

2A12 铝合金微动疲劳全寿命预测方法研究

陈跃良¹, 徐丽^{1,2}, 张勇¹, 刘旭¹

(1. 海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041; 2. 海军航空兵学院, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘要: 目的 对于2A12铝合金, 提出基于成核寿命和扩展寿命的微动疲劳全寿命预测方法。
方法 基于损伤力学法计算裂纹成核寿命, 利用扩展有限元计算裂纹尖端应力强度因子, 应用断裂力学计算裂纹扩展寿命, 并对预测者和试验值进行比较。
结果 损伤力学法能考虑接触面应力三维度的作用来反映多轴状态作用, 能有效模拟微动疲劳多轴行为。基于损伤力学法的微动疲劳全寿命预测模型能有效预测微动疲劳全寿命。由于微动作用, 裂纹成核非常早, 扩展寿命从试件的近表面开始, 占全寿命的主要部分。
结论 考虑成核寿命和扩展寿命的微动疲劳全寿命分析是完善的, 预测值与试验值比较吻合。

关键词: 2A12 铝合金; 损伤力学法; 微动疲劳; 全寿命

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.04.001

中图分类号: TG146.2⁺1 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2014)04-0001-06

Research of Fretting Fatigue Holistic Life Prediction Method for 2A12 Aluminum Alloy

CHEN Yue-liang¹, XU Li^{1,2}, ZHANG Yong¹, LIU Xu¹

(1. Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering University, Qingdao 266041, China;

2. Institute of Naval Aviation, Huludao 125001, China)

ABSTRACT: Objective The holistic life prediction approach for fretting fatigue was proposed for 2A12 aluminum alloy based on initiation life and propagation life. **Methods** The initiation life was calculated using continuum damage mechanics approach, and the propagation life was calculated using fracture mechanics approach with SIF obtained from XFEM. The prediction life was compared with the test life. **Results** The results indicated that the damage mechanics approach could consider the effect of the stress triaxiality which reflected the multiaxial stress state property. The model could effectively

收稿日期: 2014-05-14; 修订日期: 2014-06-07

Received: 2014-05-14; Revised: 2014-06-07

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51075394, 51375490)

Fund: Supported by the National Natural Science Foundation of China(51075394, 51375490)

作者简介: 陈跃良(1962—), 男, 浙江人, 博士生导师, 教授, 主要研究方向为复杂环境下飞机结构寿命评定、结构疲劳与可靠性。

Biography: CHEN Yue-liang (1962—), Male, from Zhejiang, Doctoral tutor, Professor, Research focus: lifetime evaluation, fatigue and reliability of aircraft structures in complex environment.

predict the fretting fatigue holistic life. The crack initiated quickly because of fretting, and the crack propagation began from the near surface, and the propagation life accounted for the main part of holistic life. **Conclusion** The holistic life prediction model considering initiation life and propagation life was perfect, and the prediction life coincided well with the test life.

KEY WORDS: 2A12 aluminum alloy; damage mechanics approach; fretting fatigue; holistic life

关于微动疲劳寿命的研究,目前应用较多的方法主要有:局部应力-应变法、名义应力法、断裂力学法、基于临界面的疲劳参数法以及基于损伤力学法的微动疲劳寿命预测方法^[1-4]。

微动疲劳寿命是裂纹成核寿命和扩展寿命的总和,但在寿命预测中往往只考虑成核寿命或只考虑扩展寿命。文献[5-7]基于断裂力学进行微动疲劳扩展寿命预测,研究发现裂纹扩展寿命占全寿命的主要部分,然而,Hill^[8]和Szolwinski^[9]等其他研究者支持微动疲劳是一个成核控制的过程这一论点,认为微动疲劳成核寿命占全寿命的主导部分。产生这一矛盾的主要原因与材料本身的特性和初始裂纹的选取有关。近年来,Houghton和Wavish^[10]又提出了微动疲劳全寿命预测方法,其基本原理是用多轴疲劳参数计算裂纹成核寿命,用线弹性断裂力学计算裂纹扩展寿命,并考虑短裂纹作用进行修正。

对于2A12铝合金,文中提出了基于损伤力学和断裂力学的微动疲劳全寿命预测方法,利用扩展有限元计算应力强度因子,结合全寿命预测模型计算微动疲劳寿命,并分析了裂纹成核寿命、扩展寿命比例。

1 成核寿命计算

材料损伤主要是微裂纹和夹杂成核及扩展累积的过程。Kachanov^[11]首先引入损伤变量,考虑应力应变建立本构方程来预测裂纹成核。

损耗势能函数 ϕ 为损伤弹性能释放率 Y 、塑性应变率 \dot{P} 、累积微塑性应变 $\dot{\pi}$ 等3个主要变量的函数,根据热力学可表示为^[12]:

$$\phi\left(\underbrace{Y, \dot{P}, \dot{\pi}}_{\text{Variables}}; \underbrace{T, D, \varepsilon^e}_{\text{Parameters}}\right) = \frac{C}{\beta+1} \left(\frac{-Y}{C}\right)^{\beta+1} (\dot{P} + \dot{\pi}) \quad (1)$$

式中: C 和 β 为材料常数; Y 为与损伤参数 D 有关的热力学变量,根据热力学势函数(ψ)可表示为:

$$Y = -\rho \frac{\partial \psi}{\partial D} = \frac{\sigma^*}{2E(1-D)^2} \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; E 为弹性模量; σ^* 为等效多轴损伤应力。用Von Mises等效应力 σ_{eq} 和三维函数

R_v 表示为:

$$\sigma^* = \sigma_{eq} \sqrt{R_v} \quad (3)$$

式中 R_v 可表示为:

$$R_v = \frac{2}{3} (1+\nu) + 3(1-2\nu) (\sigma_H / \sigma_{eq}) \quad (4)$$

式中: σ_H 为静水应力。

在微动疲劳情况下,假定微观塑性为线性累积,则损伤演化方程为:

$$\dot{D} = A \frac{\sigma_{eq}^{m+2\beta} R_v^\beta |\dot{\sigma}_{eq}|}{(1-D)^{m+2\beta+1}} \quad (5)$$

式中: $A = 1 / (K^m C^\beta (2E)^\beta)$ 。

损伤变量为载荷循环数的函数,当 $N = N_i \rightarrow D = 1$ 时, N_i 为微动疲劳宏观裂纹成核寿命,表示为:

$$N_i = \frac{(\sigma_{eq-max}^{-m+2\beta} - \sigma_{eq-min}^{-(m+2\beta)}) R_v^{-\beta}}{A(m+2\beta+1)} \quad (6)$$

式中: σ_{eq-max} 和 σ_{eq-min} 为一个循环内的最大Von Mises等效应力和最小Von Mises等效应力, R_v 为三维函数平均值, σ_{eq-max} 和 σ_{eq-min} 以及 R_v 的值都可以根据有限元模型计算得到; m 为Ramberg-Osgood方程中的幂常数,通常 $m=2$; A 和 β 为损伤参数,可通过用方程(6)对根据试验计算得到的成核寿命的拟合得到。

2 扩展寿命计算

用断裂力学方法进行微动疲劳扩展寿命预测是应用较多的一种方法。首先确定裂纹萌生的位置,然后计算裂纹尖端应力强度因子的范围 ΔK 。根据断裂力学方法,裂纹从假定初始裂纹长度 a_i 扩展到临界裂纹长度 a_f 的寿命为:

$$N_p = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{f[\Delta K(a)]} = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{C(\Delta K)^m} \quad (7)$$

式中: $f(\Delta K)$ 为给定的裂纹扩展准则; C, m 是材料常数。文中选用Paris裂纹扩展准则来计算扩展寿命,假定裂纹以模型I模式扩展。在计算扩展寿命时,必须计算得到相应的应力强度因子(SIF)值。由于循环载荷裂纹的闭合作用($K_{min}=0$),则相应的

SIF 范围等于 K_{\max} 。

3 应力强度因子计算

扩展有限元可以通过数值计算来体现不连续状态,而不需要重新划分网格。这个方法由 Moës, Belytschko 等^[13]提出,是基于单位分解法,该方法能在标准有限元结构中导入局部节点集。研究表明,该方法能准确地计算应力强度因子^[14]。

利用扩展有限元法,应力强度因子 SIF 计算如下:

$$K_I = \frac{E'}{2} I^{(1, \text{aux model I})}; K_{II} = \frac{E'}{2} I^{(1, \text{aux model II})} \quad (8)$$

对于平面应力: $E' = E$, 对于平面应变: $E' = E / (1 - \nu^2)$ 。

4 全寿命计算

4.1 计算方法

基于损伤力学和断裂力学的全寿命预测为:用损伤模型来计算损伤演化至宏观裂纹成核,根据从有限元模型中计算的应力应变,基于断裂力学估算微动疲劳裂纹扩展寿命;然后根据试验结果反推裂纹成核寿命,结合成核寿命方程,根据得到的成核寿命拟合得到损伤参数 A 和 β ;再利用成核寿命方程进行成核寿命计算,成核寿命和扩展寿命相加即为预测的全寿命。在计算裂纹扩展寿命时,假定初始裂纹长度 $a_i = 100 \mu\text{m}$,根据最大等效塑性应变位置确定裂纹成核位置,裂纹方向与接触面垂直。2A12 铝合金的弹性模量 $E = 69.6 \text{ GPa}$,泊松比为 $\nu = 0.33$,极限强度 $\sigma_u = 447.86 \text{ MPa}$,屈服强度 $\sigma_y = 342.02 \text{ MPa}$ ^[15],扩展直到试件断裂 $a_f = 3.5 \text{ mm}$ 。文献^[16]研究表明,初始裂纹的选取对裂纹演化预测有一定的影响,但对最终寿命没有影响。国外通常用涡电流无损检测来检测搭接件间的微裂纹,最小可检尺寸为 $760 \mu\text{m} \times 380 \mu\text{m}$ 的半椭圆裂纹^[17],而且没有特定的准则来定义微动疲劳初始裂纹长度,介于上述原因,将初始裂纹长度选为 $100 \mu\text{m}$,裂纹扩展增量 Δa 为 $10 \mu\text{m}$ 。

选用 2A12 铝合金材料进行微动疲劳试验,微动垫半径 r 分别为 115, 180, 225 mm。具体实验设

备和实验方法见文献^[18],试验结果和根据断裂力学计算出的扩展寿命见表 1。

表 1 2A12 铝合金微动疲劳试验和计算结果

Table 1 Test and calculation data of fretting fatigue for 2A12

序号	接触压力 P/N	最大轴向应力 σ/MPa	微动垫半径 r/mm	全寿命 N_f	扩展寿命 N_p	成核寿命 N_i
1	450	180	180	303 548	173 023	130 525
2	450	220	180	200 430	120 258	80 172
3	450	308	180	146 396	99 550	46 846
4	450	331	180	107 646	75 353	32 293
5	900	180	225	283 922	150 479	133 443
6	900	220	225	216 499	134 230	82 269
7	900	308	225	130 385	86 055	44 330
8	900	331	225	96 852	66 828	30 024
9	450	180	115	290 793	133 765	157 028
10	450	220	115	193 771	104 637	89 134
11	450	308	115	124 452	79 650	44 802
12	450	331	115	96 755	63 859	32 896

估算微动疲劳全寿命的具体步骤为:

- 1) 用 ABAQUS 有限元软件模拟微动疲劳接触;
- 2) 用 El Haddad 参数确定过程区尺寸 l_c ;
- 3) 根据有限元模型从过程区中得到 $\sigma_{\text{eq-max}}$, $\sigma_{\text{eq-min}}$, σ^* 和 R_v 的平均值;
- 4) 用 XFEM 模拟裂纹扩展得到扩展寿命 ($N_{p\text{-calculated}}$);
- 5) 反推裂纹成核寿命 $N_{i\text{-experimental}} = N_{f\text{-experimental}} - N_{p\text{-calculated}}$;
- 6) 选取其中 4 个试件,根据计算的裂纹成核寿命用方程(6)来拟合得到损伤参数 A 和 β ;
- 7) 根据拟合得到的损伤参数值和从(3)中得到的各参数,利用方程(6)可求出其余 8 个试件的成核寿命 ($N_{i\text{-estimated}}$);
- 8) 相加计算成核寿命和扩展寿命,得到预测的微动疲劳全寿命为 $N_{f\text{-predicted}} = N_{i\text{-estimated}} + N_{p\text{-calculated}}$ 。

4.2 参数确定

对于圆柱/平面接触微动疲劳,在接触载荷和轴向载荷作用下,接触边缘产生微观尺度的局部塑性

变形,从而产生较高的应力梯度,则应力分量 σ_{eq-max} , σ_{eq-min} 和 R_v 受网格划分尺度的影响很大。为了减少网格划分尺度的影响,应用基于过程区(面)法(如图1所示),以初始裂纹成核点为过程区中心,以临界距离 l_c 为过程区半径 r ,计算半圆过程区内应力分量 σ_{eq-max} , σ_{eq-min} 和 R_v 的平均值。临界距离 l_c 根据 El Haddad 参数^[19]来确定,其定义为:

$$l_c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_{th}}{\Delta \sigma_e} \right)^2 \quad (9)$$

式中: ΔK_{th} 为长裂纹门槛应力强度因子; $\Delta \sigma_e$ 为光滑试件疲劳极限。对于 2A12 铝合金, $\Delta K_{th} = 2.47 \text{ MPa(m)}^{1/2}$, $\Delta \sigma_e = 137 \text{ MPa}$, 则 $l_c = 100 \text{ }\mu\text{m}$ 。

通过对试件有限元模型进行计算,从有限元中得到的 σ_{eq-max} , σ_{eq-min} 和 R_v 的平均值见表 2。

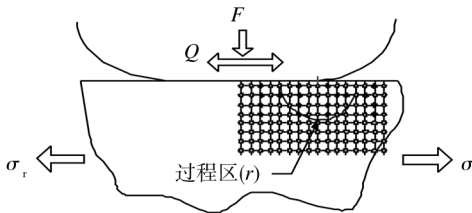


图1 微动疲劳初始裂纹过程区

Fig.1 The process zone at the location of fretting fatigue initial crack

表2 应力分量值

Table 2 The data of stress components

序号	接触压力 P/N	最大轴向应力 σ/MPa	微动垫半径 r/mm	三维函数平均值 R_v	最大 Von Mises 等效应力 $\sigma_{eq-max}/\text{MPa}$	最小 Von Mises 等效应力 $\sigma_{eq-min}/\text{MPa}$
1	450	180	180	1.00	245.33	210.41
2	450	220	180	1.02	278.52	242.01
3	450	308	180	1.05	362.55	312.45
4	450	331	180	1.12	380.21	331.24
5	900	180	225	1.00	257.32	224.20
6	900	220	225	1.03	289.10	254.35
7	900	308	225	1.07	381.01	320.13
8	900	331	225	1.12	397.20	345.30
9	450	180	115	1.00	255.31	214.20
10	450	220	115	1.03	281.50	255.32
11	450	308	115	1.06	379.30	324.20
12	450	331	115	1.13	388.20	346.41

试验件中选取 4 个试验件来确定材料的损伤参数。试件包含 4 种不同的轴向应力状态,法向接触载荷为 450 N,微动垫半径为 180 mm。根据表 3 所选试验件过程区内 σ_{eq-max} , σ_{eq-min} 和 R_v 的平均值,将这些值代入到寿命计算方程(6)中,即可用回归分析计算试验成核寿命 $N_{i-experimental}$ 与估算成核寿命 $N_{i-estimated}$ 间的最小二乘拟合,从而确定损伤参数的值。试验值与估算值的误差为回归差(误差 = $N_{i-experimental} - N_{i-estimated}$),误差总量用均方根差来估计,其公式为:

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (N_{i-experimental} - N_{i-estimated})^2}{n}} \quad (10)$$

式中: n 为分散数据量。非线性回归使 RMSE 取最小值,得到的损伤参数值见表 3。损伤参数 A 和 β 与等效多轴损伤应力 σ^* 之间的关系曲线分别如图 2 和图 3 所示,由此计算出剩余试件的损伤参数值。

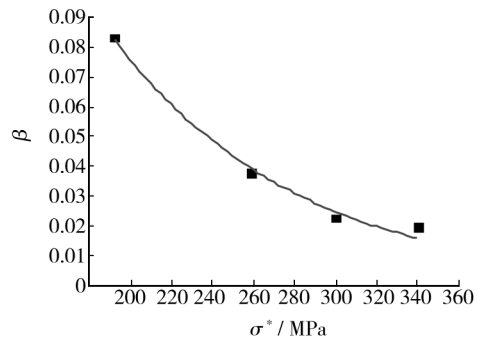


图2 损伤参数 β 与 σ^* 的关系

Fig.2 The relationship of damage parameter β vs σ^*

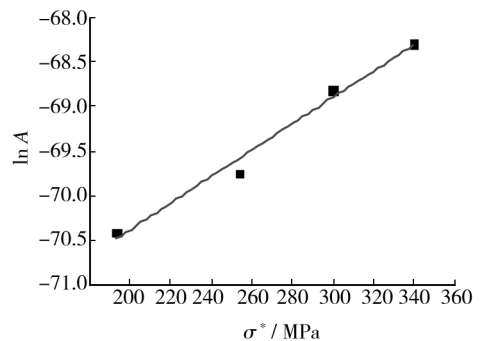


图3 损伤参数 $\ln A$ 与 σ^* 的关系

Fig.3 The relationship of damage parameter $\ln A$ vs σ^*

因为损伤参数 A 和 β 为未知材料常数,从 12 个

表 3 损伤参数值

Table 3 Summary of damage parameters

序号	三维函数 平均值 R_v	等效多轴损伤 应力 σ^* /MPa	损伤参数 $\ln A$	损伤参数 β
1	1.00	195	-70.03	0.0579
2	1.02	250	-69.40	0.0368
3	1.05	312	-68.50	0.0171
4	1.12	340	-67.11	0.0150
5	1.00	190	-70.08 ^c	0.061 ^c
6	1.03	254	-69.55 ^c	0.0423 ^c
7	1.07	310	-67.96 ^c	0.0160 ^c
8	1.12	330	-66.12 ^c	0.0155 ^c
9	1.00	193	-70.15 ^c	0.0642 ^c
10	1.03	255	-69.56 ^c	0.0411 ^c
11	1.06	310	-68.74 ^c	0.0223 ^c
12	1.13	355	-67.50 ^c	0.0151 ^c

注:上标 c 表示从图 2 和图 3 中计算得到的值。

4.3 计算结果

预测全寿命与试验全寿命的结果比较如图 4 所示,可以看出,预测值与实验结果比较接近,预测误差分散带都在 2 倍因子以内,表明基于损伤力学和断裂力学能较好地预测微动疲劳全寿命。

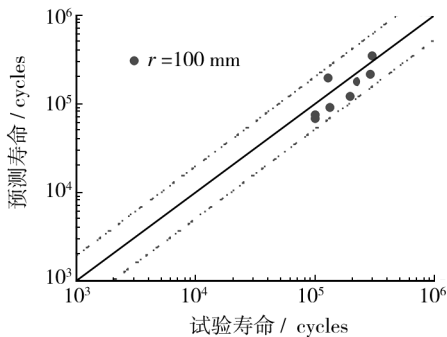


图 4 微动疲劳试验寿命与预测寿命比较

Fig. 4 Estimated fretting fatigue versus experimental lifetime

12 个试验件的成核寿命所占百分比如图 5 所示,可以看出,对于所有试验件,随着轴向应力的增加,成核寿命减小。从总体来说,成核寿命占全寿命的较小部分,平均成核寿命占全寿命的百分比约为 39%。这主要是由于在较高的应力作用下,裂纹成核非常早,扩展寿命从试件的近表面开始,因此占试件全寿命的主要部分。

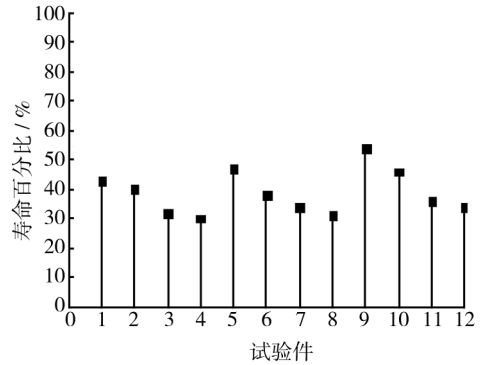


图 5 成核寿命百分比

Fig. 5 Percentage of fretting fatigue initiation lifetime

5 结论

1) 微动垫和疲劳试件接触界面应力状态的多轴特性对预测微动疲劳成核寿命起到非常重要的作用,损伤力学法能考虑接触面应力三维度的作用来反映多轴状态作用,能有效模拟微动疲劳的多轴行为。

2) 基于损伤力学模型和从有限元模型中提取的多轴应力状态参数,用最小二乘法确定损伤演化过程中损伤参数的值来计算成核寿命,结合扩展寿命得到全寿命。结果表明,损伤力学结合断裂力学法能有效地预测微动疲劳全寿命。

3) 由于微动作用,裂纹成核非常早,与传统的疲劳试验相比,试件成核寿命较短,占全寿命的较小部分。扩展寿命从试件的近表面开始,占全寿命的主要部分。

参考文献:

[1] 杨茂胜. 航空铝合金材料微动疲劳裂纹扩展寿命研究[J]. 装备环境工程, 2012, 9(5): 5—7.
 YANG Mao-sheng. Study on Propagation Life of Fretting Fatigue Crack of Aerial Aluminum Alloy[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(5): 5—7.

[2] 周文. 临界面法预测微动裂纹萌生特性和微动疲劳寿命[J]. 润滑与密封, 2010, 35(6): 108—111.
 ZHOU Wen. Predicting Fretting Fatigue Crack Initiation Behavior and Fretting Fatigue Lifetimes Using Critical Plane Approach[J]. Lubrication Engineering, 2010, 35(6): 108—111.

[3] 杨万均. 燕尾榫结构微动疲劳寿命预测方法研究[D].

- 南京:南京航空航天大学,2007.
- YANG Wan-jun. Prediction Method on Fretting Fatigue Life of Dovetail Joint[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [4] 崔海涛. 基于非线性连续介质损伤力学方法的微动疲劳寿命预测[J]. 航空学报, 2013.
- CUI Hai-tao. Prediction of Fretting Fatigue Life Based on Nonlinear Continuum Damage Mechanics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013.
- [5] FAANES S. Inclined Cracks in Fretting Fatigue[J]. Engng Fract Mech, 1995, 52: 71—82.
- [6] WATERHOUSE B, LINDLEY T C. Fretting Fatigue[M]. London: MEP, 1994.
- [7] GOLDEN P J, GRANDT A F. Fracture Mechanics Based Fretting Fatigue Life Predictions in Ti-6Al-4V[J]. Engng Fract Mech, 2004, 71: 29—43.
- [8] HILLS D A, NOWELL D. Mechanics of Fretting Fatigue[M]. Dordrecht: Kluwer, 1994.
- [9] SZOLWINSKI M P, FARRIS T N. Observation, Analysis and Prediction of Fretting Fatigue in 2024-T351 Aluminum Alloy[J]. Wear, 1998, 221: 24—36.
- [10] HOUGHTON D, WAVISH P M, WILLIAMS E J, et al. Multiaxial Fretting Fatigue Testing and Prediction for Splined Couplings[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31: 1805—1815.
- [11] KACHANOV L M. Time of the Rupture Process under Creep Conditions[J]. Izv Akad Nauk SSSR Otd Tekh Nauk, 1958, 8: 26—31.
- [12] LEMAITRE J. Engineering Damage Mechanics[M]. The Netherlands: Springer, 2005.
- [13] MOËS N, DOLBOW J, BELYTSCHKO T. A Finite Element Method for Crack Growth without Remeshing[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 46: 131—50.
- [14] GINER E, NAVARRO C, SABSABI M. Fretting Fatigue Life Prediction Using the Extended Finite Element Method[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2011, 5: 217—225.
- [15] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- YAO Wei-xing. Structure Fatigue Life Analysis[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004.
- [16] NAVARRO C, MUÑOZ S, DOMÍNGUEZ J. Influence of the Initiation Length in Predictions of Life in Fretting Fatigue[J]. Strain, 2011, 47: 283—291.
- [17] LYKINS C D, MALL S, JAIN V K. Combined Experiment Alnumerical Investigation of Fretting Fatigue Crack Initiation[J]. Int J Fatigue, 2001, 23(8): 703—711.
- [18] 杨茂胜. 微动对 LY12CZ 铝合金疲劳性能的影响[D]. 青岛: 海军航空工程学院, 2010.
- YANG Mao-sheng. The Effect of Fretting on LY12CZ Aluminum Alloy Fatigue Property[D]. Qingdao: Naval Aeronautical Engineering University, 2010.
- [19] HADDAD E L, DOWLING M H, TOPPER N E, et al. Integral Applications for Short Fatigue Cracks at Notches[J]. Int J Fract, 1980, 16(1): 15—36.

欢迎订阅 欢迎投稿