

# ZL702A 铝合金构件微动疲劳寿命预测研究

蔡强, 张翼, 李闯, 邹润

(中北大学 机械与动力工程学院, 太原 030051)

**摘要:** **目的** 探讨 ZL702A 铝合金的微动损伤机理, 寻找适合的微动疲劳寿命预估模型。 **方法** 以 ZL702A 铝合金为研究对象, 设计方足桥-试件微动模拟件进行微动疲劳实验, 用 4XC-PC 金相显微镜观察断裂试件表面的磨损形貌, 探讨微动损伤机理。建立方足桥-试件有限元模型, 编程计算剪应变幅、法向正应力、相对滑移距离等微动特征参数, 分别运用 FS、KBM、McDiarmid 以及 Ruiz 参数预测 ZL702A 铝合金微动疲劳寿命。 **结果** 疲劳裂纹主要在局部塑性区成核, 剪切应变可以加速裂纹核的形成, 疲劳裂纹增长是裂纹尖端剪切带不断聚合的过程, 裂纹面上的法向应力/应变使这种聚合加速。法向载荷保持不变, 随着最大轴向力的增大, 微动损伤增大。4 种微动疲劳寿命预估模型的结果表明, 微动损伤在试件接触区边缘最大, 容易萌生微动裂纹, 与实验值一致。微动疲劳寿命预测结果表明, Ruiz 参数预测结果与实验结果误差在 2 倍公差带因子范围内, 最接近实验值。 **结论** 微动磨损区分为粘着区、混合区、滑移区, 在混合区边界上最容易发生塑性变形, 萌生微动疲劳裂纹, 用 Ruiz 参数预测 ZL702A 铝合金的微动疲劳寿命是可行的。

**关键词:** ZL702A 铝合金; 微动磨损; 微动疲劳; 有限元法; 寿命预测

**中图分类号:** TH117.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2017)04-0252-06

**DOI:** 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2017.04.041

## Fretting Fatigue Life Prediction of ZL702A Aluminum Alloy Components

CAI Qiang, ZHANG Yi, LI Chuang, ZOU Run

(School of Mechanics and Power Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

**ABSTRACT:** This work aims to study fretting damage mechanism of ZL702A aluminum alloy and find an appropriate prediction model for fretting fatigue life. Fretting fatigue experiment was carried out to ZL702A aluminum alloy by designing fretting simulation item composed of square foot bridge and specimen. Surface morphology of the fractured specimen was observed with 4XC-PC metallographic microscope, and mechanism of fretting damage was discussed. The finite element model composed of square foot bridge and specimen was established, fretting characteristic parameters including shear strain amplitude, normal stress and relative slip distance were subject to programmed calculation. FS, KBM, McDiarmid and Ruiz parameters were applied to predict fretting fatigue life of ZL702A aluminum alloy. Fatigue cracks mainly nucleate in local plastic zone, shear strain could accelerate the formation of crack nucleus, fatigue crack growth was a process of continuous polymerization of crack tip, normal stress/strain on the crack surface accelerated this polymerization. When normal load remained constant, fretting damage increased with the increase of maximum axial force. Life prediction model results of 4 kinds of fretting fatigue showed that most severe fretting damage was present in edges of specimen contact zone and may produce fretting cracks, which

收稿日期: 2016-11-30; 修订日期: 2016-12-22

Received: 2016-11-30; Revised: 2016-12-22

作者简介: 蔡强 (1991—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为微动磨损、微动疲劳。

**Biography:** CAI Qiang (1991—), Male, Master graduate student, Research focus: fretting wear, fretting fatigue.

通讯作者: 张翼 (1969—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为动力机械结构强度。

**Corresponding author:** ZHANG Yi (1969—), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: strength of mechanical structure.

were consistent with experiment value. Prediction results of fretting fatigue life showed that error between results predicted based on Ruiz parameters and experimental results fell within dual factor in tolerance zone, and the prediction results were most close to experiment value. Fretting wear zone can be divided into adhesive zone, mixing zone and sliding zone. Plastic deformation is most likely present along the boundary of mixing zone, and thus producing fretting fatigue cracks easily. The prediction results show that it's feasible to predict fretting fatigue life of ZL702A aluminum alloy based on Ruiz parameters.

**KEY WORDS:** ZL702A aluminum alloy; fretting wear; fretting fatigue; finite element method; life prediction

微动损伤是两紧密接触构件在相对运动幅度极小时的往复摩擦损伤过程。微动损伤包括微动磨损、微动疲劳、微动腐蚀三种失效形式,能显著降低构件的疲劳寿命<sup>[1-3]</sup>。微动现象广泛存在于承受机械振动、可运动零件的紧配合件中,如航天、汽车、铁路、核工业的紧固连接件中<sup>[4-6]</sup>。随着当今社会对零部件长寿命、高可靠性的要求不断提高,微动损伤对疲劳寿命的影响越来越突出,已经成为关键零件疲劳失效的主要原因之一。随着机械构件逐步趋向轻量化,铝合金材料因其质量轻且具有优良的物理、化学与加工性能,应用越来越广泛。在实际生产、生活中经常使用铝合金连接件,如螺栓连接、铆接、搭接等。但这种连接件常常在交变载荷下工作,导致接触区边缘应力集中严重,极易产生微动磨损,最终导致构件失效,给社会生产带来重大的经济损失。就疲劳问题而言,大部分情况都可以归纳为如何获取特定载荷谱下结构的使用寿命问题<sup>[7]</sup>。因此,研究铝合金构件的微动损伤机理,寻找引起微动裂纹形成的控制因素,找到一种合适的方法预测铝合金构件微动疲劳寿命,对于铝合金结构的可靠性评估及结构改进具有指导意义。

1 微动疲劳实验

1.1 设备及材料

实验设备采用 HYS-100 型微机控制电液伺服微动疲劳试验机。该试验机可以实现轴向力与法向夹紧力的变幅与横幅加载,在载荷输入方面可以输入正弦波、方波、三角波以及组合波载荷进行实验,并能自动存储实验数据。

实验件是由试件和一对方足桥所组成的微动疲劳模拟件,试件使用 ZL702A 高强度铸造铝合金制成,并在光滑试件的基础上铣削出一个长 40 mm、宽 13 mm 的平面。其材料成分(以质量分数计)为:Al 91%,Si 7%,Cu 1.55%,Mg 0.41%,Mn 0.22%<sup>[8]</sup>。其力学性能如表 1 所示。方足桥的材料选用合金钢,用螺栓连接在微动疲劳试验机的夹具上,对称地分布在试件两端,方足桥的结构尺寸如图 1 所示。

表 1 ZL702A 铝合金的材料力学性能  
Tab.1 Mechanical properties of ZL702A aluminum alloy

弹性模量/MPa	泊松比	屈服强度/MPa	抗拉强度/MPa
68 900	0.3	178.6	290~320

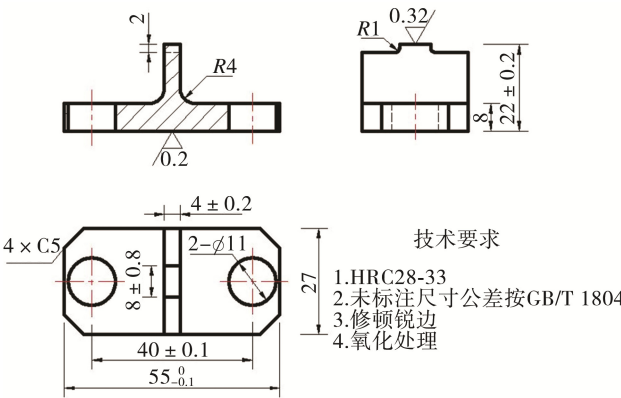


图 1 方足桥的结构尺寸  
Fig.1 The structural dimension of the square foot bridge

1.2 方法

实验夹具如图 2 所示。实验时,试件上端面被试验机的上夹头夹紧,保持不动,拧紧左右两个加载螺栓将方足桥压紧在试件的左右平面上,通过位移传感器控制法向夹紧力的大小,并保持在 2 kN。试件下端面被试验机的下夹头夹紧,通过电脑控制对试件施加循环载荷,循环载荷的最大轴向力分别设置为 69、88、104、121、138、156 MPa,进行 6 组不同载荷下的实验。试件和方足桥在接触表面上产生往复相对滑移,从而形成了微动。

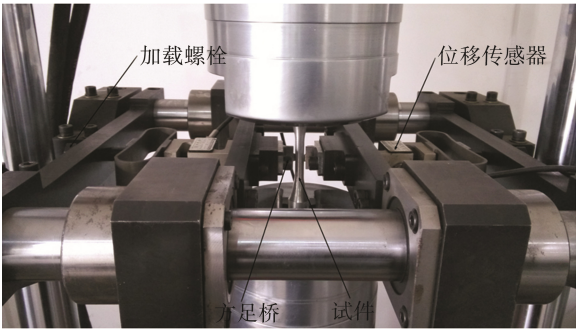


图 2 微动疲劳实验夹具  
Fig.2 Fixture for fretting fatigue test

## 2 结果与讨论

### 2.1 微动磨损机理

通过观察发现,微动疲劳断裂发生在方足桥和试件的接触区边缘,利用 4XC-PC 金相显微镜(放大 200 倍)观察断裂后试件的磨损表面,如图 3 所示。从图 3a 可以看出,在断裂区附近出现黑色磨痕并出现微动斑,这是由微动磨损造成的,说明微动磨损是造成构件失效的主要原因。从图 3c 可以看出,微动区明显地分为粘着区(发生弹性变形而无明显微动损伤)、混合区(疲劳裂纹出现在粘着-滑移的交界部位,发

生塑性变形等表面损伤)和滑移区(氧化促进严重磨损,此时以微动磨损为主要失效形式),这与文献[9]的研究结果一致。可以看出,微动磨损表面有明显的线状划痕,而且划痕方向为沿着微动作用的方向,混合区由于受法向应力与切向应力的作用,材料发生塑性变形,在位错累积的作用下发生剥层作用,从而形成蚀坑,微裂纹容易在蚀坑的底部形成。疲劳裂纹主要在发生滑移的局部塑性区成核,剪切应变可以加速裂纹核的形成。疲劳裂纹增长是裂纹尖端剪切带不断聚合的过程,裂纹面上的法向应力/应变使这种聚合加速。因此,裂纹面上的剪切应变和法向应力/应变对裂纹的形成和扩展都有重要作用。

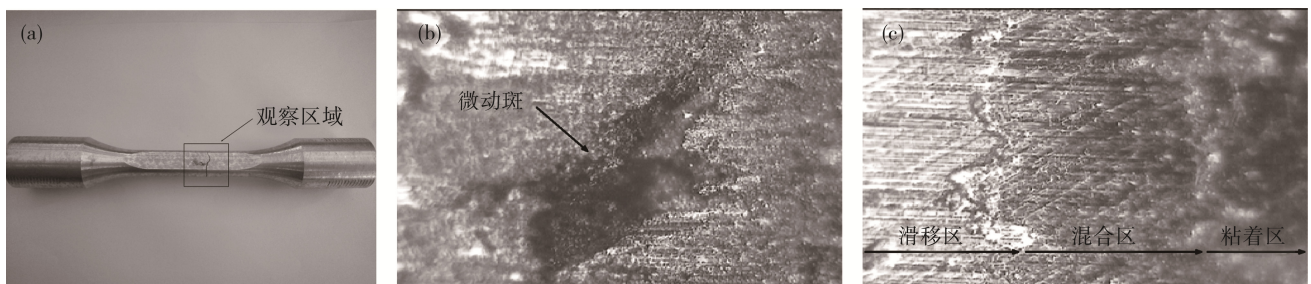


图 3 试件断裂情况及微动区磨损形貌

Fig.3 Specimen fracture and fretting wear morphology

### 2.2 微动疲劳寿命

记录不同工况下的微动疲劳实验寿命值,如表 2 所示。材料的疲劳性能由于受材料组织的不均匀性、材料内部缺陷和加工处理中的一些偶然因素的影响,导致寿命产生很高的离散性<sup>[10]</sup>,所以每种工况下做多组实验,实验寿命取平均值。从表 2 可以看出,在法向夹紧力不变的情况下,随着轴向力的增大,微动疲劳寿命值降低,但降低幅度并不是线性的,当轴向力从 138 MPa 增大到 156 MPa 时,寿命降幅最大,说明微动作用在高轴向力下更明显。

表 2 微动疲劳寿命实验值  
Tab.2 Experimental results of fretting fatigue life

工况	轴向力/MPa	夹紧力/kN	实验寿命	变化幅度/%
1	69	2	132 795	
2	88	2	103 090	22.37
3	104	2	74 149	28.07
4	121	2	18 350	75.25
5	138	2	15 559	15.21
6	156	2	784	94.96

## 3 微动疲劳寿命预测方法

### 3.1 FS 临界面法

Fatemi 和 Socie 通过大量的实验研究发现,剪应变范围对裂纹的萌生具有促进作用,而最大剪应变范

围平面上的法向应力对于裂纹的扩展阶段起主导作用,他们提出了 FS 参数<sup>[11]</sup>:

$$FS = \frac{\Delta\gamma_{\max}}{2} (1 + k \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_y}) = \frac{\tau_f'}{G} (2N_f)^{b'} + \gamma_f' (2N_f)^{c'} \quad (1)$$

式中:  $\Delta\gamma_{\max}$  为最大剪应变范围;  $\sigma_{\max}$  为最大法向应力;  $\sigma_y$  为材料的屈服强度;  $\tau_f'$ 、 $b'$ 、 $\gamma_f'$ 、 $c'$  分别为材料的疲劳强度系数、疲劳强度因子、疲劳韧性系数以及疲劳韧性因子。

### 3.2 KBM 参数法

KBM 准则是一个基于应变的多轴疲劳临界面准则,认为剪切应变引发裂纹萌生而法向应变导致裂纹生长,其表达式为<sup>[12]</sup>:

$$KBM = \frac{\Delta\gamma_{\max}}{2} + S\Delta\epsilon_n = 1.65 \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + 1.75\epsilon_f' (2N_f)^c \quad (2)$$

式中:  $\Delta\gamma_{\max}$  为最大剪切应变范围;  $S$  为材料参数;  $\Delta\epsilon_n$  为最大剪应变幅平面上的法向应变范围。

### 3.3 McD 参数法

McDiarmid 准则(以下简称 McD)由多轴疲劳发展而来,微动裂纹萌生的控制参数是剪应力,该参数的数学表达式为<sup>[13]</sup>:

$$McD = \frac{\Delta\tau_{\max}}{2} + \frac{t}{2\sigma_u} \sigma_{\max} = f\sigma_f' (2N_f)^b \quad (3)$$

式中:  $\Delta\tau_{\max}$  为最大剪应力范围;  $\sigma_{\max}$  为最大正



应力;  $t$  为剪切疲劳极限;  $\sigma_u$  为抗拉强度。

### 3.4 Ruiz 综合参数法

Ruiz 等人<sup>[14]</sup>研究发现,微动表面损伤程度与接触区的摩擦功和剪应力成正比。通过数值分析,引入了 Ruiz 微动损伤参数来衡量微动损伤对疲劳寿命的作用程度。

$$Ruiz = \mu \times |\sigma_n| \times |\delta| \times |\sigma_\tau| \quad (4)$$

式中:  $\mu$  为摩擦系数;  $\sigma_n$  为法向正应力;  $\delta$  为相对切向位移;  $\sigma_\tau$  为剪应力。

## 4 ZL702A 铝合金微动疲劳寿命预测

### 4.1 微动疲劳有限元分析

建立方足桥-试件微动模拟件的有限元模型,该模型的重点研究区域为方足桥和试件的接触部分。由于接触问题存在高度的边界非线性,极不容易收敛<sup>[15]</sup>,为减少计算量,提高计算精度,对该部分进行网格加密处理并建立接触对,网格尺寸为 0.02 mm,剩余部分采用过渡网格划分形式。以试件的长度方向为  $x$  坐标,试件厚度方向为  $y$  坐标,高度方向为  $z$  坐标,建立三维有限元模型如图 4 所示。在方足桥左右两端 6 mm 范围内施加  $x$  方向的约束,试件左端面施加全约束,试件下端面施加  $y$  方向对称约束。载荷分为 3 个载荷步进行施加,以最大轴向载荷 69 MPa 为例。第一步,在方足桥上端面施加 18.5 MPa 的压力;第二步,在试件右端面施加 69.17 MPa 的压力;第三步,在试件右端面施加 -69.17 MPa 的拉力。

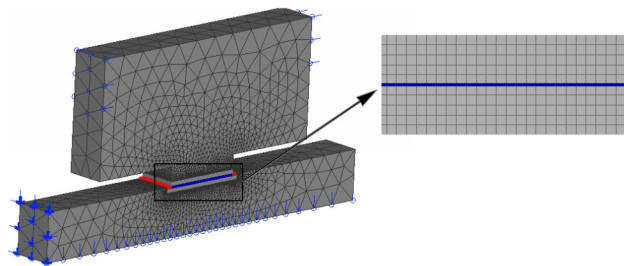


图 4 有限元模型

Fig.4 Finite element model

提取试件接触面上的应力/应变数据,由于接触面上同一  $x$  坐标下沿厚度方向上各节点应力/应变数据相同,所以只针对接触面中心线位置的节点进行计算。编程计算不同轴向力下的剪应变幅、正应力以及相对滑移量沿  $x$  坐标的分布情况,结果如图 5 所示。计算过程中用到的应力/应变采用如下二维应力/应变转换公式进行计算:

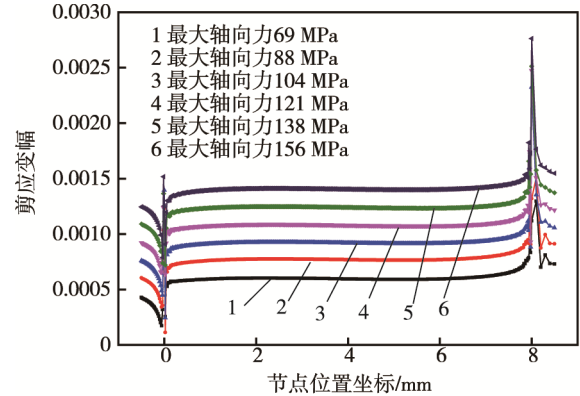
$$\text{正应变: } \varepsilon = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} + \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2} \cos 2\alpha - \frac{\gamma_{xy}}{2} \sin 2\alpha \quad (5)$$

$$\text{正应力: } \sigma = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \cos 2\alpha - \tau_{xy} \sin 2\alpha \quad (6)$$

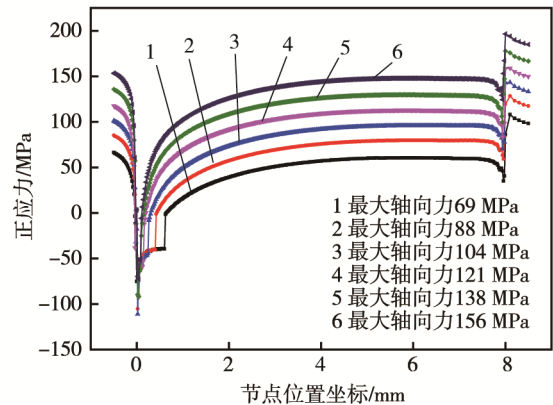
$$\text{剪应变: } \gamma = \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2} \sin 2\alpha + \frac{\gamma_{xy}}{2} \cos 2\alpha \quad (7)$$

$$\text{剪应力: } \tau = \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \sin 2\alpha + \tau_{xy} \cos 2\alpha \quad (8)$$

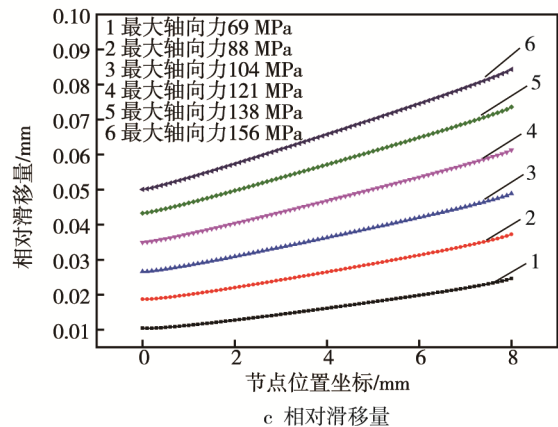
式中:  $\alpha$  为临界平面法线方向与  $x$  轴正半轴的夹角,且以  $1^\circ$  的增长幅进行计算。



a 剪应变幅



b 正应力



c 相对滑移量

图 5 接触面上的微动特征参数分布

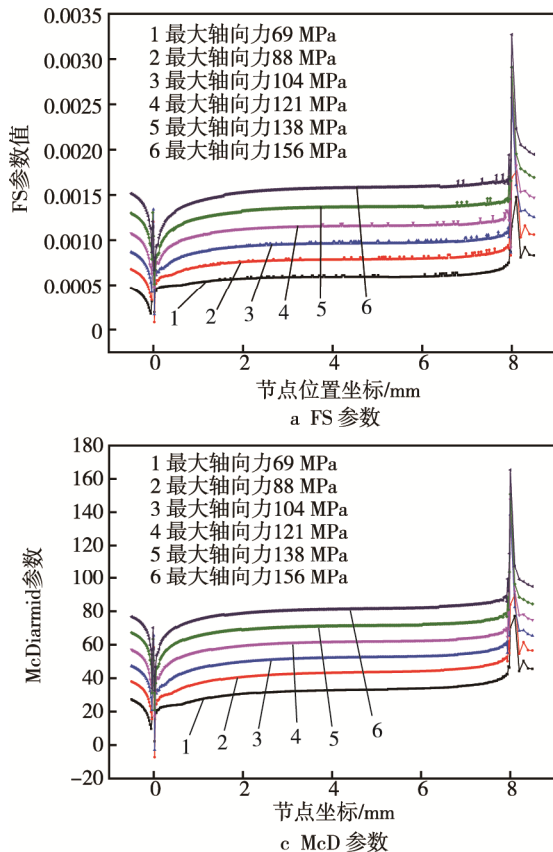
Fig.5 Distribution of fretting characteristic parameters on contact surface a) shear strain amplitude b) normal stress c) relative slip distance

从图 5 可以看出,随着试件远端加载力的增大,剪应变幅、正应力均增大,在试件与方足桥的接触边缘处,剪应变幅和正应力存在突变,且在靠近加载端的接触边缘处达到极大值,说明接触右边缘应力集中严重,容易引发微动裂纹萌生,剪应变幅和正应力是

引起微动裂纹萌生的控制参数之一,与先前的研究一致<sup>[16]</sup>。相对滑移量均小于 0.1 mm,属于微动磨损范围(<300 μm),随着最大轴向力的增大,相对滑移量也增大,增大幅度成线性增长。

## 4.2 微动疲劳寿命预测

根据计算出的微动特征参数,用公式(1)~(4)计算 FS 参数、KBM 参数、McD 参数及 Ruiz 综合参数,其沿接触面的分布如图 6 所示。从图 6 可以看出,微动损伤参量均在试件接触的右侧边缘达到最大值,



说明微动裂纹在此处萌生。随着最大轴向力的增大,微动损伤参量均增大,与实验情况相一致。提取各工况下微动损伤最大参量如表 3 所示。

基于多轴疲劳应力/应变损伤参量预测微动疲劳寿命,需要建立微动损伤参量与微动疲劳寿命之间的函数关系,而多轴疲劳公式中涉及到很多与材料相关的系数,需要通过大量的实验拟合得到。Farris 提出了一种通用的描述损伤参量与疲劳寿命之间关系的预测模型,该模型适用于实验数据较少的情况<sup>[17]</sup>:

$$D = A(N)^{-B} \quad (9)$$

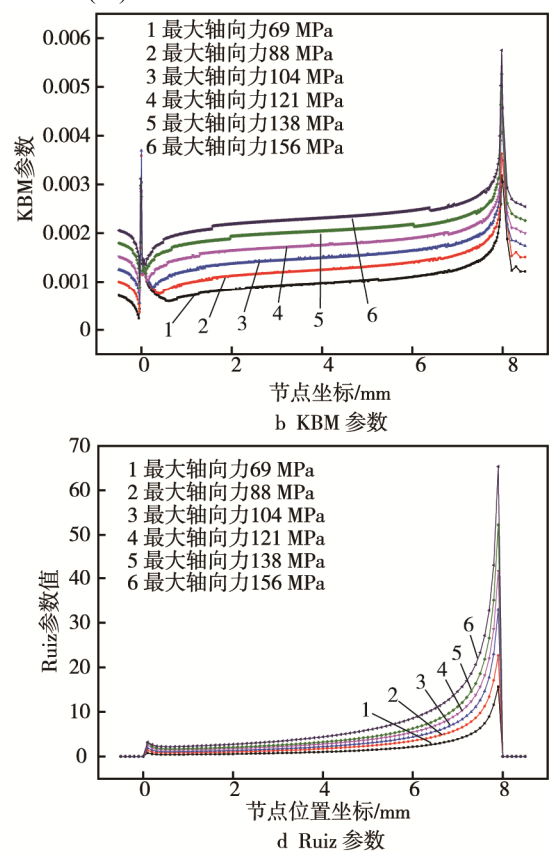


图 6 各损伤参量沿接触面的变化

Fig.6 The damage parameters change along the contact surface: a) FS parameter, b) KBM parameter, c) McD parameter, d) Ruiz parameter

表 3 不同工况下的最大微动损伤参量

Tab.3 Maximum fretting damage parameters under different working conditions

工况	FS	KBM	G	McD	Ruiz
1	0.001 48	0.003 18	10.83	77.11	15.67
2	0.001 76	0.003 63	22.78	89.88	22.63
3	0.002 58	0.004 78	37.19	138.63	32.90
4	0.002 79	0.004 99	52.11	147.68	41.65
5	0.002 91	0.005 26	77.05	50.89	52.23
6	0.003 27	0.005 75	99.70	165.41	65.37

通过 Matlab 拟合工具箱 CFTOOL 对实验工况 1、2、3、4、6 拟合得到式(9)中的参数 A、B,用工况 5 对所得模型进行检验。最终得到 ZL702A 铝合金微动疲劳寿命预测模型如下:

$$\text{FS 模型 } N_D = 0.1132 \times \text{FS}^{-2.152}$$

$$\text{KBM 模型 } N_D = 0.006582 \times \text{KBM}^{-2.933}$$

$$\text{McD 模型 } N_D = 1.548 \times 10^9 \times \text{McD}^{-2.148}$$

$$\text{Ruiz 模型 } N_D = 5.557 \times 10^6 \times \text{Ruiz}^{-1.333}$$

用推导出的微动疲劳寿命预测模型对工况 5 的微动疲劳寿命进行预测,与实验结果的对比如表 4 所示。从表 4 可以看出, Ruiz 参数预测结果与实验值最为接近,误差在 2 倍公差带因子范围内; FS 参数、KBM 参数、McD 参数预测结果误差在 2.5 倍公差带因子范围内。由于疲劳实验的离散性较大,通常认为误差在 2 倍误差因子范围的预测结果可靠,所以用 Ruiz 综合参数预测 ZL702A 铝合金的微动疲劳寿命是可行的。

表 4 工况 5 各参数微动疲劳寿命预测结果  
Tab.4 The fretting fatigue life prediction results for each parameter in working condition five

预测模型	FS	KBM	McD	Ruiz
预测值	32 475	31 820	32 360	28 501
实验值	15 559	15 559	15 559	15 559

5 结论

1) 通过微动疲劳实验研究, 结合光学显微镜对表面磨损形貌进行了分析, 微动损伤区域可以分为粘着区、混合区、滑移区, 在混合区内微动磨损严重, 容易萌生微动裂纹, 微动磨损是造成构件疲劳失效的主要原因。

2) 有限元分析结果表明, 剪应变幅、法向应力是微动裂纹萌生的控制因素之一, 随着最大轴向加载强度的增大, 微动疲劳寿命呈非线性减小, 且降幅在轴向力最大时达到极大值。分别用 FS 参数、KBM 参数、McD 参数以及 Ruiz 综合参数, 计算了试件接触面的损伤, 各损伤参数在试件接触表面右侧边缘最大, 此处最易萌生微动裂纹, 与实验结果一致。

3) 结合实验数据建立了 FS 参数、KBM 参数、McD 参数以及 Ruiz 综合参数的微动疲劳寿命预测模型, 通过与实验值的对比, 发现 Ruiz 参数预测的微动疲劳寿命值与实验值误差在 2 倍公差带因子范围内, 说明摩擦功对微动疲劳的贡献不可忽视, 用 Ruiz 参数预测 ZL702A 铝合金的微动疲劳寿命是可行的。

参考文献:

[1] ZHANG T, MCHUGH P E, LEEN S B. Finite Element Implementation of Multiaxial Continuum Damage Mechanics for Plain and Fretting Fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 44: 260—272.

[2] HOJJATI-TALEMI R, WAHAB M A. Fretting Fatigue Crack Initiation Lifetime Predictor Tool: Using Damage Mechanics Approach[J]. Tribology International, 2013, 60: 176—186.

[3] SHEN F, HU W P, MENG Q C. A Non-local Approach Based on the Hypothesis of Damage Dissipation Potential Equivalence to the Effect of Stress Gradient in Fretting Fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 90: 125—138.

[4] 孙宇博, 雷娟娟. 航空发动机叶片 TC4 钛合金振动疲劳裂纹扩展研究及剩余寿命预测[J]. 表面技术, 2016, 45(9): 207—212.

SUN Yu-bo, LEI Juan-juan. Research on Fatigue Crack Propagation and Remain Fatigue Life Prediction of Aero-engine Blade TC4 Titaniumalloy[J]. Surface Technology, 2016, 45(9): 207—212.

[5] LI X, ZUO Z X, QIN W J. A Fretting Related Damage Parameter for Fretting Fatigue Life Prediction[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 73: 110—118.

[6] 徐友良, 崔海涛, 陈伟. 基于临界面法的燕尾榫连接结构微动疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 489—493.

XU You-liang, CUI Hai-tao, CHEN Wei. Fretting Fatigue Life Prediction Based on Critical Plane Approach for Dovetail Joint[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 489—493.

[7] 刘俭辉. 基于损伤力学-临界面法的多轴疲劳寿命预估方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.

LIU Jian-hui. Multiaxial Fatigue Life Prediction Based on Damage Mechanics and Critical Plane Method[D]. Xi an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[8] WANG Jun, XU Hong, SU Tie-xiong, et al. A Development and Application of the Fretting Fatigue Test Apparatus[J]. Institution of Engineers Malaysia, 2016, 77: 1—4.

[9] 杨茂胜. LY12CZ 铝合金微动疲劳特性研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(25): 6290—6295.

YANG Mao-sheng. Research on Fretting Fatigue Characterization of LY12CZ Aluminum Alloy[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(25): 6290—6295.

[10] 邓红华, 夏琴香, 程秀全, 等. 喷丸对预腐蚀后铝合金疲劳性能的影响[J]. 表面技术, 2016, 45(1): 118—122.

DENG Hong-hua, XIA Qin-xiang, CHENG Xiu-quan, et al. Effects on Anti-corrosion Fatigue Property of Aluminum Alloy after Shot Peening[J]. Surface Technology, 2016, 45(1): 118—122.

[11] FATEMI A, SOCIE D. A Critical Plane Approach to Multiaxial Fatigue Damage Including Out-of-phase Loading [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1988, 11: 145—165.

[12] KANAZAWA K, MILLER K J, BROWN M W. Low-cycle Fatigue under Out-of-phase Loading Conditions[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1977, 99(3): 222—228.

[13] MCDIARMID D L. A Shear Stress Based Critical-plane Criterion of Multiaxial Fatigue Failure for Design and Life Prediction[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1994, 17: 1475—1484.

[14] RUIZ C, BODDINGTON P H B, CHEN K C. An Investigation of Fatigue and Fretting in a Dovetail Joint[J]. Experimental Mechanics, 1984(24): 208—217.

[15] 曹世豪, 江晓禹, 文良华. 轴重和摩擦力对轮轨接触疲劳的影响[J]. 表面技术, 2013, 42(6): 10—14.

CAO Shi-hao, JIANG Xiao-yu, WEN Liang-hua. Influence of Axle Load and Friction on the Fatigue of Wheel/Rail Contact[J]. Surface Technology, 2013, 42(6): 10—14.

[16] 蔡强, 张翼, 李闯, 等. 基于临界面法的高强度铸造铝合金微动疲劳特性研究[J]. 润滑与密封, 2016, 41(6): 65—68.

CAI Qiang, ZHANG Yi, LI Chuang, et al. Research on Fretting Fatigue Properties of High Strength Cast Aluminum Alloy Based on Critical Plane Method[J]. Lubrication Engineering, 2016, 41(6): 65—68.

[17] 崔海涛, 汪震, 温卫东, 等. 微动疲劳寿命可靠性分析方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1279—1283.

CUI Hai-tao, WANG Zhen, WEN Wei-dong, et al. Reliability Analysis Method of Fretting Fatigue Life[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1279—1283.