

文章编号: 100026893(2005)022018406

C2T 曲线通用性分析和试验研究

贺小帆, 刘文^{*}, 向锦武

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

Analysis and Test of Generality of C2T Curve

HE Xiaofan, LIU Wen^{ting}, XIANG Jin^{wu}

(School of Aeronautical Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and
Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 提出了疲劳寿命预腐蚀影响系数曲线(C2T 曲线)通用性分析的 C 值直接对比法和 C2T 曲线参数统计对比法, 并进行相关试验研究, 得到了 C2T 曲线和载荷谱、应力水平以及裂纹尺寸基本无关的结论。C2T 曲线是进行腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定和分析的基础, 为验证分析 C2T 曲线和载荷谱、应力水平以及裂纹尺寸的相关性, 从 C 的定义和分布规律出发, 提出了 C 值直接对比法和 C2T 曲线参数统计对比法, 近似谱、不同恒幅应力水平以及不同指定裂纹尺寸下的预腐蚀疲劳寿命数据均表明了 C2T 曲线基本具有通用性; 并进行了某型飞机结构主梁模拟试件在随机谱及恒幅谱下的预腐蚀疲劳试验, 试验结果同样验证了上述结论, 从而说明了 C2T 曲线的通用性。

关键词: 腐蚀; 预腐蚀; 疲劳寿命; 飞机结构; 疲劳试验; C2T 曲线; 通用性

中图分类号: V215.5 **文献标识码:** A

Abstract: To analysis the generality of C2T curve of pre-corrosion factor(C) versus corrosion time(T), the method of comparing C value or comparing parameters of C2T curves is proposed, and the weak correlation of C2T curve with fatigue load spectrum, stress level and crack size are gained from the testing result. C is the ratio of pre-corrosion fatigue life to uncorrosion fatigue life, and C2T curve is the basis of evaluating the fatigue life for aircraft structure in corrosive environment. To decrease the task for testing the C2T curve, two methods are used to analysis the correlation of C2T curve and the factors, such as fatigue load spectrum, stress level and crack size, and the generality is proved by the pre-corroded fatigue life of the same specimen under similar spectra, constant stress levels, and different crack sizes. The fatigue test is performed under the spectrum and constant amplitude loading, and the same conclusion is obtained, so the generality is gained.

Key words: corrosion; pre-corrosion; fatigue life; aircraft structure; fatigue test; C2T curve; generality

目前考虑腐蚀)疲劳交替过程的腐蚀条件下飞机结构寿命分析与评定方法均需建立不同地面停放预腐蚀时间 T 对结构疲劳寿命的影响规律, 即 C2T 曲线^[1-8]。常常存在如下问题:

(1) 同一系列飞机疲劳关键件结构形式不变, 编制载荷谱时有很强的继承性, 载荷谱为近似谱。

(2) 飞机不属于同一系列, 飞机结构形式基本相同, 载荷谱也同为随机谱, 但编谱方法不同, 载荷谱差别较大。

(3) 建立预腐蚀条件下材料或结构的 S2N 曲线时^[3,4,6], 需要建立恒幅应力水平下的 C2T 曲线。

(4) 腐蚀条件下飞机结构耐久性分析, 需要

给出不同裂纹尺寸对应的 C2T 曲线。

如果 C2T 曲线和载荷谱、应力水平以及裂纹尺寸有关, 则需要测定不同情况下的 C2T 曲线, 耗费大量的人力和物力或增加分析的复杂性, 从而需要对上述情况下 C2T 曲线是否通用进行研究, 即分析当载荷谱、恒幅应力水平或指定裂纹尺寸变化时, C2T 曲线参数是否有明显变化, 称之为 C2T 曲线通用性分析^[7]。

由于机理分析的不完善, 主要从试验数据的统计对比出发, 但是由于试验数据的限制, 文献 [3, 7, 8] 给出的方法和结论尚不够完善和全面, 从而有必要针对飞机结构寿命分析中的常见情况, 进行适当的总结, 充分收集试验数据, 并进行补充试验, 建立 C2T 曲线通用性的分析方法、适用范围和通用性结论。这样无疑会大大减少工作量及经费投入, 产生重要的工程应用价值和经济效益。

1 C 的定义和分布特性

1.1 定义

地面停放预腐蚀会直接降低结构疲劳品质,导致关键部位出现蚀坑,加剧应力集中,加快裂纹扩展速率,从而降低飞机结构疲劳寿命。预腐蚀时间越长,疲劳寿命降低的越严重。预腐蚀对疲劳寿命的影响用预腐蚀影响系数来反映,其定义为^[1]

$$C(T) = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} \quad (1)$$

式中: $N_{50}(T)$ 、 $N_{50}(0)$ 分别为预腐蚀时间 T 后和结构未腐蚀一般环境下的中值疲劳寿命。

针对预腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命的特点,给出如下假设^[7]:

(1) 预腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布

$$\ln N(T) \sim N(L(T), R^2(T))$$

(2) 不同预腐蚀时间 T 对应的对数疲劳寿命分散性相同:

$$R(T) = R$$

上述假设通过大量试验结果的验证。从而有

$$C(T) = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} = \frac{e^{L(T) + \frac{1}{2}R^2}}{e^{L(0) + \frac{1}{2}R^2}} = \frac{N_P(T)}{N_P(0)}$$

式中: P 为可靠度,即预腐蚀影响系数与可靠度无关。

1.2 分布特性

若成组试验得到疲劳寿命为 $N_j(r)$ ($j = 1, \dots, m_r$), 则有

$$\ln N_{50}(T) = \frac{1}{m_r} \sum_{j=1}^{m_r} \ln N_j(T) \sim N\left[L(T), \frac{1}{m_r} R^2\right]$$

$$\ln C(T) = \ln N_{50}(T) - \ln N_{50}(0) \sim$$

$$N(L(T) - L(0), \left[\frac{1}{m_r} + \frac{1}{m_0}\right] R^2) \quad (2)$$

即 $C(T)$ 服从对数正态分布。式中: m_0 为未预腐蚀疲劳试件数; m_r 为预腐蚀 T 后疲劳试件数。

2 C2T 曲线通用性分析方法

2.1 研究 C2T 曲线通用性的方法

如果相同结构、不同情况(载荷谱、应力水平或裂纹尺寸)对应的 $C(T)$ 值或 $C2T$ 曲线参数经统计对比没有差异,则说明 $C2T$ 曲线具有通用性。通常有两种分析方法和过程。

2.1.2 C 值直接对比法

1.2 节给出 $C(T)$ 服从对数正态分布的结论,当不同情况下对应的预腐蚀时间 T 相同时,采用 t 检验法直接对 $\ln C(T)$ 值进行检验,该过程不涉及 $C2T$ 曲线形式,称为 C 值直接对比法,具体过程为:

(1) 计算 $C(T)$ 值 进行不同情况下的成组预腐蚀疲劳试验,得到指定 T 对应的试件中值疲劳寿命 $N_{50}(T)$, 得到不同情况下的 $C(T)$ 值;该过程必须保证试验组数大于或等于 4, 并且其中一组为未预腐蚀结构一般环境下的疲劳试验。

(2) 对 $C(T)$ 的分布参数进行估计。

(3) 按照方差未知的正态总体假设检验方法对不同情况下相同 T 对应的 $\ln C(T)$ 值进行假设检验。如果相同 T 对应的 $\ln C(T)$ 值经检验无差异,则说明 $C2T$ 曲线具有通用性。则有公共 $C(T)$ 值满足

$$\ln C(T) = \frac{A \ln C_1(T) + B \ln C_2(T)}{A + B} \sim N\left[\frac{A(L_1(T) - L_1(0)) + B(L_2(T) - L_2(0))}{A + B}, \frac{AB}{A + B} R^2\right]$$

$$\text{式中: } A = \left[\frac{1}{m_2} + \frac{1}{m_1}\right], B = \left[\frac{1}{m_1} + \frac{1}{m_2}\right]$$

如果对应预腐蚀时间 T_i ($i = 1, \dots, n$) 的两种情况下 $\ln C_k(T)$ ($k = 1, 2$) 值均无差异,则从数值上说明了 C 和载荷谱、裂纹尺寸无关,显然 $C2T$ 曲线具有通用性。进一步确定 $C2T$ 曲线形式时,可以采用公共的 $C(T)$ 值,按典型函数形式进行分析处理。

2.1.3 C2T 曲线参数统计对比法

2.1.2 节过程要求不同情况下对应的预腐蚀时间相同,有一定的局限性。由于通常要给出 $C2T$ 曲线参数,并且大多数情况下 T 不可能完全相同,从而通用性的严格证明方法应该从 $C2T$ 曲线形式出发,统计对比不同情况下 $C2T$ 曲线参数,称为 $C2T$ 曲线参数统计对比法^[7]。如果两条曲线参数相同,则说明具有通用性。

考虑 $C2T$ 曲线的表达式,对每种情况下的 (T_i, C_i) ($i = 1, \dots, n$) 数据进行回归分析,得到回归参数的分布规律。如果经对比表明无差异,可以综合各种情况下的 $C2T$ 曲线参数得到公共参数。在进行曲线参数的统计对比时,必须以其具

体分布形式为基础,通常取单参数指数函数形式^[7],该函数的合理性已经得到大量试验结果的验证,并且在进行参数估计时严格满足线性回归的前提条件,其参数分布规律明确。

通常有两种方法确定 C2T 曲线参数:

(1)直接法 对比所有成组疲劳寿命标准差 $R(i=1, \dots, n)$,由 F 检验法检验其是否具有方差齐性。若无显著差异,计算总体标准差 s_w 。由预腐蚀疲劳寿命数据得到 (T_i, C_i) 数据,按

$$\ln C(T) = BT$$

回归分析得到参数 B 的估计值

$$\hat{B} = \frac{l_{xy}}{l_{xx}} \sim N\left[B, \frac{1}{l_{xx}} R^2\right] \quad (3)$$

式中:

$$l_{xx} = \sum_{i=1}^n \frac{T_i^2}{\left(\frac{1}{m_i} + \frac{1}{m_0}\right)}, l_{xy} = \sum_{i=1}^n \frac{T_i \ln C_i}{\left(\frac{1}{m_i} + \frac{1}{m_0}\right)}$$

(2)间接法 C2T 曲线实际上也反映了预腐蚀条件下结构的疲劳寿命变化规律

$$N_{50}(T) = N_{50}(0)C(T) \quad] \quad \ln N_{50}(T) = a + BT \quad (4)$$

即有

$$\ln N_{50}(T) \sim N\left[a + BT, \frac{1}{m_r} R^2\right]$$

或 $\ln N(T) \sim N(a + BT, R^2) \quad (5)$

式中: $a = E(\ln N_{50}(0))$ 为未腐蚀结构的对数中值疲劳寿命。该式即为预腐蚀条件下给定应力水平的疲劳寿命变化规律。

上述过程将 C2T 曲线的回归过程转化为疲劳寿命的回归过程, $N(T)$ 曲线的斜率即为 C2T 曲线参数。

对比所有成组疲劳寿命标准差,由 F 检验法检验其是否具有方差齐性。如果方差无显著差异,则给出综合标准差 s_w 。设疲劳寿命数据为 $(T_i, N_{50,i})(i=1, \dots, n)$,按式(5)进行回归分析,回归参数为

$$\hat{B} = \frac{l_{xy}}{l_{xx}} \sim N\left[B, \frac{1}{l_{xx}} R^2\right] \quad (6)$$

式中: $l_{xy} = \sum_{i=1}^n m_i (T_i - T)(\ln N_{50,i} - \overline{\ln N_{50}})$,

$$l_{xx} = \sum_{i=1}^n [m_i (T_i - T)^2], T = \frac{1}{n} \frac{\sum_{i=1}^n (m_i T_i)}{\sum_{i=1}^n m_i}$$

$$\overline{\ln N_{50}} = \frac{1}{n} \frac{\sum_{i=1}^n m_i \ln N_{50,i}}{\sum_{i=1}^n m_i}$$

\hat{B} 即为 C2T 曲线的斜率。如果 \hat{B} 经统计分析

表明无显著差异,则说明 C2T 曲线具有通用性,可将参数综合后得到公共参数。仅以直接法为例进行分析:设两种情况对应的回归参数为: $(s_{w1}, \hat{B}), (s_{w2}, \hat{B})$,首先进行方差齐性分析,然后检验 C2T 曲线斜率是否有显著差异,由 F 检验法对 s_{w1}, s_{w2} 进行方差齐性检验,若无显著差异,则可以将两种条件下的标准差合并起来作为公共的标准差。

$$s_w = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n_1} (m_{1,i} - 1) s_{w1}^2 + \sum_{i=1}^{n_2} (m_{2,i} - 1) s_{w2}^2}{n_1 - 1 + n_2 - 1}} \quad (7)$$

用相应的估计量 \hat{B}, \hat{B} 构造检验的统计量^[9]

$$t = \frac{\hat{B} - \hat{B}}{s_w \sqrt{\frac{1}{l_{xx1}} + \frac{1}{l_{xx2}}}} \sim t(n_1 - 1 + n_2 - 1) \quad (8)$$

若 t 检验表明无显著差异,可以将两种情况下的参数合并后作为公共的参数。

$$\hat{B} = \frac{l_{xx1} \hat{B} + l_{xx2} \hat{B}}{l_{xx1} + l_{xx2}}$$

3 各种情况下的 C2T 曲线通用性

3.1 不同载荷下 C2T 曲线通用性分析

载荷的差别包括两个方面:一是谱型不同;二是应力水平不同。对于相同的构件和环境,疲劳载荷可以由各种谱型和应力水平进行组合,工程上不可能进行各种情况下的 C2T 曲线测定。目前,已有典型结构模拟试件不同恒幅应力水平和近似谱下的预腐蚀疲劳寿命数据,以及谱型相同但应力水平不同的预腐蚀疲劳寿命数据,但是上述数据也是不够充分的。在已有数据的前提下,可以按上述方法进行 C2T 曲线通用性分析。为了保证工程实施的可能性,我们认为如果随机谱和恒幅谱下的 C2T 曲线无差异,那么就有理由认为 C2T 曲线基本具有通用性。

3.2 C2T 曲线和裂纹尺寸的关系

(1) 裂纹萌生寿命 C2T 曲线 给定裂纹尺寸,则裂纹萌生寿命预腐蚀影响系数为

$$C(T) = \frac{t_{50}(T)}{t_{50}(0)} \quad (10)$$

式中: $t_{50}(T)$ 为预腐蚀时间 T 后一般环境下中值裂纹萌生寿命; $t_{50}(0)$ 为预腐蚀时间为 0 的一般环境下中值裂纹萌生寿命,对应着某指定裂纹尺寸。

通常在建立(预)腐蚀条件下飞机结构耐久性

分析方法时^[5], 要建立指定裂纹尺寸下裂纹萌生寿命的变化规律, 即裂纹萌生寿命预腐蚀影响系数曲线。

(2) 裂纹萌生寿命 C2T 曲线通用性 在耐久性分析的相对小裂纹范围内, 不同裂纹尺寸对应的预腐蚀疲劳寿命不同。预腐蚀条件下耐久性分析中, 在确定原始疲劳质量(IFQ)分布时, 常常需要进行参数优化, 如果不同裂纹尺寸对应的 C2T 曲线参数不一样, 则增加了分析的复杂性, 从而有必要对预腐蚀条件下飞机结构裂纹萌生预腐蚀影响系数和裂纹尺寸的关系进行分析, 如果 C2T 曲线参数和裂纹尺寸无关, 则称具有裂纹尺寸对应的通用性。

由于机理分析的不完善, 同样从试验数据的统计分析出发, 其过程为:

1 建立裂纹萌生寿命 C2T 曲线 根据裂纹扩展(a, t) 数据得到相对小裂纹尺寸范围内典型裂纹尺寸对应的裂纹扩展寿命, 得到对应的中值寿命, 从而建立裂纹萌生寿命 C2T 曲线。

° C2T 曲线通用性分析 对典型裂纹尺寸对应的 C2T 曲线参数进行统计分析, 其过程与载荷谱下 C2T 曲线通用性分析过程完全相同。

如果 C2T 曲线参数经检验无差异, 则说明 C2T 曲线具有通用性, 它将为腐蚀条件下飞机结构寿命评定和分析提供极大的方便。

3.1.3 通用性的适用范围

由于载荷和环境对寿命影响的复杂性, 文中 / 通用性0指的是 C2T 曲线参数在数值上和上述条件基本无关, 需要大量数据的验证。并有一定的约束条件: 材料或构件的疲劳失效机理应相同。如果是恒幅不同应力水平, 疲劳寿命应处于同一个寿命区段, 如: $10^4 \sim 10^6$ 次。若为随机谱和恒幅谱, 那么恒幅应力应取随机谱中造成损伤较大的应力水平。如果腐蚀环境比较严重或载荷谱形式差别非常明显, 则 C2T 曲线不一定存在通用性。

4 实例验证

4.1 近似谱下 C2T 曲线通用性分析

选取文献[8]中的某型飞机机翼副梁模拟试件加速预腐蚀疲劳寿命数据, 得到 C 值见表 1。其中疲劳载荷谱为该系列飞机两种机型随机载荷谱, 谱型近似。分析结果见表 2、图 1。

表 1 某型机翼副梁模拟试件(T, C)数据

Table 1 (T, C) data of fatigue specimens

谱 1		谱 2	
T/h	C	T/h	C
0	11 0	0	11 0
72	01 8426	27 5	01 9264
144	01 670	82 5	01 7962
228	01 502	137 5	01 6997

表 2 回归结果

Table 2 Regression results

序号	B	r	R	l _{xx}
1	- 01 002926	01 998	01 110	167360
2	- 01 002650	01 999	01 065	609201

取常用显著度 $A= 01 05$, 有 $s_w = 01 088$, $t= 01 658$, 检验表明 B 无显著差异, 从而有总体参数 $B_w = - 01 00285$ 。

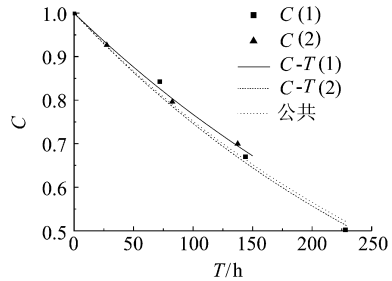


图 1 近似谱下 C2T 图

Fig 1 C2T curves of similar spectra

4.2 随机谱与恒幅谱

(1) 试验概述 采用某型飞机机翼主梁模拟试件, 试件材料为 30CrMnSiNi2A, 采用螺钉连接有铝片, 试件加工、装配、表面处理与实际结构完全相同, 表面涂漆; 试件形式、尺寸见图 2。

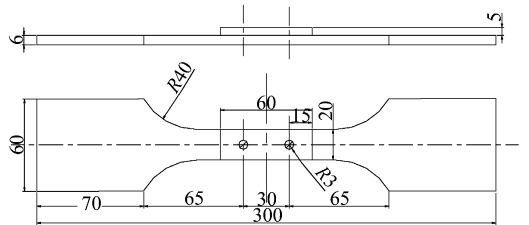


图 2 模拟试件图

Fig 2 Fatigue specimen details

采用文献[10]给出的加速环境谱, 加速腐蚀 10h 相当于外场 1a。在北京航空航天大学 ZJF2 75G 周浸箱中进行加速腐蚀试验, 试验过程中严格控制环境参数, 每 48h 更换溶液。加速腐蚀后

在北京航空航天大学 MT S8802500kN 材料试验机上进行一般环境下的随机谱和恒幅应力下的疲劳试验, 频率 $f = 6\text{Hz}$ 。其中随机谱为该型飞机实测谱及该部位各载荷状态 $1g$ 应力所构成的名义应力谱; 而恒幅谱取该谱中造成疲劳损伤较大的过载 $n_y = 31.5g$ 对应的应力水平。采用轴向加载的方式, 载荷谱由 TestStar 系统控制, 动载精度 2%。随机谱下完成预腐蚀 0、50、100、200、300h 共 5 组 39 件, 恒幅谱完成预腐蚀 0、100、200、300h 共 4 组 24 件试件的试验, 试验结果处理参数见表 3。

表 3 加速预腐蚀疲劳寿命处理参数

Table 3 Fatigue testing results after pre-corrosion

T/a	随机谱				恒幅谱		
	N_{50} /飞行小时	s	n	N_{50} /cycles	s	n	
0	8843	0.20	8	58109	0.23	5	
5	7816	0.22	8				
10	7008	0.15	8	45674	0.13	7	
20	5980	0.12	7	43278	0.24	6	
30	5513	0.14	8	34513	0.09	6	

(2) C 的直接对比 取常用显著度 $\alpha = 0.05$, 上述疲劳寿命具有方差齐性, 随机谱和恒幅标准差分别为 $S_{w1} = 0.177$, $S_{w2} = 0.177$, 有总体标准差为 $S_w = 0.174$ 。直接对比 $\ln C$ 值, 构造 t 变量, 得到的 t 值见表 4。

取显著度 $\alpha = 0.05$, 显然 $\ln C$ 值通过检验, 即对应相同年限的 C 值无显著差异。

(3) C2T 曲线参数统计对比 C2T 曲线拟合参数见表 5, 处理结果见图 3。

表 4 统计检验量

Table 4 Statistical parameters

T/a	C		t
	随机谱	恒幅谱	
10	0.79249	0.786	0.09
20	0.67617	0.74477	0.02
30	0.62345	0.59393	0.52

表 5 C2T 曲线拟合参数

Table 5 Parameters of C2T curve

谱型	B	l_{xx}	r
随机谱	-0.017478	5673.33	0.990
恒幅谱	-0.017128	3837.12	0.991

取显著度 $\alpha = 0.05$, $|t| = 0.0962$, 通过显著性检验, 从而有公共的斜率为: $B = -0.01734$ 。

4.3 C2T 曲线和裂纹尺寸的关系

采用某型飞机机翼副梁加速预腐蚀后一般环

境下谱载裂纹扩展寿命数据^[5]。取 $R =$

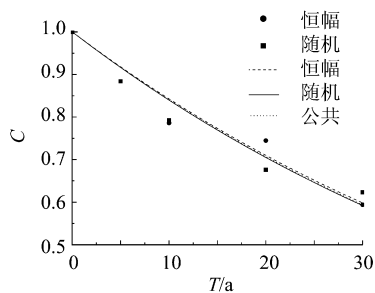


图 3 C2T 曲线处理结果

Fig 3 C2T curves of spectrum and constant amplitude loading

3121.9MPa 对应的裂纹扩展数据, 由拉格朗日三点插值计算裂纹尺寸 $a = 0.4, 0.6, 0.8$ 和 1.0mm 对应的裂纹扩展寿命, (a, t_{50}) 数据见表 6。

表 6 裂纹扩展(a, t_{50}) 数据

Table 6 (a, t_{50}) data

T/d	t_{50} /飞行小时			
	0.4	0.6	0.8	1.0
0	5528	5972	6401	6762
3	4461	4963	5435	5854
6	3449	3892	4240	4565
9.5	2607	2998	3222	3440

上述参数具有方差齐性, 处理得到的曲线参数见表 7、图 4。

表 7 回归曲线参数

Table 7 Regression results

a/mm	B	r	l_{xx}
0.4	-0.07852	0.990	290.55556
0.6	-0.07157	0.999	
0.8	-0.07027	0.997	
1.0	-0.06831	0.996	
公共	-0.01734	0.991	

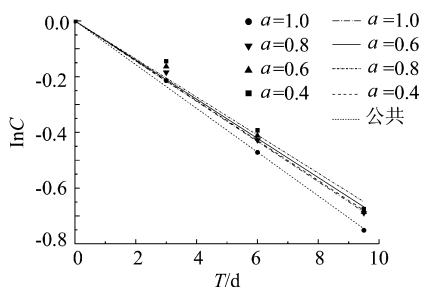


图 4 C2T 曲线图

Fig. 4 The C2T curve

选取 C2T 曲线斜率相差最大的两组进行参数检验($a = 0.4, 1.0\text{mm}$), 有:

$$t = \left| \frac{0.07852 - 0.06831}{0.209 \sqrt{\frac{1}{290155556} + \frac{1}{290155556}}} \right| = 0.5888 < t_{0.025}(13+13)$$

表明 C2T 曲线参数无差异, 有公共参数 $B = 0.072168$ 。

5 结 论

采用 C 值直接对比法和 C2T 曲线参数统计对比法对 C2T 曲线通用性进行了总结和分析, 进行了补充试验, 通过试验数据的对比分析, 得到了 C2T 曲线和载荷谱、恒幅应力水平以及裂纹尺寸基本无关的结论。

参 考 文 献

- [1] 刘文, 李玉海, 贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259- 263.
Liu W T, Li Y H, Jia G R. 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)
- [2] 李玉海, 刘文. 腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术研究[J]. 飞机设计, 2002, 12(4): 1- 10.
Li Y H, Liu W T. Study on accessing fatigue life of aircraft structures under corrosive environment [J]. Aircraft Design, 2002, 12(4): 1- 10. (in Chinese)
- [3] 王斌团. 结构疲劳日历寿命及其概率研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
Wang B T. Structural fatigue calendar life and its probability [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002. (in Chinese)
- [4] 王忠波, 刘文, 蒋冬滨, 等. 腐蚀条件下疲劳寿命评定的名义应力法[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(2): 161- 164.
Wang Z B, Liu W T, Jiang D B, et al. Nominal stress approach for fatigue life estimation under corrosive environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(2): 161- 164 (in Chinese)
- [5] 胡仁伟, 刘文. 腐蚀条件下耐久性分析概率断裂力学方法研究[J]. 固体力学学报, 1998, 19(增刊): 28- 33
Hu R W, Liu W T. A study on probabilistic fracture mechanics approach of durability analysis under corrosion conditions [J]. Acta Mechanica Solid Sinica, 1998, 19(S): 28- 33. (in Chinese)
- [6] 陈群志. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究

[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.

- Chen Q Z. Calendar life of aircraft structures under corrosive environments [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999 (in Chinese)
- [7] 贺小帆, 刘文, 王忠波, 等. 疲劳寿命预腐蚀影响系数通用性研究[J]. 机械强度, 2004(1): 101- 104.
He X F, Liu W T, Wang Z B, et al. Research on the generality of the pre-corroded influence coefficient curve of fatigue life [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004(1): 101- 104. (in Chinese)
 - [8] 李玉海. 腐蚀条件下飞机结构寿命体系评定技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001.
Li Y H. Research on evaluation technique for life system of aircraft structures under corrosive condition [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
 - [9] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
Gao Z T. Applied statistic in fatigue [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986. (in Chinese)
 - [10] 刘文, 蒋冬滨. 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 W T, Jiang D B. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 434- 438. (in Chinese)

作者简介:



贺小帆(1976-) 男, 湖北天门人, 北京航空航天大学航空宇航科学与技术流动站博士后, 2003年于北京航空航天大学取得工程力学博士学位, 主要从事腐蚀条件下飞机结构寿命可靠性研究。



刘文(1940-) 男, 河北高阳人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院教授, 博士生导师, 主要研究方向为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。E2mail: lwt_jiang@163l.com。



向锦武(1964-) 北京航空航天大学飞行器设计学科教授, 博士生导师, 主要从事飞行器总体与结构设计; 飞行器气动弹性、振动控制等方面的研究。近年获部科技进步二等奖三项、三等奖一项, 发表论文 50 多篇。E2mail: xiangjw@publid fhnet1 cnl net。

(责任编辑: 李铁柏)