

# 腐蚀条件下飞机结构耐久性/损伤容限综合分析

陈勃<sup>1</sup>, 鲍蕊<sup>2</sup>, 王传胜<sup>2</sup>, 张建宇<sup>2</sup>

(1. 北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 北京航空航天大学, 固体力学研究所, 北京 100083)

**[摘要]** 腐蚀对飞机寿命和安全的影响日益显著, 综合考虑腐蚀条件下结构的耐久性和损伤容限, 将有助于减轻结构的重量, 使结构符合检修一体化要求, 提高飞机的机动性和经济性。本文给出了腐蚀条件下飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法, 并建立了分析模型。该模型以腐蚀条件下随机耐久性分析为基础, 补充了概率损伤容限分析, 最后利用该模型对一实际结构进行了腐蚀条件下耐久性和损伤容限的综合评定。

**[关键词]** 腐蚀; 耐久性; 损伤容限; 经济维修; 安全检查

**[中图分类号]** V215.7      **[文献标识码]** A      **[文章编号]** 1673-6214(2009)01-0007-06

## Synthetical Analysis of Durability and Damage Tolerance of Aircraft Structural Members under Corrosive Condition

CHEN Bo<sup>1</sup>, BAO Rui<sup>2</sup>, WANG Chuan-sheng<sup>2</sup>, ZHANG Jian-yu<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. Solid Mechanics Research Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Corrosion has an obvious effect on the safety and life of aircrafts. It is important to synthetically analyze the durability and damage tolerance of aircraft structural members under corrosive condition. The synthetical analysis can help to lighten the structural members and improve the maneuverability and economical efficiency of aircrafts. In this paper, a synthetical design and analysis method for the durability and damage tolerance of aircraft structural members under corrosive condition was presented, and an analytic model was established. This model was based on the random analysis of durability under corrosive condition, and included probabilistic analysis of damage tolerance. Finally, the durability and damage tolerance of a practical aircraft structural member under corrosive condition was synthetically evaluated by means of this model.

**Key words:** corrosion; durability; damage tolerance; economic maintenance; safety inspection

## 0 引言

随着飞机结构设计思想的发展, 基于耐久性设计以确保使用寿命, 基于损伤容限设计以确保安全的可靠性设计体系在我国已基本建立<sup>[1]</sup>。飞机结构单独采用耐久性设计<sup>[2]</sup>或损伤容限设计, 而不考虑它们的内在联系将有可能影响结构的最优化设计<sup>[3]</sup>。具体表现在造成结构重量的增加, 影响飞机的机动性。检查和维修不能同时进行, 影响飞机的经济性。为此, 文献[3]针对一般环境提出了飞机结构耐久性/损伤容限综合设计方法和分析模型。

随着腐蚀问题的日益突出, 在腐蚀环境下使用的飞机结构既受载荷作用, 又受环境腐蚀作用以及它们的交互作用, 其裂纹的萌生和扩展速率都将提高。在腐蚀环境下, 飞机结构的使用寿命评定采用以飞行小时数描述的使用寿命体系和使用年限描述的日历寿命体系。因此, 针对腐蚀环境下使用的飞机结构, 一般环境下的综合设计分析方法不再适用, 必须建立腐蚀环境下耐久性/损伤容限综合设计方法和分析模型。

## 1 腐蚀条件下结构的综合设计方法

近年来, 国内外疲劳断裂界一直致力于把长

**[收稿日期]** 2008年7月1日      **[修订日期]** 2008年9月5日

**[作者简介]** 陈勃(1977年-), 男, 博士, 主要从事材料的疲劳、断裂行为, 飞机结构疲劳可靠性、耐久性及损伤容限性能方面的研究。

裂纹的断裂力学方法向小裂纹阶段延伸,应用断裂力学方法定量、统一地描述材料疲劳损伤从宏观裂纹萌生到宏观裂纹扩展的全过程。例如, NASA 的 Newman 教授与 AGARD 九个国家 13 个试验室的有关专家及我国航材院吴学仁教授合作,对飞机结构材料疲劳小裂纹行为与寿命预测进行的研究(1984~1994 年)<sup>[4-5]</sup>;美国空军资助、加州大学伯克利分校国际权威学者 Ritchie 教授领导,麻省理工学院、英国剑桥大学等学术机构著名学者参加的,将小裂纹理论研究延伸到发动机结构材料高周疲劳领域的研究(1996~2002 年)等。这些研究成果非常适合于飞机结构早期使用安全寿命设计思想。

但目前的飞机结构设计体系<sup>[6]</sup>,从寿命和安全两个完全不同的设计目的出发,耐久性设计只需要研究小裂纹的扩展来确定经济维修周期,而损伤容限设计则只需要研究漏检的相对长裂纹的扩展来确定安全检查间隔。若统一的描述耐久性和损伤容限反而会混淆飞机结构的设计思想。因此,综合设计的目的不是要融合结构的耐久性和损伤容限,而是要求综合考虑寿命与安全,以及检查与维修的要求,通过不断地改进设计,使结构在满足寿命和安全的基础之上,达到优化结构设计,减轻结构重量,减少进场维修次数的目的,提高飞机的机动性和经济性。考虑腐蚀环境的影响,综合设计的目标具体可以归纳如下:

- 1) 在允许的经济维修次数下,保证设计的结构在实际服役环境下的使用寿命和日历寿命均大于给定的目标使用寿命和日历寿命;
- 2) 保证结构的漏检裂纹在腐蚀环境下的扩展周期小于结构的安全检查间隔,确保安全;
- 3) 控制结构的应力水平,使结构在满足使用寿命、日历寿命和安全的条件下,通过优化分析,找到最轻的结构重量;
- 4) 通过对腐蚀环境下使用的飞机结构进行裂纹萌生和扩展的同步分析,并考虑腐蚀影响的日历寿命,使结构满足符合检修一体化要求,给出结构最佳的检修方案。

图 1 为腐蚀环境下结构的耐久性/损伤容限综合设计分析流程图。结构的重量通过控制应力水平来实现。整个过程以结构重量的优化分析为核心,通过不断提高应力水平进行腐蚀条件下的耐久性、损伤容限分析和检修一体化分析,找到结构在腐蚀环境下满足飞行寿命、日历寿命、安

全、并符合检修一体化要求的最高应力水平,得到结构最轻的重量。通过不断改进设计、增强腐蚀防护、特殊的加工处理等措施得到结构最轻的设计方案和最佳的检修方案。

## 2 耐久性/损伤容限综合分析模型

整个流程需要不断地提高应力水平对结构进行腐蚀环境下耐久性分析和损伤容限分析。这完全可以通过单独采用目前的分析方法而实现。但是,工程上常用的耐久性和损伤容限分析方法很多<sup>[7]</sup>,而且不同的分析方法需要不同的试验数据为基础。因此,若能够有机地结合耐久性和损伤容限分析方法,建立腐蚀环境下耐久性/损伤容限综合分析模型,将会尽可能减少所需要的试验数据,并给设计分析人员带来便利,这样能够更好地体现综合设计的优势。

目前对小裂纹在腐蚀条件下的扩展规律还缺乏系统和深入研究,无法将腐蚀环境下损伤容限分析方法扩展至耐久性研究。文献[8]建立了腐蚀环境下随机耐久性分析的 PFMA 方法,文献[7]将一般环境下 PFMA 方法推广到了概率损伤容限分析。虽然该方法采用了裂纹扩展的经验拟合公式,但是由于该方法能够很好地体现耐久性设计思想,并且容易考虑加工质量等复杂因素对实际结构寿命的影响。更重要的是,PFMA 方法是目前飞机结构耐久性分析和经济寿命预测最主要采用的方法。因此,综合分析模型将在该方法基础上,补充概率损伤容限分析。

针对腐蚀环境影响的新特点,文献[8]增加以下几条假设:

- 1) 腐蚀环境下的结构疲劳质量分布函数与一般环境下 EIFS 分布形式相同。若采用三参数或双参数 Weibull 分布,则二者的形状参数相同;
- 2) 地面停放预腐蚀和空中飞行腐蚀疲劳相互独立,地面停放预腐蚀只影响结构疲劳质量分布函数的比例参数和随之而来的载荷作用下的裂纹扩展速率,不改变分布函数上限,而空中飞行腐蚀疲劳只影响载荷作用下的裂纹扩展速率;
- 3) 腐蚀环境下裂纹扩展速率可通过对一般环境下相同载荷的裂纹扩展速率修正得到;
- 4) 空中飞行环境的腐蚀影响通过构成空中环境的单一介质成分环境的腐蚀影响加权组合得

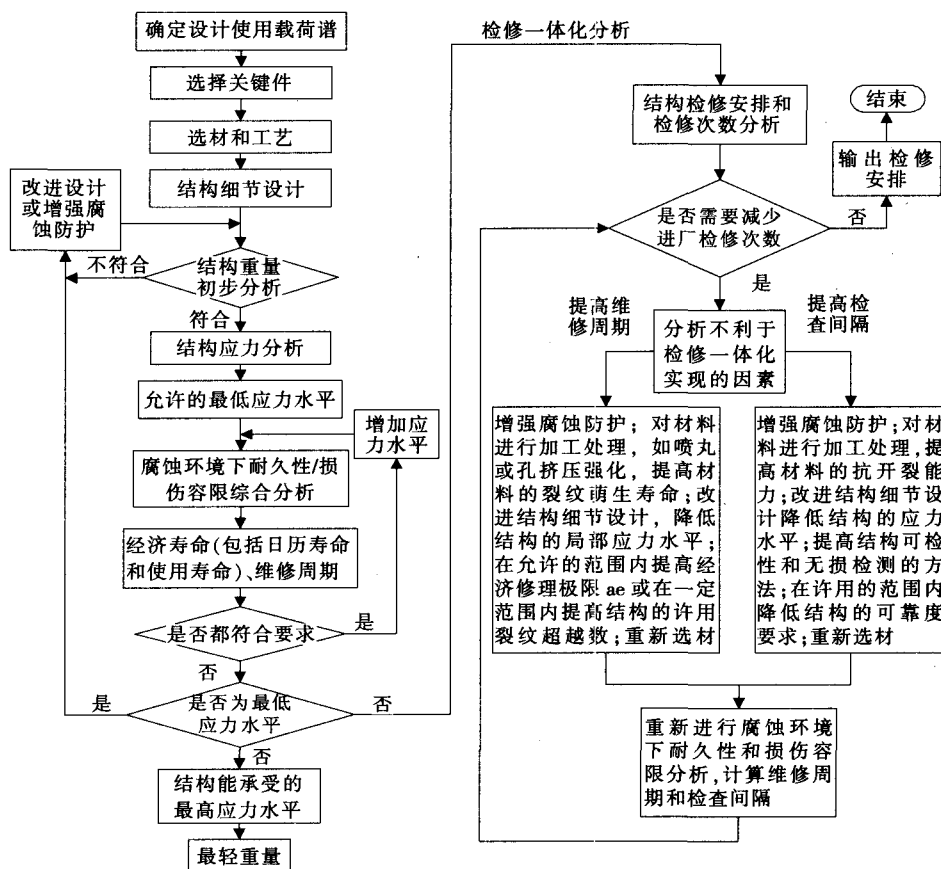


图1 腐蚀环境下综合设计与分析流程

Fig. 1 Flow chart of synthetical design and analysis of aircraft structural members under corrosive condition

到;

5) 在飞机结构的整个使用寿命域内, 采用地面停放时间和空中飞行时间统一的时间坐标系, 并且地面停放预腐蚀在整个使用寿命域内是连续的; 空中飞行时间按飞机年飞行使用强度逐年累积计算;

6) 腐蚀环境下可采用与一般环境下相同的裂纹扩展随机模型。

## 2.1 腐蚀环境下综合分析模型的裂纹扩展公式

一般环境下耐久性分析的 PFMA 方法采用 Lin 和 Yang 提出的裂纹扩展模型<sup>[2]</sup>:

$$da/dt = Q_0 [a(t)]^b \quad (1)$$

式中,  $Q_0$  为一般环境下的裂纹扩展速率参数。

根据假设 3) 和 6), 并考虑腐蚀环境的影响和裂纹扩展的随机性, 对上式进行修正, 得到腐蚀环境下综合分析模型将采用的裂纹扩展公式<sup>[8]</sup>:

$$(da/dt)_c = X_{cor} Q_c(t) [a(t)]^b \quad (2)$$

式中,  $X_{cor}$  为腐蚀条件下的随机因子, 是中值为 1 的随机变量;  $b$  为裂纹扩展指数, 它的处理方

法与一般环境相同。腐蚀环境下的裂纹扩展参数  $Q_c(t)$  是与应力水平、腐蚀环境和预腐蚀时间相关的变量, 通过对  $Q_0$  的修正实现。根据假设 1) 和 2), 得:

$$Q_c = \eta_g \varepsilon_a Q_0 \quad (3)$$

式中,  $\eta_g$  为地面停放的预腐蚀影响系数,  $\varepsilon_a$  为空中飞行的腐蚀影响系数, 它们的确定办法见文献[9]。将式 (3) 代入式 (2) 中, 即可得到腐蚀环境下的裂纹扩展速率公式为:

$$(da/dt)_c = X_{cor} \eta_g \varepsilon_a Q_0 a^b \quad (4)$$

## 2.2 耐久性分析和经济寿命预测

结构在未使用时的疲劳质量为一一般环境下结构通用 EIFS 分布, 采用双参数 Weibull 模型, 为:

$$F_{a(0)}(x) = \exp \left\{ - \left[ \frac{\ln(a_r/x)}{Q\beta} \right]^\alpha \right\} \quad (5)$$

如图 2 所示, 由于飞行时间的累积和腐蚀介质的作用, 结构疲劳质量下降。飞机结构在使用时间  $t$  的疲劳质量, 可用  $t$  时刻当量缺陷尺寸分布定量描述。为了安全考虑和简化计算, 尽可

能地使载荷作用效果受腐蚀影响大一些,所以在分析中将飞机每年的飞行任务安排在年末<sup>[6]</sup>。

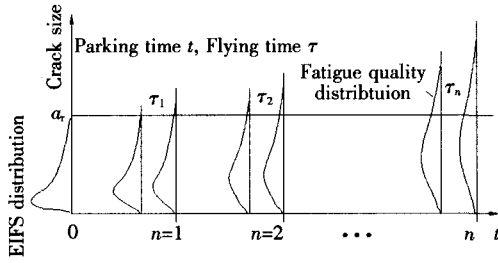


图2 结构的疲劳质量

Fig. 2 Fatigue quality of the aircraft structural member

根据假设2), 结构使用  $n$  年后, 疲劳质量分布函数的形式仍可与一般环境下的 EIFS 分布形式相同:

$$F_{a(t)}(x) | _n = \exp \left\{ - \left[ \frac{\ln(x_{un}/x)}{(Q\beta)_n} \right]^\alpha \right\} \quad (6)$$

其中,  $x_{un}$  是经过  $n$  年使用后, 结构疲劳质量分布函数的上限。根据假设2), 只有空中飞行的载荷作用才使裂纹不断扩展, 使疲劳质量分布函数上限增大,  $x_{un}$  由裂纹扩展计算得到。 $\alpha$  是形状参数, 不随时间变化。 $(Q\beta)_n$  是经过  $n$  年使用后结构疲劳质量分布函数的比例参数, 它由地面停放预腐蚀决定<sup>[4]</sup>:  $(Q\beta)_n = (Q\beta)_0 (1 - Bn^A)$ , 参数由试验确定<sup>[9]</sup>。

根据任意时刻  $t$  结构疲劳质量分布, 可求得  $t$  时刻, 应力区  $i$  的裂纹超越概率为:

$$p(i, t) = p[a(t) > a_c] = 1 - F_{a(t)}(a_c) \quad (7)$$

对于有  $m$  个应力区的结构, 若每个应力区含有的裂纹数为  $N_i$ , 使用时间  $t$  后超过经济修理极限  $a_c$  的细节平均数  $\bar{L}(t)$  和标准差  $\sigma_L(t)$  为:

$$\begin{cases} \bar{L}(t) = \sum_{i=1}^m N_i p(i, t) \\ \sigma_L(t) = \left\{ \sum_{i=1}^m N_i p(i, t) [1 - p(i, t)] \right\}^{1/2} \end{cases} \quad (8)$$

给定可靠度  $R$  下结构的损伤度为:

$$L_R = \bar{L}(t) + \mu_R \sigma_L(t) \quad (9)$$

根据许用损伤度的要求, 可计算出结构的使用寿命  $t_e$ , 并求出相应的日历寿命  $n_e$  和飞行时间  $\tau_e$ 。将  $n_e$  年裂纹尺寸的分布作为概率损伤容限分析中初始裂纹长度  $a_0$  的分布。

### 2.3 损伤容限分析与检查周期确定

通常最高应力区裂纹的扩展对结构安全影响最大, 因此, 在损伤容限分析中只研究最高应力区裂纹的扩展。假设最高应力区一条初始长度为  $a_0$  的裂纹, 按下式进行随机扩展:

$$(da/dt)_e = X_{cor} \epsilon_a Q_{max} a^b \quad (10)$$

对上式进行积分, 得:

$$\ln(a/a_0) = X_{cor} \epsilon_a Q_{max} \int_0^\tau \eta_g dt \quad (11)$$

即:

$$a = a_0 \exp(X_{cor} \epsilon_a Q_{max} \int_0^\tau \eta_g dt) \quad (12)$$

随机因子  $X_{cor}$  的对数服从参数  $(0, \sigma_{cor}^2)$  的正态分布, 则  $X_{cor}$  的概率密度函数为:

$$f_{X_{cor}}(x) = \frac{1}{x \sqrt{2\pi\sigma_{cor}^2}} \exp\left(-\frac{(\ln x)^2}{2\sigma_{cor}^2}\right) \quad (13)$$

将  $\frac{\ln(a/a_0)}{\epsilon_a Q_{max} \int_0^\tau \eta_g dt} = X_{cor}$  代入上式, 可得一条

初始长度为  $a_0$  的裂纹, 随机扩展时间  $\tau$  后, 裂纹长度分布的概率密度函数  $f(a|a_0, \tau)$ :

$$f_a(a|a_0, \tau) = \frac{\exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\frac{\ln(\ln(a/a_0)) - \ln(\epsilon_a Q_{max} \int_0^\tau \eta_g dt)}{\sigma_x}\right]^2\right\}}{\sqrt{2\pi\sigma_x a \ln(a/a_0)}} \quad (14)$$

将其与临界裂纹尺寸分布相干涉, 即可得该条裂纹随机扩展时间  $\tau$  后, 发生失稳扩展的概率:

$$p = \int_{a_0}^\infty f(a|a_0, \tau) \left[ \int_0^a f_{a_c}(a_c|n) da_c \right] da \quad (15)$$

由于腐蚀的影响, 临界裂纹尺寸  $a_c$  的分布与使用年限有关,  $f_{a_c}(a_c|n)$  为预腐蚀  $n$  年后  $a_c$  的分布。 $a_0$  的长度应为一个随机变量, 若其概率密度函数为  $f_{a_0}(a_0)$ , 则结构在使用  $n$  年, 飞行时间  $\tau$  后, 裂纹发生失稳扩展的概率为:

$$p = \int_0^\infty f_{a_0}(a_0) \left\{ \int_{a_0}^\infty f(a|a_0, \tau) \left[ \int_0^a f_{a_c}(a_c|n) da_c \right] da \right\} da_0 \quad (16)$$

结构相应的可靠度  $R_i = 1 - p$ 。

确定检查间隔的初始裂纹是结构在出厂前可能存在的漏检裂纹。由于检查间隔关系到飞机的安全, 如果初始裂纹  $a_0$  的长度取得偏小, 可能造成计算的裂纹扩展寿命和安全检查周期过长, 得到偏于危险的结果。而日历寿命  $n_e$  时刻对应的最大应力区裂纹分布情况最为严重, 将它作为初始裂纹  $a_0$  的分布, 将得到偏于安全的结果。因此,  $f_{a_0}(a_0)$  可由耐久性分析得到:

$$f_{a_0}(a_0) = F_{a(t)}(x) | _{n_e} = \exp \left\{ - \left[ \frac{\ln(x_{un_e}/x)}{(Q\beta)_{n_e}} \right]^\alpha \right\} \quad (17)$$

若最高应力区含有  $N_{max}$  个细节裂纹, 采用串

联模型得到整个结构的可靠度:

$$R = R_i^{N_{\max}} \tag{18}$$

计算不同时刻结构的可靠度, 可建立结构的可靠度曲线。根据可靠度曲线可确定结构的安全检查周期。

3 现有飞机结构分析举例

某系列飞机是我国空军和海军主战机种, 下面对该系列飞机结构受环境腐蚀影响最为严重的关键危险部位进行耐久性/损伤容限综合评定。

3.1 基本的试验数据<sup>[9]</sup>

该部位的材料是 LC4 铝合金, 细节只有一

个应力区, 以 100 架该系列飞机构成的机群为研究对象。最大应力为 312.9 MPa, 细节数为 200, 空中环境的腐蚀影响系数  $\xi_a = 1.017786$ 。

未经预腐蚀的结构模拟件和经过加速预腐蚀的结构模拟件在一般环境条件下的耐久性试验  $(a, t)$  数据集, 采用腐蚀环境下耐久性/损伤容限综合分析模型进行计算, 得到数据如下表, 由于试验件数较少, EIFS 分布的形状参数  $\alpha = 4.0$ 。

一般环境裂纹扩展速率与应力水平关系式:  
$$Q_i = 3.6581 \times 10^{-10} \sigma_i^{2.52}$$

由表 1 数据得到:

$$(Q\beta)_n = 4.79837(1 - 0.0758739n^{0.32474})$$

$$(\beta)_n = 6978.24(1 - 0.005502n^{1.208})$$

表 1 试验数据  
Table 1 Test data

Pre-corrosion / a	Stress / MPa	Number of sample	$Q_i / (10^4 \text{h}^{-1})$	$Q_n$
0	312.9	4	7.30424	4.79837
	280.5	4	5.10984	
	255.0	3	4.37795	
13.1	312.9	4	6.80177	3.94681
26.2	312.9	4	8.21443	3.78409
41.4	312.9	5	10.1505	3.55186

地面停放预腐蚀影响系数:

$$(\eta_g)_n = \frac{1 - 0.0758739n^{0.32474}}{1 - 0.005502n^{1.208}}$$

3.2 腐蚀环境下结构的综合评定

采用腐蚀环境下的耐久性/损伤容限综合分析模型对上述飞机结构进行了综合评定, 给定可靠度  $R = 95\%$ 、年飞行强度  $S(j)$  分别为 50、80 和 100 h/a, 计算的裂纹超越数  $Lr$  和结构的安全可靠度  $p$  见图 3、图 4。根据图 3、图 4, 由结构许用的裂纹超越数  $[L]$  和结构的可靠度要求, 求得结构的日历寿命以及安全检查间隔  $(a)$ , 见表 2 和表 3。

若年飞行强度为 80 h/a, 许用裂纹超越数  $[L] = 1$ , 可靠度要求  $p = 0.999$ , 则对应的结构维修周期和检查间隔分别为 12 a 和 16 a。若在允许的范围 内许用裂纹超越数  $[L]$  取 2, 维修周期提高为 16 a, 检查和维修能够很好的符合一体化要求。用飞行小时数表示的经济寿命和检查间隔可由它们乘以相应的年飞行强度  $S(j)$  得到。

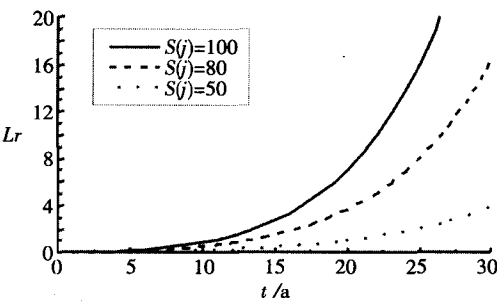


图 3 裂纹超越数曲线

Fig.3 Curve of crack transcendental number

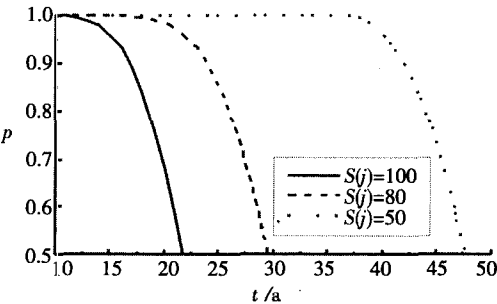


图 4 可靠度变化曲线

Fig.4 Curve of reliability

表2 日历寿命  
Table 2 Calendar life

$S(j)$	100	80	50
$[L]=1$	10	12	19
$[L]=2$	13	16	24

表3 安全检查间隔  
Table 3 Time interval of safety inspection

$S(j)$	100	80	50
$p=0.999$	10	16	32
$p=0.99$	12	19	38

4 结论

1) 给出了腐蚀条件下飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法,通过对飞机结构进行腐蚀条件下耐久性和损伤容限的综合分析来达到减轻结构重量和实现检修一体化的要求;

2) 以腐蚀条件下随机耐久性分析为基础,建立了腐蚀条件下耐久性/损伤容限的综合分析模型,补充了概率损伤容限分析的内容;

3) 腐蚀条件下飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法和腐蚀条件下耐久性/损伤容限的综合分析模型采用了统一的裂纹扩展公式,并且以耐久性分析的结果作为损伤容限的初

始条件,将二者有机的结合起来,使需要的试验数据量减少;

4) 利用该模型对一实际结构进行了腐蚀条件下耐久性和损伤容限的综合评定。

参 考 文 献

[1]陶春虎,刘新灵. 航空发动机材料和工艺的安全性评估[J]. 失效分析与预防,2007,2(4):14-20.

[2]Manning S D, Yang J N. USAF Durability Design Hand-book [R]. ADA 206286,1989.

[3]陈勃. 飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法[D]. 北京:北京航空航天大学,2003.

[4]Wu X R, Newman Jr, J C, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys Part I: Experimental and fracture mechanics analysis[J]. *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.*,1998,21:1289-1306.

[5]Newman Jr, J C, Wu X R, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys Part II: crack closure and fatigue analysis[J]. *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.*,2000,23:59-72.

[6]中国航空研究院. 飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册(第一册,总论)[M]. 北京:中国航空研究院,1994:253-263.

[7]刘文珽,郑旻仲,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.

[8]张建宇,刘爱民,费斌军. 腐蚀环境下的随机耐久性分析方法[J]. 北京:北京航空航天大学学报,2000,26(5):556-560.

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

版 权 声 明

凡投稿本刊的文章,均视为同意本刊授权的合作媒体使用。本刊支付的稿酬已包含授权费用。

《失效分析与预防》编辑部

《失效分析与预防》 订 单

(复印有效)

(发书凭证)

订购单位 (全称)				收件人	
详细地址					
邮政编码		联系电话			
订 阅 数 量					
定价	全年 32 元 (每期 8 元)	订阅份数	份	合计	元
备注					