理论与实验研究

参数对 2A12 铝合金微动疲劳局部塑性影响分析

陈跃良¹,徐丽^{1,2},张勇¹,郁大照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 研究局部塑性对微动疲劳的影响。方法 建立2A12 铝合金圆柱/平面微动疲劳有 限元模型,考虑塑性作用进行有限元分析,研究微动疲劳参数对局部塑性的影响。结果 局部塑 性变形发生在试件表面或次表面,最大等效塑性变形随着微动垫半径的减小而增大。随着轴向应 力的增加,最大切向应力增加;随着摩擦系数的增加,剪应力的最大值急剧增加,粘着区增加,滑移 区减小,但摩擦系数对整个接触区的大小没有影响。结论 微动疲劳参数对局部塑性有一定的影 响。

关键词: 2A12 铝合金; 有限元; 微动疲劳参数; 局部塑性 DOI:10.7643/issn.1672-9242.2014.05.001 中图分类号: TG146.2⁺1 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2014)05-0001-05

Analysis of Impact of Parameters on the Localized Plasticity of 2A12 Aluminum Alloy Fretting Fatigue

CHEN Yue-liang¹, XU Li^{1,2}, ZHANG Yong¹, YU Da-zhao¹

(1. Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering University, Qingdao 266041, China;2. Institute of Naval Aviation, Huludao 125001, China)

ABSTRACT: **Objective** To study the effects of localized plasticity on fretting fatigue. **Methods** The 2A12 aluminum alloy cylindrical/plane fretting fatigue FEA model was established, FEA analysis was performed considering the plasticity, and the effect of fretting fatigue parameters on localized plasticity were studied. **Results** The results indicated that the localized plasticity occurred on the surface or sub-surface of the sample, and the maximum equivalent plastic deformation increased with decreasing fretting pad radius. With increasing axial stress, the maximum tangential stress increased. With increasing COF, the maximum value of shear stress increased sharply, the stick zone increased and the slip zone decreased, however,

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,教授,博士生导师,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, Professor, Research focus: lifetime evaluation, fatigue and reliability of aircraft structures in complex environments.

COF had no effect on the size of the whole region. **Conclusion** The parameters of fretting fatigue had certain effects on localized plasticity.

KEY WORDS: 2A12 aluminum alloy; FEM; fretting fatigue parameters; localized plasticity

微动疲劳接触分析是寿命预测的基础,在国外, 早期许多研究者采用解析法研究微动接触应力场. 但解析解只适应于理想情况下的应力分析,否则只 能采用数值法^[1-2],如边界元法、有限元法等。Harish Ganapathy^[3-4]建立了蒙皮/铆钉微动接触有限 元分析模型,计算了应力分布并预测裂纹萌生位置 及寿命。赵华、周仲荣等[5-6]建立圆柱/平面接触有 限元分析模型,分析了切向和径向微动接触区内的 应力分布,提出了虚拟接触载荷法。刘军等[7]应用 ANSYS 有限元软件建立方足微动桥/试样接触有限 元模型,分析了不同条件下接触面上的应力分布,发 现接触表面拉应力和剪应力在粘滑交界处存在突 变,认为这一区域是裂纹萌生区,试验结果与计算结 果吻合较好。周文等[8]建立圆柱/平面接触有限元 模型,分析了摩擦系数对 Von Mises 应力、最大接触 压力和表面拉应力的影响。结果表明,摩擦系数越 大,越易产生裂纹。

根据微动疲劳试验分析发现,尽管微动疲劳接触机制总体上是弹性的,但也会有局部塑性区,塑性 变形是微动疲劳中的组成部分。塑性变形产生的残 余应力场会改变接触面附近的应力应变范围而影响 裂纹成核。人们对微动接触有限元分析很多,但大 多只考虑应力应变的弹性变化,考虑塑性影响分析 的很少,且大多只见于国外的一些文献资料^[9-13]。 文中利用 ABAQUS 有限元进行建模,考虑塑性作用 对圆柱/平面微动疲劳接触进行有限元分析,研究了 参数变化对局部塑性的影响。

1 有限元模型

对于 2A12 铝合金材料,热处理方式为:加热到 (494±5) ℃,保温数小时,然后放入水中冷却 96 h, 检查硬度和抗拉强度是否符合规定的要求,抗拉强 度 $\sigma_{\rm b} \ge 392.5$ MPa。其屈服强度、弹性模量和泊松 比分别为: $\sigma_{\rm y} = 342$ MPa,E = 69 GPa,v = 0.33。根据 对称性,用 ABAQUS 有限元软件对整个结构(如图 1 所示)的一半进行建模,分析模型试件的宽度和高 度分别为 20 mm 和 1.75 mm, 微动垫的宽度和高度 分别为 10 mm 和 12 mm。试件底端在 y 方向的位移 为 0, 微动垫左端和右端在 x 方向的位移都为 0, 另 外为了保证微动垫顶端各节点的位移相同, 在该面 上施加了多点约束(MPC)。



图 1 微动疲劳试验示意 Fig. 1 Schematic of a fretting fatigue test

在该研究中,对微动疲劳接触模拟模型进行改进,所建模型为二维模型,采用四节点(双线性)平面应力四边形非协调单元(CPS4I)。试件和微动垫接触定义为主-从接触,微动垫下端底面为接触主面,试件上表面为接触从面。载荷分3步施加,第1步首先施加接触载荷P,使微动垫与试件之间建立接触关系;第2步分别在试件右端和试件左端施加最大轴向应力 σ 和响应应力 σ_r ,与试验中施加最大循环载荷状态一致;第3步分别在试件右端和试件 左端施加最小轴向应力 σ 和响应应力 σ_r ,与试验中施加最大

$$Q = \frac{F - F_{\rm r}}{2} \tag{1}$$

 $\sigma_{\rm r} = \sigma - Q/A_{\rm s} \tag{2}$

式中:F 为施加于试件下端的轴向力;F_r 为试 件上端的响应轴向力,通过测力传感器测得;Q 为切 向力;A_s 为分析模型试件横截面积。有限元模型如 图 2 所示,在改进的有限元模型中,施加的轴向应力 和响应应力值的差使试件产生微动。

在微动疲劳接触模型有限元分析中,可以考虑 的一些塑性模型有:弹性/完全塑性、各向同性应变、



图 2 微动疲劳有限元分析模型 Fig. 2 Finite element analysis model for fretting fatigue

动态应变硬化。研究表明^[14],材料塑性变形量不受 塑性模型选取的影响,但是与其他塑性模型相比,应 用动态应变硬化模型,塑性应变区中的棘轮面积明 显降低。此外,循环塑性应变对循环载荷和应变硬 化不敏感,而棘轮效应则对循环载荷和应变硬化非 常敏感。文献[15]通过对 7075 铝合金和 2024 铝合 金的微动疲劳研究表明,这些特性对应变速率并不敏 感,因此它们用各向同性硬化弹塑性模型来模拟微动 疲劳。文中用双线性弹塑性本构方程来体现 2A12 铝 合金微动疲劳接触弹塑性响应进行分析。

2 微动疲劳参数影响



变量和次要变量。下面研究几个主要变量对接触面 局部塑性的影响。

2.1 微动垫半径的影响

在有限元分析中,摩擦系数f是输入变量,随着接触表面的不同会发生变化。Szolwinski^[16]等通过 对 2024 铝合金微动疲劳的研究表明,产生微动时的 摩擦系数为 0.65,文中选f=0.5 作为输入变量来研 究不同的微动垫半径对局部塑性的影响。其他参 数:微动垫半径 r 为 115,180 mm,接触压力 P=450 N,轴向应力 σ 为 180,220,308,331 MPa。

切向应力随微动垫半径的变化规律如图 3 所示,横坐标表示粘着区与接触半宽的比值。可以看出,在所有情况下,切向应力最大值(σ_{xx})_{max}都位于微动接触界面的后缘,并且在所有轴向载荷作用下,切向应力最大值随着微动垫半径的减小而增加。此外,当轴向应力为 308 和 331 MPa 时,对于所有微动垫半径,其最大切向应力都超过屈服应力,而对于轴向应力为 180 和 220 MPa 时,只有微动垫半径为115 mm 时,其最大切向应力才超过屈服应力。

P=450 N,σ=331 MPa,r=115 mm 条件下等效 塑性应变如图 4 所示,可以看出,最大塑性变形在接 触界面的后缘形成,即裂纹成核位置,并成约 45°方



图 3 切向应力分布 Fig. 3 Tangential stress distribution



图 4 等效塑性应变(σ=331 MPa)

Fig. 4 Equivalent plastic strain contour plot (σ =331 MPa)

向扩展,这与试验观察非常一致。

2.2 轴向应力的影响

为了研究轴向应力对接触面局部塑性的影响, 假定 *P*=900 N,*r*=180 mm,*f*=0.5,计算轴向应力分 别为 180,220,308,331 MPa 时接触面的局部塑性。

最大主应变沿接触界面的变化如图 5 所示,可 以看出,沿接触界面最大主应变的峰值随轴向应力 的增大而增加,并且这些峰值都出现在接触界面的 后缘或靠近接触界面后缘。





轴向应力为180 MPa 时的等效塑性应变如图 6 所示,可以看出,裂纹可能成核于接触区下面的试件





内部,主要是由于微动使试件产生微裂纹,在轴向应 力作用下裂尖处产生应力集中,即在接触面下方几 微米处的试件内部应力高于接触界面的微动应力。 由此可以得出:微裂纹成核于试件的表面或离表面 非常近的试件内部,这也与试验观察非常一致。

2.3 摩擦系数的影响

为了研究摩擦系数对接触面局部塑性的影响, 假定 P=450 N,r=180 mm, $\sigma=331$ MPa,计算摩擦 系数从 0.3 到 1.1 时接触面的局部塑性。

接触面剪应力分布随摩擦系数的变化规律如图 7 所示,可以看出,随着摩擦系数的增加,剪应力的 最大值急剧增加,粘着区增加,滑移区减小,这说明 摩擦系数的增加增强了微动垫与试件之间的粘着 力。同时在其他参数不变的情况下,摩擦系数分别 对粘着区和滑移区都有较大的影响,但对整个接触 区的大小没有影响。



图7 不同摩擦系数下接触面剪应力分布



3 结论

 Von Mises 应力峰值和最大塑性变形都位于 接触界面的后缘或靠近接触界面后缘的位置,通常 微动接触应力会急剧减少,产生较陡的应力梯度。
 Von Mises 应力峰值和最大塑性变形也会位于接触 后缘试件内部,即局部塑性发生在试件表面或次表 面,也即裂纹成核于试件表面或次表面。

 2)最大等效塑性变形随着微动垫半径的减小 而增大,对于所有微动垫半径,最大塑性变形出现在 接触面的后缘,而当微动垫半径减小时,最大塑性变 形可能会出现在接触界面处试件内部。

3)随着轴向应力的增加,最大切向应力 (σ_{xx})_{max}增加。对于所有轴向应力水平,最大等效应 力和最大塑性变形位置都在接触界面的后缘或靠近 接触界面后缘。

4)随着摩擦系数的增加,剪应力的最大值急剧 增加,粘着区增加,滑移区减少。摩擦系数对粘着区 和滑移区都有较大的影响,但对整个接触区的大小 没有影响。

参考文献:

- KIMURA T, SATO K. SimPlified Method to Determine Contact Distribution and Tress Intensity Factors in Fretting Fatigue [J]. International Journal of Fatigue, 2003 (1):1-7.
- [2] NABOULSI S, MALL S. Fretting Fatigue Crack Initiation Behavior Using Process Volume Approach and Finite Element Analysis [J]. Tribology International, 2003, 36: 121-131.
- [3] HARISH G, FARRIS T N. Modeling of Skin/Rivet Contact: Application to Fretting Fatigue [R]. AIAA-97-1340,1997.
- [4] HARISH G, FARRIS T N. Effect of Fretting Contact Stresses on Crack Nucleation in Riveted Lapjoints [R]. AIAA-98-1746,1998.
- [5] 赵华,周仲荣.数值方法在微动疲劳研究中的应用进展[J].摩擦学学报,2000,20(4):317—320.
 ZHAO Hua,ZHOU Zhong-rong. The Application Progress of Numerical Method on Fretting Fatigue[J]. Tribology, 2000,20(4):317—320.
- [6] 赵华,金雪岩,朱民昊. 微动接触应力的数值分析[J].
 四川大学学报,2003,35(5):32—36.
 ZHAO Hua, JIN Xue-yan, ZHU Ming-hao. Numerical A-nalysis of Fretting Contact Stresses[J]. Journal of Sichuan

University, 2003, 35(5); 32-36.

[7] 刘军,刘道新,刘元镛. 微动接触应力的有限元分析

[J]. 机械强度,2005,27(4):504-509.

LIU Jun, LIU Dao-xin, LIU Yuan-yong. Finite Element Analysis for Fretting Contacting Stresses [J]. Journal of Mechanical Strength, 2005, 27(4):504–509.

- [8] 周文,孙伟明,屠立群. 微动摩擦力的有限元分析[J]. 甘肃科技,2007,23(6):93—95.
 ZHOU Wen, SUN Wei-ming, TU Li-qun. Finite Element Analysis for Fretting Frictional Force[J]. Gansu Science and Technology,2007,23(6):93—95.
- [9] AMBRICO J M, BEGLEY M R. Plasticity in Fretting Contact[J]. Mech Phys Solids, 2000, 48(11):2391-2417.
- [10] AMBRICO J M, BEGLEY M R. The Role of Macroscopic Plastic Deformation in Fretting Fatigue Life Predictions
 [J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23: 121-128.
- [11] GOH C-H, MCDOWELL D L. Plasticity in Polycrystalline Fretting Fatigue Contacts [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2006, 54:340—367.
- [12] 杨茂胜,毕玉泉. 微动接触应力影响因素研究[J]. 装备环境工程,2012,9(1):5—22.
 YANG Mao-sheng, BI Yu-quan. Study on Influencing Factors for Fretting Contacting Stresses[J]. Equipment Environmental Engineering,2012,9(1):5—22.
- [13] 徐丽,陈跃良,衣林,等. 铝合金微动疲劳研究及展望
 [J]. 强度与环境,2011,8(4):63—72.
 XU Li,CHEN Yue-liang,YI Lin,et al. Study of Aluminum Alloy Fretting Fatigue[J]. Equipment Environmental Engineering,2011,8(4):63—72.
- [14] AMBRICO J M, BEGLEY M R. The Role of Macroscopic Plastic Deformation in Fretting Fatigue Life Predictions
 [J]. International Journal of Fatigue, 2001 (5): 121-128.
- [15] KINDERVATER C M, JOHNSON A, KOHLGRIIBER D, et al. Crash and High Velocity Impact Simulation Methodologies for Aircraft Structures [J]. Structural Failure and Plasticity, 2000, 345—352.
- [16] SZOLWINSKI M P, FARRIS T N. Mechanics of Fretting Fatigue Crack Formation [J]. Wear, 1996, 198:93-107.