

不同预腐蚀时间下微动对搭接件疲劳寿命影响研究

徐 丽^{1,2} 陈跃良¹ 张 勇¹ 卞贵学¹ 郁大照³

(1. 海军航空工程学院青岛校区, 青岛, 266041;

2. 海军航空兵学院, 葫芦岛, 125001; 3. 海军航空工程学院, 烟台, 264001)

摘要:通过对不同预腐蚀时间下搭接件疲劳试验和断口宏微观的分析, 得到不同预腐蚀时间下微动对搭接件疲劳寿命的影响规律。引入应力强度因子影响系数 β 用于修正微动效应对搭接件孔边裂纹应力强度因子的影响, 针对不同腐蚀时间裂纹成核位置不同, 利用裂纹扩展分析软件 AFGROW 建立了考虑微动影响的两种疲劳寿命计算模型。研究表明: 微动和腐蚀的交互作用使搭接件的寿命减少更大, 对于未腐蚀和腐蚀较轻的搭接件, 由于微动作用, 裂纹一般起源于螺栓孔处靠近螺栓孔沉孔区的螺栓体区, 微动损伤占主导; 对于腐蚀较重的搭接件, 腐蚀占主导作用, 裂纹一般起源于孔壁与接触面相交处。在考虑微动影响下, 疲劳寿命预测值与试验值吻合较好, 模型更加合理。

关键词:微动; 微动损伤; 腐蚀损伤; 搭接件; 疲劳寿命

中图分类号: TG171 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0403-05

Study of Fretting Effects on Fatigue Life of Lap Joints at Different Pre-corrosive Time

Xu Li^{1,2}, Chen Yueliang¹, Zhang Yong¹, Bian Guixue¹, Yu Dazhao³

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

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

3. Naval Aeronautical Engineering University, Yantai, 266041, China)

Abstract: Based on macroscopic and microscopic analyses of fracture surface of lap joints at different corrosive damage, the influence regularity of fretting on fatigue life for lap joints is obtained. The influence coefficient β is introduced to modify the effect of fretting on the stress intensity factor of hole-edge crack of lap joints. Since different crack nucleation sites are associated with different corrosion time, two different fatigue life models are presented considering the effect of fretting. The results show that the interaction of corrosive and fretting results in more life reducing. For un-corroded and slightly corroded specimens, the cracks usually originate from the bolt body region of bolt hole near the countersink region and the fretting damage plays a dominant role. For seriously corroded specimens, the cracks usually originate from the interface of hole wall and contact surface, and the corrosive damage plays a dominant role. The results of fatigue life prediction coincide with that of fatigue experiment, considering fretting effect, and the models are more reasonable.

Key words: fretting; fretting damage; corrosive damage; lap joints; fatigue life

由于飞机服役环境的复杂性, 飞机机身铆接和螺栓搭接构件极易受微动和腐蚀的影响, 自 1975

年以来, 在美国发生的多起飞行事故中, 腐蚀和/或微动是造成事故的主要原因之一^[1]。微动是发生

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

收稿日期: 2013-12-24; **修订日期:** 2014-02-28

通信作者: 陈跃良, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: cy10532@sina.com。

在两接触面上的一种磨损现象,微动区对疲劳裂纹极其敏感,并且微动裂纹通常在非常小的(<0.127 mm)尺寸下开始扩展,不易被发现。腐蚀使铆钉/螺栓附近构件材料发生膨胀、脱层,微动使构件产生大量磨屑,引起疲劳微裂纹的产生。对于搭接板,通常裂纹成核于有微动迹象的区域,微动裂纹的存在会使多处损伤(MSD)发展更快,完全超出疲劳分析或不考虑微动作用的试验估计,而且,微动作用也可能使裂纹产生于孔边那些被认为并不是疲劳危险部的地方。Heoppner 等人^[2]通过对从现役飞机上拆卸下来的搭接板研究发现,从外表上看,搭接板没有任何腐蚀及裂纹出现,但是通过光学及 SEM 检查发现,在所有铆钉孔处都有微动磨屑,并伴有裂纹的产生。因此,对铆钉搭接及螺栓搭接微动特性的研究很有必要。

本文以航空 2A12 铝合金板材螺栓单搭接件为研究对象,进行了预腐蚀试验和疲劳试验,并对断口进行宏微观观察,得到不同腐蚀时间下微动对搭接件的影响规律,建立了考虑微动影响的疲劳寿命计算模型,对老龄服役机体结构安全性的评估具有重要意义。

1 预腐蚀试验和疲劳试验

1.1 试验件

试验件如图 1 所示,材料为 2A12 铝合金,采用三螺栓单排连接,螺栓与孔间无干涉配合,螺栓孔为沉孔,螺栓材料为 ML30CrMnSiA,试件装配时,每个螺栓螺帽上施加 $0.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的扭矩。

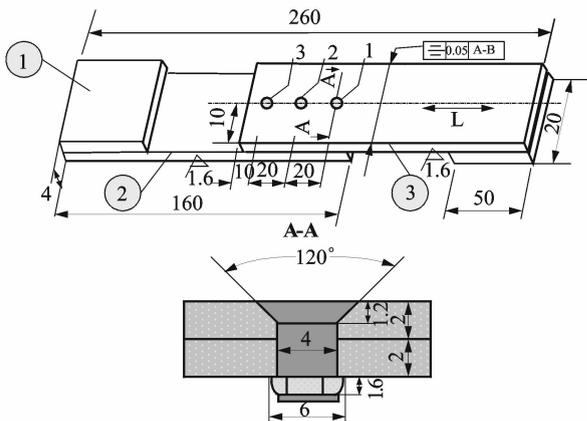


图 1 搭接件几何尺寸

Fig. 1 Representation of lap joints

1.2 试验方案

1.2.1 腐蚀试验

文献[3]给出了加速试验环境谱编制原则,考虑到飞机服役环境的复杂性(高温、高湿、海洋大

气、紫外线照射、化学介质联合作用)预腐蚀试验环境谱编制如下:(1)酸性 NaCl 溶液浸泡:5%的 NaCl 溶液中加入 5%的稀硫酸使其 $\text{pH} = (4 \pm 0.2)$,溶液温度为 $(40 \pm 2)^\circ\text{C}$,以模拟盐雾和酸性气体的作用;(2)在 40°C 温度和 $\text{RH} = 90\% \sim 100\%$ 湿度的潮湿空气中,用远红外线灯照射烘干试验件,调节远红外线的功率使试验件在临近侵入溶液时恰好被烘干,以模拟潮湿空气和凝露的作用过程;(3)一个加速谱周期为 30 min,浸泡 8 min,溶液外 22 min。试验过程中,用笔式 pH 计每间隔 4 h 测量溶液的 pH 值,若溶液的 pH 值不在规定的范围内,则立即更换溶液,若在规定的范围内,则每隔 24 h 更换溶液一次。预腐蚀试验采用 ZJF-09G 周期浸润腐蚀试验箱,腐蚀时间分别为 0,40 和 60 d,对应的试件编号分别为:1,2,3;4,5,6;7,8,9。

1.2.2 疲劳试验

对于不同腐蚀时间的搭接件,在室温条件下,用 MTS810 电液伺服疲劳试验机进行疲劳试验。加载波形为 Sine 波,波形采用 PVC 补偿,加载方式为轴向等幅加载,应力比为 $R = 0.1$,加载频率 $f = 6 \text{ Hz}$,最大应力为 180 MPa。

1.3 试验结果

从试验可以看出,由于微动作用所有搭接件均在靠近施加远方载荷端的 1# 螺栓孔处断裂破坏,在所有螺栓孔处都有微动磨屑。通过对所有断口的进一步观察发现,有微动磨屑存在的位置,大多都有微动裂纹的产生(图 2 螺栓孔处螺栓体区微动裂纹)。另外,在一些微动损伤较轻的区域也有许多裂纹,这些裂纹通常是由材料中的孔隙或夹杂(第二相粒子),及加工制造划痕引起(图 3)。图 4 给出了搭接件微动裂纹成核可能产生的位置,通过断口分析,表 1 给出了未腐蚀搭接件微动磨屑位置及磨屑处裂纹数。基于螺栓孔表面和微动处裂纹

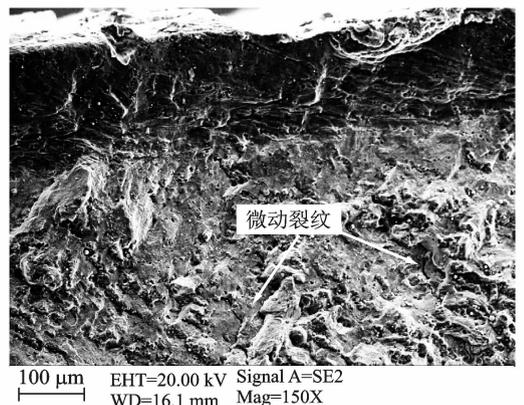
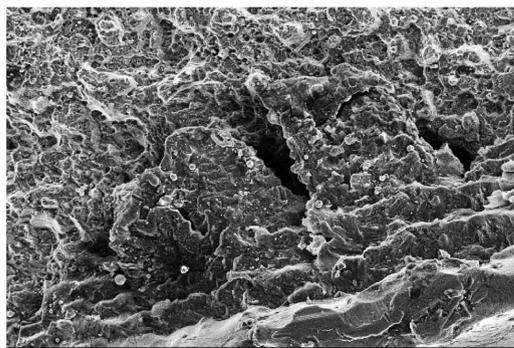


图 2 螺栓孔处螺栓体区微动裂纹 SEM 图

Fig. 2 SEM of fretting cracks in bolt body of bolt hole



100 μm EHT=20.00 kV Signal A=SE2
WD=14.8 mm Mag=100X

图 3 孔隙或夹杂处产生的裂纹 SEM 图

Fig. 3 SEM of crack emanating from void or inclusion

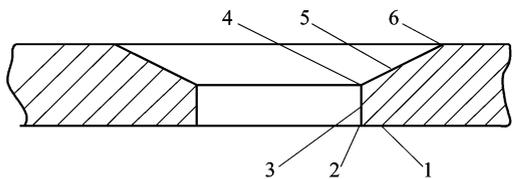


图 4 沉孔螺栓微动裂纹成核位置

Fig. 4 Locations of fretting cracks

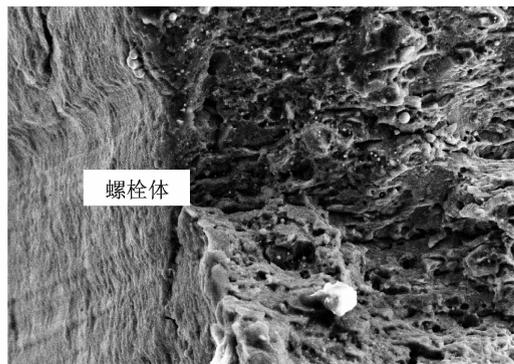
表 1 微动磨屑位置及磨屑处裂纹数

Tab. 1 Fretting debris locations for nucleated cracks and nucleation frequency within debris

裂纹位置	1	2	3	4	5	6
1			5	1		
2		1	3		1	
3		2	2	2	1	

表面的检查发现,裂纹成核通常发生在螺栓孔处靠近螺栓孔沉孔区的螺栓体区(图 4 位置 3 处),如图 5 所示。

搭接件的腐蚀状态包括使铝合金板厚度均匀减小的剥蚀、使晶粒间结合强度降低的晶间腐蚀、



20 μm EHT=20.00 kV Signal A=SE2
WD=15.3 mm Mag=400 X

图 5 螺栓体处裂纹成核 SEM 图

Fig. 5 SEM of crack nucleation in bolt body

引起局部应力集中的点蚀、螺栓处的电偶腐蚀以及搭接面的缝隙腐蚀。剥蚀主要发生在试验件外表面,晶间腐蚀和点蚀主要发生在搭接内表面和螺栓孔处。从试验件断口分析可知,在螺栓孔沉孔处有微动磨损,表面有划痕和磨屑,在螺栓孔边接触面内表面和螺栓垫片与接触面处有少量微动磨屑,对于预腐蚀 40 d 的搭接件,疲劳裂纹主要从螺栓孔处靠近螺栓孔沉孔区的螺栓体区萌生、扩展并导致最终断裂,裂纹主要还是由微动引起,这也是预腐蚀 40 d 疲劳寿命减小不太明显的原因。对于预腐蚀 60 d 的搭接件,疲劳裂纹主要从内表面孔边缘处萌生、扩展并导致最终断裂(图 6)。图 7 给出了 5 号搭接件 1# 螺栓孔处断面 SEM 图(上部为螺栓体区,下部为沉孔区),从 SEM 图可以看出,在沉孔处有微动磨屑和裂纹,但是导致搭接件失效的裂纹萌生于搭接件内表面处,并表现为多裂纹成核。因此,对于腐蚀较严重的搭接件,由于腐蚀坑的先入为主作用,裂纹由腐蚀坑处萌生并扩展,此时微动作用引起的裂纹产生较晚,并不占主导作用,这也是预腐蚀 60 d 疲劳寿命明显下降的原因。

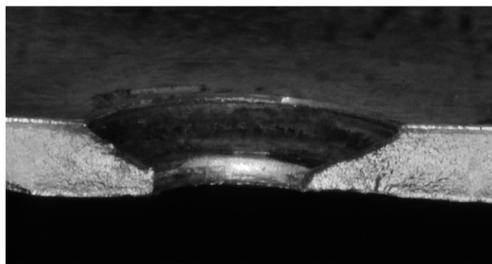


图 6 8 号搭接件断口照片

Fig. 6 Fractograph for No. 8 specimen

上述现象可用微动疲劳机理来解释,当搭接件腐蚀较轻时,在微动磨损的协同作用下,腐蚀坑相互贯通,进而导致表层材料脱落,随着材料的脱落,微裂纹也逐渐消失,这一过程延缓了裂纹的扩展,这也是腐蚀较轻时,寿命减少较低的原因。但随着材料脱落的延续,脱层材料不断增加并氧化,形成大面积的氧化颗粒。氧化颗粒在交变应力的作用下,相互间产生挤压、摩擦,并向纵深方向扩展形成磨蚀坑,蚀坑底部受到硬质氧化磨屑的反复碾磨会变得高低不平,并产生较大的塑性变形,从而产生较大的应力集中,这样就在蚀坑底部萌生了疲劳裂纹。

对于腐蚀较严重的搭接件,蚀坑尺寸较大,虽然微动磨损能使表层材料脱落,但并不能消除蚀坑,在接触拉应力和主拉应力作用下,裂纹在蚀坑处迅速成核并扩展,并且磨屑及腐蚀产物进入裂纹内部,对裂纹扩展起到一定的促进作用,这也是搭

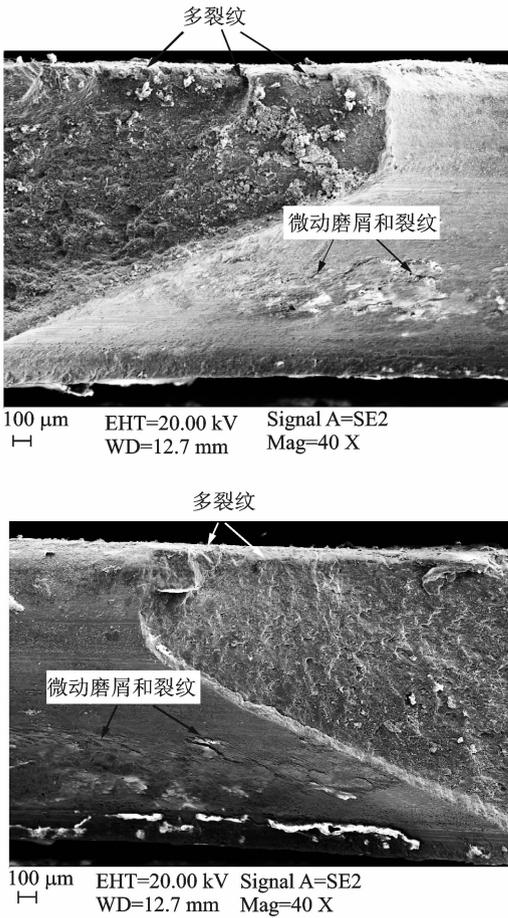


图7 5号搭接件断口 SEM图

Fig.7 Fractograph for No.5 specimen by SEM

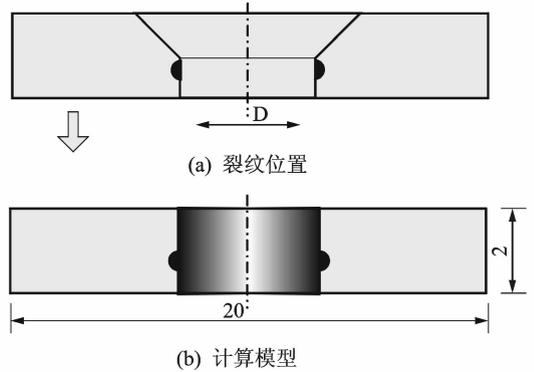
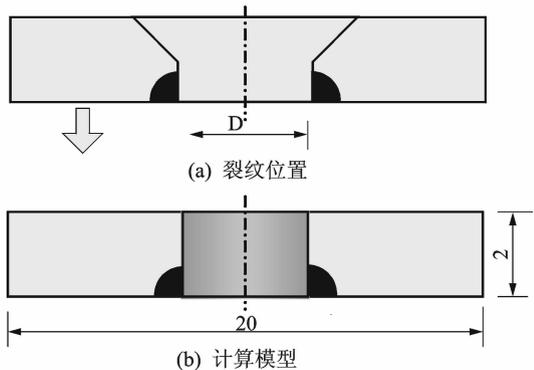
搭接件腐蚀较重时,微动疲劳寿命下降较大幅度的原因。这也与早期研究非常一致^[4-7],早期 Vingsbo 等^[5]研究发现,裂纹磨损和裂纹填充速率影响裂纹扩展,当裂纹磨损速率较大时,产生的裂纹由于磨损的作用而消失,不会发生扩展,因此疲劳寿命增加。但当裂纹填充速率较大,则由于磨损速率太小,不能及时磨掉表面产生的小裂纹,而同时产生的磨屑又进入裂纹中,使裂纹发生扩展。因此,对于腐蚀较重的搭接件,本身就有大量腐蚀产物,磨损速率相对很小,因此,磨屑及腐蚀产物促进裂纹扩展。

2 寿命计算

2.1 损伤模型

通过断口的分析发现,对于未腐蚀和腐蚀较轻的搭接件,疲劳裂纹一般起源于螺栓孔处靠近螺栓孔沉孔区的螺栓体区(图8(a)),采用 AFGROW 计算时选择了直孔边存在两等尺寸表面裂纹,计算模型如图8(b)所示。对于腐蚀较严重的搭接件,裂纹一般起源于孔壁与接触面相交处(图9(a)),

采用 AFGROW 计算时选择直孔边存在两等尺寸径向角裂纹,计算模型如图9(b)所示。对于不同的搭接件,计算时取初始裂纹长度不同,对于未腐蚀搭接件,计算时取初始裂纹长度等于 2A12 材料的 IDS 值(0.1147 mm)^[8-9],并把 IDS 看成半圆形的表面裂纹($a=c$),裂纹扩展过程中不限制 a/c 比,由软件根据应力状态自动改变。计算载荷同于试验条件,并输入 2A12 应力比为 0.1 时的裂纹扩展速率曲线。对于腐蚀搭接件,把腐蚀坑作为搭接件的孔边初始裂纹来考虑。

图8 未腐蚀和腐蚀较轻搭接件 AFGROW 计算模型
Fig.8 AFGROW model for crack growth analysis图9 腐蚀较重搭接件 AFGROW 计算模型
Fig.9 AFGROW model for crack growth analysis

2.2 应力强度因子修正

为了更深入地研究微动对搭接件孔边裂纹应力强度因子的影响程度,引入应力强度因子影响系数 β ,其定义为:同一裂纹长度时考虑微动影响的应力强度因子与不考虑微动影响的应力强度因子的比值,其计算公式见文献^[10]。图10为应力强度因子影响系数 β 随孔边裂纹长度变化曲线,从图可以看出:当裂纹较短时,微动对裂纹的扩展影响较大,随着裂纹长度的增加,应力强度因子影响系数迅速降低,当裂纹较大时,应力强度因子影响系数接近于1,此时微动对裂纹扩展影响较小。

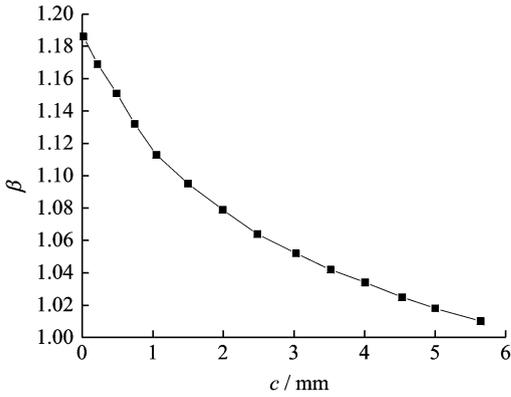


图 10 应力强度因子影响系数

Fig. 10 Influence coefficient of SIF

2.3 计算结果与分析

用基于断裂力学的裂纹扩展分析软件 AFGROW 计算疲劳寿命,引入应力强度因子影响系数 β 作为修正系数,表 2 给出了不同腐蚀时间两种模型的寿命预测结果。由表 2 可以看出,在不考虑微动影响情况下,预测值的误差大多在 20%左右,对于腐蚀严重的搭接件,不考虑微动预测误差更大(约 30%左右)。而在考虑微动影响后,预测值与试验值吻合较好,预测精度有较大的提高,误差降到 10%左右,这说明微动对搭接结构有较大的影响,它可以较大幅度地降低搭接件的疲劳寿命。微动和腐蚀的协同作用使搭接件的寿命减少更大,因此,在有腐蚀的情况下,微动的作用更不能忽视。

表 2 预测值与试验值对比

Tab. 2 Comparison of predicted and experimental data

腐蚀状态	试验均值 /循环次数	不考虑微动		考虑微动	
		预测值/ 循环次数	误差/ %	预测值/ 循环次数	误差/ %
未腐蚀	5 504	6 798	23.51	6 120	11.2
腐蚀 40 d	4 930	5 849	18.64	5 209	5.6
腐蚀 60 d	3 417	4 530	32.57	3 712	8.6

同时,对于不同腐蚀时间和腐蚀程度下的搭接件,应该选择不同的搭接件寿命计算模型。通过预测值与试验值的比较分析可见,模型计算误差值都在疲劳寿命允许的分散范围内,预测值与试验结果比较吻合。因此,所建模型是合理有效的。

3 结 论

(1)对于未腐蚀和腐蚀较轻的搭接件,由于微动作用,裂纹一般起源于螺栓孔处靠近螺栓孔沉孔区的螺栓体区,微动损伤占主导作用。对于腐蚀较重的搭接件,腐蚀占主导作用,在接触拉应力和主拉应力作用下,裂纹在蚀坑处迅速成核并扩展,并

且微动磨屑及腐蚀产物进入裂纹内部,对裂纹扩展起到一定的促进作用,裂纹一般起源于孔壁与接触面相交界处。

(2)针对不同腐蚀时间裂纹成核位置不同,建立两种不同的 AFGROW 计算模型,在考虑微动影响下,疲劳寿命预测值与试验值吻合较好,模型更加合理。

参考文献:

- [1] Hoepfner D W, Hoepfner G A. Corrosion and fretting as critical aviation safety issues[C]// 18th ICAF Symposium. Melbourne, Australia:[s. n.], 1995.
- [2] Hoepfner D W, Elliot C B. The Role of fretting fatigue on aircraft rivet hole cracking[R]. October, 1996.
- [3] 刘文琰,李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004:84-87.
Liu Wenting, Li Yuhai. Assess technology of the system in aircraft structure calendar life [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 84-87.
- [4] Conner B P, Hutson A L, Chambon L. Observations of fretting fatigue micro-damage of Ti-6Al-4V[J]. Wear,2003(255):259-268.
- [5] Vingsbo O, Söderberg S. On fretting maps [J]. Wear, 1988(126):131-147.
- [6] Sproles F S, Duquette D J, The mechanism of material removal in fretting [J]. Wear, 1978 (49): 339-352.
- [7] Murthy H, Farris T N. Fretting fatigue of Ti-6Al-4V subjected to blade/disk contact loading[C]// Developments in Fracture Mechanics for the New Century, 50th Anniversary of Japan Society of Materials Science. Osaka, Japan:[s. n.], 2001.
- [8] 卞贵学. 腐蚀环境下基于 IDS 的铝合金全寿命评定方法研究[D]. 烟台:海军航空工程学院, 2008.
Bian Guixue. Research on holistic life assessment methods of aalloy based on IDS under corrosive environment[D]. Yantai: Naval Aeronautica Engineering University, 2008.
- [9] 卞贵学,陈跃良,张丹峰. 基于 IDS 铝合金预腐蚀疲劳寿命研究[J]. 航空学报,2008,29(6):1526-1530.
Bian Guixue, Chen Yueliang, Zhang Danfeng. Study on fatigue life of pre-corroded aluminum alloy based on IDS[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008,29(6):1526-1530.
- [10] 杨茂胜. 微动对 LY12CZ 铝合金疲劳性能的影响[D]. 烟台:海军航空工程学院,2010.
Yang Maosheng. The effect of fretting on fatigue performance of LY12CZ aluminum alloy[D]. Yantai: Naval Aeronautica Engineering University, 2010.