响,参考室温大气环境下的裂纹扩展公式,腐蚀条件下的裂纹扩展规律为

$$da(t)/dt = Q_{\text{cor}}(T) a(t) = A_G(T) Q_0 a(t) \quad (3)$$

式中: $Q_0$ 为室温大气环境下的裂纹扩展速率; $G(T)$ 为地面停放 $T$ 时间后对裂纹扩展率的影响系数; $A$ 为空中环境影响系数,由试验测定。

$(Q)_T$  随地面停放时间  $T$  的变化规律可用下式描述

$$(Q)_T = (Q)_0(1 - AT^B) \quad (4)$$

式中:  $(Q)_0$  为室温大气环境下结构细节的 EIFS 分布函数的比例参数;  $A, B$  为曲线参数。

结构细节 TTCI 分布特征参数  $(T)$  与地面停放时间  $T$  的变化规律可用下述公式描述

$$(T) = {}_0C_N(T) \quad (5)$$

式中:  $(T)$  为预腐蚀时间  $T$  后 TTCI 双参数威布尔分布特征寿命;  ${}_0$  为室温大气环境下 TTCI 双参数威布尔分布特征寿命;  $C_N(T)$  为疲劳寿命预腐蚀影响系数曲线, 典型形式为

$$C_N(T) = 1.0 - T \quad (6)$$

地面停放时间  $T$  后的  ${}_G(T)$  为

$${}_G(T) = \frac{Q_G(T)}{Q_0} = \frac{Q_G(T) (T)/ (T)}{Q_0 {}_0/ {}_0} = \frac{(Q)_T}{(Q)_0} \cdot \frac{1}{(T)/ {}_0} = \frac{1 - AT^B}{1 - T} \quad (7)$$

$Q_{cor}(T)$  与应力水平的关系可用下式描述

$$Q_{cor}(T) = {}_G(T) A \quad (8)$$

式中:  $A$  为室温大气环境下裂纹扩展率与应力水平关系参数。

### (2) 形状参数 $\tau$ 的确定

$\tau$  为预腐蚀后 TTCI 分布参数, 由 TTCI 数据拟合确定。由于处理得到的不同  $T$  对应的  $\tau$  可能有差异, 从通用性的角度出发, 文献[7]对预腐蚀后该参数取值进行了分析, 建议直接采用相同结构细节室温大气环境下的耐久性分析中的 EIFS 分布函数的形状参数, 或直接取材料的值。即有  $\tau =$  。

## 2.2 裂纹萌生方法确定裂纹超越概率

### (1) 结构细节裂纹萌生 $T-P-S-N$ 曲线族

通常假定疲劳寿命服从对数正态分布, 得到预腐蚀条件下结构细节安全裂纹萌生寿命

$$N_p(T) = N(T) 10^{b_0} = N_p^*(0) C_N(T) \quad (9)$$

式中:  $N(T)$  为预腐蚀时间  $T$  后的中值裂纹萌生寿命;  $N_p(0)$  为室温大气环境下的安全寿命;  ${}_0$  为裂纹萌生对数寿命标准差。

取地面停放  $T$  后结构  $T-P-S-N$  曲线为如下三参数式

$$S = C_p(T) \left[ 1 + \frac{A}{N_p(T)} \right] \quad (10)$$

式中:  $A$  为曲线参数, 可以取与室温大气环境下

应力集中系数相同(或相近)的材料  $S-N$  曲线相应参数;  $C_p(T)$  为疲劳极限, 由预腐蚀疲劳试验得到<sup>[8]</sup>。

### (2) 裂纹超越概率 $p(i, T, t)$

仅考虑地面停放预腐蚀, 由 Miner 理论计算第  $j$  年对应存活率  $p$  的疲劳损伤为

$$D_{p,G}(j) = \frac{(YFH)_i}{H} \cdot \prod_{k=1}^n \frac{n_k}{N_{p,k}(j)} \quad (11)$$

式中:  $H$  为应力谱一个周期代表的飞行小时数;  $N_{p,k}(j)$  为应力谱中第  $k$  级应力水平经预腐蚀  $j$  年后对应的安全裂纹萌生寿命;  $n_k$  为载荷谱中第  $k$  级应力水平循环数。

考虑空中环境的影响, 有  $D_{p,A}(j) = A D_{p,G}(j)$ 。

指定  $p$  下使用  $T$  年  $\left\{ \begin{array}{l} \text{总飞行小时数 } t = \\ (YFH)_j \end{array} \right\}$  的总损伤为

$$D_p(T) = \prod_{j=1}^T D_{p,A}(j) \quad (12)$$

按损伤计算方法确定  $D_p(T) = 1$  对应的  $p$  值, 它就是第  $i$  个应力区在使用  $T$  年 ( $t$  飞行小时) 达到安全裂纹萌生寿命所对应的存活率  $p^*$ , 而裂纹超越概率则为  $p(i, T, t) = 1 - p^*$ 。

## 3 关键件结构功能失效概率

关键件结构细节群的裂纹超越数超过给定的允许裂纹超越数的概率就是该关键件功能失效概率。

一个耐久性关键件可以根据应力水平划分为  $m$  个应力区。第  $i$  个应力区中有  $N_i$  个相同的细节。在任意使用时间  $t$  时第  $i$  应力区中裂纹尺寸超过经济修理极限  $a_e$  的细节总数  $N(i, t)$  (裂纹超越数) 的分布可以用二项分布来描述

$$P_i^n(T, t) = P[N(i, t) = n] =$$

$$C_{N_i}^n (p(i, T, t))^n [1 - p(i, T, t)]^{N_i - n} \quad (13)$$

式中:  $P[N(i, t) = n]$  表示第  $i$  应力区中裂纹超越数  $N(i, t)$  等于  $n$  的概率。

$N(i, t)$  的均值与方差为

$$\overline{N(i, t)} = N_i p(i, T, t)$$

$$\sigma^2(N(i, t)) = N_i p(i, T, t) [1 - p(i, T, t)] \quad (14)$$

在任意使用时间  $t$  时, 该关键件有  $n$  个细节裂纹尺寸超过经济修理极限  $a_e$  的概率为

$$P^n(T, t) = P \left[ \sum_{i=1}^m N(i, t) = n \right] = \sum_{l_{m-1}=0}^n \left\{ P_m^{n-l_{m-1}}(T, t) \cdot \prod_{l_{m-2}=0}^{l_{m-1}-1} \left[ P_{m-1}^{l_{m-2}}(T, t) \cdot \dots \cdot \right. \right.$$

$$P_2^{l_2 - l_1} (T, t) P_1^{l_1} (T, t) \Big] \Big\} \quad (15)$$

从而关键件有  $n$  个或  $n$  个以上细节裂纹尺寸超过  $a_c$  的概率,即关键件功能失效概率为

$$P(T, t) = 1 - P[N(t) < n] = 1 - \sum_{i=0}^{n-1} P_i(T, t) \quad (16)$$

(1) 对于小细节群,关键件允许裂纹超越数一般取为 1,从而上述过程简化为

$$P_i^0(T, t) = [1 - p(i, T, t)]^{N_i} \quad (17)$$

关键件第  $i$  应力区有一个或一个以上细节裂纹尺寸超过  $a_c$  的概率为

$$P_i(T, t) = P[N(i, t) = 1] = 1 - P_i^0(T, t) = 1 - [1 - p(i, T, t)]^{N_i} \quad (18)$$

当取关键件裂纹超越数  $k=1$  时,该关键件有一个或一个以上细节裂纹尺寸超过经济修理极限  $a_c$  的概率为

$$P(T, t) = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - P_i(T, t)] = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - p(i, T, t)]^{N_i} \quad (19)$$

(2) 对于大细节群(一般应满足  $N_i \geq 30$ ,  $N_i p(i, T, t) > 5$ ,  $N(i, t)$  对应的二项分布依据中心极限定理趋于正态分布,细节群的裂纹超越数

$L(t) = \sum_{i=1}^m N(i, t)$  为正态变量,其数学期望与标准差分别为

$$\bar{L}(t) = \sum_{i=1}^m \bar{N}(i, t), \quad \sigma_L(t) = \left[ \sum_{i=1}^m \frac{2}{N}(i, t) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (20)$$

给定的允许裂纹超越数为  $[L]$ ,那么在任意使用时间  $t$  时结构功能失效概率为

$$P(T, t) = P[L > [L]] = 1 - \Phi \left[ \frac{[L] - \bar{L}(t)}{\sigma_L(t)} \right] \quad (21)$$

式中:  $\Phi(\cdot)$  为标准正态分布函数。

针对大细节群的耐久性分析中,给定可靠度  $R$ 。则控制失效概率即为  $1 - R$ 。

对关键件功能失效概率进行控制,即对于给定的允许细节裂纹超越数  $[n]$ ,由式(19)、式(21)可以获得关键件  $P(T, t) \sim t$  的关系曲线,对应于  $P(T, t)$  等于允许功能失效概率  $[P]$  时的  $t$  即为结构经济寿命  $t_{ec}$ 。如果未达到用户提出的寿命指标,则应进行结构优化设计。

#### 4 单机功能失效概率和使用寿命评定

全机所有关键件功能失效数达到指定数目(通常为 1)即认为该机功能失效,此事件的概率就是单机功能失效概率。

一架飞机有  $K$  个关键件,当失效关键件数目达到指定数目  $[K]$  时就认为整机功能失效。各关键件按其细节群大小,分别计算其功能失效概率,在任意使用时间  $t$  时,整机功能失效概率计算过程如下:

指定时间  $t$  时,  $K$  个关键件的失效概率分别为  $P_i(T, t) (i=1, \dots, K)$ ,则关键件失效数目为  $k$  的概率为

$$Q^k(T, t) = \sum_{\substack{i_1, i_2, \dots, i_k=1, \dots, K \\ i_1 \neq i_2 \neq \dots \neq i_k \\ K}} (P_{i_1}(T, t) P_{i_2}(T, t) \dots P_{i_k}(T, t)) (1 - P_j(T, t))^{K-k} \quad (22)$$

指定关键件失效数为  $[K]$ ,则该机发生功能失效的概率为

$$Q(T, t) = 1 - \sum_{k=0}^{[K]-1} Q^k(T, t) \quad (23)$$

该关键件功能完好的概率为

$$P_A(T, t) = 1 - Q(T, t) = \sum_{k=0}^{[K]-1} P^k(T, t) \quad (24)$$

当指定发生功能失效的关键件数目  $[K]=1$  时,式(24)退化为

$$Q(T, t) = 1 - \sum_{k=1}^K [1 - P_k(T, t)] \quad (25)$$

式中:  $P_k(T, t)$  为用式(19)或式(21)得出的第  $k$  个关键件的功能失效概率。

对于给定的允许关键件功能失效数  $[K]$ ,由式(25)可以获得  $Q(T, t) \sim t$  关系曲线,对应于  $Q(T, t)$  等于允许功能失效概率  $[Q]$  时的  $t$  即为经济寿命  $t_{ec}$ 。同样如果未达到寿命指标,则应对功能失效概率较高的关键件进行结构细节优化设计。

#### 5 飞机结构使用寿命评定

单机结构功能失效概率是评定和控制飞机结构使用寿命的基础,工程上常以机群允许失效飞机架数和失效概率作为评定和控制结构使用寿命的指标。

##### 5.1 机群功能失效概率

一个机群有  $H (H > 1)$  架飞机,设在指定使

用时间  $t$  时,  $H$  架飞机的失效概率分别为  $Q_i(T, t)$ ,  $i = 1, \dots, H$ , 机群中发生功能失效的飞机架数为  $k$  的概率为

$$P_s^k(T, t) = P(S(T, t) = k) = \sum_{i_1, i_2, \dots, i_h=1, \dots, H} (Q_{i_1}(T, t) Q_{i_2}(T, t) \dots Q_{i_h}(T, t)) \prod_{j=1}^k (1 - Q_j(T, t)) / k! \quad (26)$$

式中  $S(T, t)$  为机群中发生功能失效的飞机架数。

允许飞机失效架数为  $[h]$ , 则该机群发生功能失效的概率为

$$P_s(T, t) = 1 - \sum_{k=0}^{[h]-1} P_s^k(T, t) \quad (27)$$

若允许发生功能失效的飞机架数为 1, 则上述过程退化为

$$P_s(T, t) = 1 - \prod_{i=1}^H [1 - Q_i(T, t)] \quad (28)$$

目前在型号结构设计及定寿实践中进行使用寿命评定时, 对同一型号的机群采用统一的载荷谱, 并且在进行腐蚀条件下经济寿命评定时一般必须给出年均飞行小时数。因此可以合理地假设: 在任意指定使用时间  $t$  时, 该机群各单机的功能失效概率相同。各单机发生功能失效情况也显然是统计独立的, 因此, 在任意指定使用时间  $t$  时机群中有  $h$  架飞机发生功能失效的概率为

$$P_s^h(T, t) = P(S(T, t) = h) = C_h^k(Q(T, t))^h (1 - Q(T, t))^{K-h} \quad (29)$$

其均值与方差为

$$\left. \begin{aligned} \bar{S}(T, t) &= HQ(T, t) \\ \sigma_s^2(T, t) &= HQ(T, t)[1 - Q(T, t)] \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

则该机群发生功能失效的概率为

$$P_s(T, t) = 1 - \sum_{k=0}^{[h]-1} P_s^k(T, t) \quad (31)$$

若  $[h] = 1$ , 则有

$$P_F(T, t) = P[S(T, t) = 1] = 1 - P[S(T, t) = 0] = 1 - [1 - Q(T, t)]^H \quad (32)$$

当机群中的飞机架数较大时, 机群中功能失效的飞机架数近似服从正态分布, 在可靠度  $R$  下, 到使用时间  $t$  时失效飞机架数为

$$S_R(T, t) = HQ(T, t) + u_R \sqrt{HQ(T, t)[1 - Q(T, t)]} \quad (33)$$

式中  $u_R$  为标准正态偏量。

## 5.2 结构功能失效概率控制

在型号结构设计阶段, 根据预计的型号装备

数量和依据用户对型号使用寿命、可靠性及战备完好性的要求给出的型号寿命期内允许失效架数, 由式(31)可以获得  $P_s(T, t) - t$  (寿命) 关系曲线。对应于  $P_s(T, t)$  等于允许功能失效概率时的  $t$  即为结构需要进行经济修理的时间或经济寿命  $t_{ec}$ 。如果需要进行修理, 将根据上述分析过程中获得的各结构关键件的分析结果, 判断功能失效概率已达到临界值的关键件, 从而确定需设计更改的关键件及部位。

## 6 某型飞机结构使用寿命评定

歼  $\times$  飞机为中国典型机种, 机翼主梁和副梁为全机主要耐久性关键件, 在外场服役时, 均发生了腐蚀损伤, 考虑腐蚀影响进行使用寿命评定。其中各关键件应力区及其细节数见表 1。

表 1 关键件应力区及其细节数

Table 1 Critical component stress regions and details

关键件名称	机翼主梁		机翼副梁
关键部位	下凸缘航前、航后螺栓孔		下耳片螺栓孔
应力水平/MPa	737.5	625.5 474.3	312.9
各应力区细节数	4	4 12	4

取平均年飞行强度  $YFH = 100$  飞行小时, 机群飞机架数为 50, 允许失效架数为 1。

采用腐蚀条件下的裂纹萌生方法分析机翼主梁细节  $p(i, T, t)$ , 采用腐蚀条件下概率断裂力学方法分析机翼副梁细节  $p(i, T, t)$ 。

通过加速预腐蚀疲劳试验确定主梁模拟试件疲劳寿命随时间变化规律, 为  $C_N(T) = 1 - 0.023074 T^{0.844885}$ 。取预腐蚀条件下机翼主梁试件裂纹萌生  $T-P-S-N$  曲线参数  $A$  和  $\beta$  与室温大气环境下相同,  $R = 0.18$ ,  $A = 99.96$ ,  $\beta = 0.4702$ , 计算反推得到不同  $T$  和  $p$  对应的疲劳极限  $C_p(T)$ 。

进行加速预腐蚀不同时间后副梁模拟试件室温大气环境下的耐久性试验, 得到不同时间对应的  $(a, t)$  数据集, 按上述数据集建立相关参数。

并通过试验测得机翼主梁和四梁关键部位的空中环境腐蚀影响系数分别为  $\lambda_A = 1.0384$ ,  $1.0493$ 。

取关键件细节裂纹超越数为 1, 计算不同使用时间对应的主梁和副梁各关键件细节裂纹超越概率以及关键件失效概率, 从而计算单机和机群功能失效概率。具体数值见表 2 和图 1。

表2 功能失效概率  
Table 2 Failure probabilities

t/飞行小时	副梁	主梁	单机	机群
500	$1.255 \times 10^{-7}$	$6.694 \times 10^{-10}$	$1.262 \times 10^{-7}$	$6.311 \times 10^{-6}$
800	$3.2315 \times 10^{-5}$	$2.863 \times 10^{-7}$	$3.260 \times 10^{-5}$	0.00163
1000	$3.1521 \times 10^{-4}$	$3.7558 \times 10^{-6}$	$3.190 \times 10^{-4}$	0.01582
2000	0.07963	0.00271	0.08212	0.98622
3000	0.53298	0.04473	0.55387	0.99980
4000	0.91568	0.19601	0.93220	1.00000

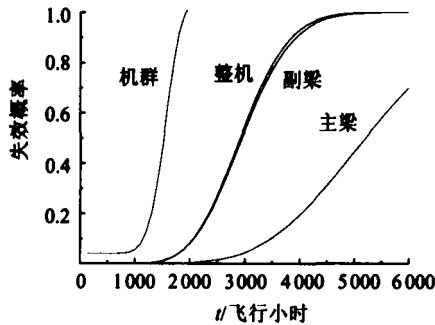


图1 关键件、单机、机群功能失效概率

Fig.1 Failure probabilities of key structures, single aircraft and fleets

从图中可以看出,按年飞行强度  $YFH = 100$  飞行小时,腐蚀条件下1800飞行小时,单机失效概率接近5%;1200飞行小时,50架飞机中出现1架飞机失效的概率接近5%。给定可靠度95%时,腐蚀条件下飞机结构使用寿命为1200飞行小时。若给出修理后的应力水平,可以进行修理间隔分析,文中不赘述。

### 7 结论

采用腐蚀条件下的概率断裂力学方法和裂纹萌生方法对结构细节裂纹超越概率进行分析,以二项分布为基础,得到腐蚀条件下关键件、单机和机群功能失效概率,建立了腐蚀条件下的功能失效概率控制方法,并进行了腐蚀条件下歼x飞机使用寿命评定。

### 参 考 文 献

[1] Manning S D, Yang J N. USAD durability design handbook: guidelines for the analysis and design of durable aircraft structures [Z]. AFWAL-TR-83-3027, Air Force Wright Aeronautical Laboratories. Wright-Patterson Air Force Base, 1984.

[2] 刘文5,郑仲,费斌军. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999.

Liu W T, Zhen M Z, Fei B J. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance/duration. [M] Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics

Press,1999. (in Chinese)

[3] 费斌军,刘文5,吴炳麟. 小细节群的耐久性分析方法研究[J]. 固体力学学报,1995(16):25-30.

Fei B J, Liu W T, Wu B L. Durability analysis for small detail group[J]. Acta Mecanica Solida Sinica, 1995(16):25-30. (in Chinese)

[4] 刘小冬,刘文5. 结构使用寿命评定的功能失效概率控制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):105-108.

Liu X D, Liu W T. Structural function failure probability control method for service life estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002,28(1):105-108. (in Chinese)

[5] Simpson D L, Brooks C L. Tailoring the structural integrity process to meet the challenges of aging aircraft[J]. International Journal of Fatigue,1999,21: s1-s14.

[6] 胡仁伟. 腐蚀条件下飞机结构耐久性与可靠性[D]. 北京航空航天大学,1998.

Hu R W. Duration and reliability for aircraft structures under corrosion environment[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,1998. (in chinese)

[7] 贺小帆,刘文5,王忠波,等. 预腐蚀疲劳寿命分布特性及参数的初步研究[J]. 航空材料学报(录用),2007.

He X F, Liu W T, Wang Z B, et al. Distribution characteristic and parameter analysis of pre-corrosion fatigue life[J]. Journal of Aeronautic Materials(to be presented),2007. (in Chinese)

[8] Wang Z B, Liu W T, He X F. Research on fatigue curves for pre-corroded aircraft structure[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2004,17(4):220-223.

### 作者简介:



贺小帆(1976-) 男,博士,讲师。主要研究方向:结构耐久性与可靠性。  
Tel:010-82315738-19  
Email:buaa\_he@hotmail.com.



刘文5(1940-) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:腐蚀条件下飞机结构寿命评定,结构耐久性与可靠性、疲劳与断裂力学。  
Tel:010-82315738-19  
Email:lwt\_jiang@163.com

(责任编辑:李铁柏)