

基于全场法的航空用 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金 疲劳裂纹扩展各向异性研究

方修洋, 黄 伟

(西南交通大学 机械工程学院, 四川 成都 610031)

摘 要: 准确定量表征航空用重要承载结构材料抗疲劳裂纹扩展能力是评估结构件服役寿命的基础。本研究针对航空用 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金, 沿着板材不同取向制备 CT 试样开展疲劳裂纹扩展速率试验, 分别基于全场法及传统方法定量表征了裂纹扩展各阶段应力强度因子幅 ΔK 。结果表明: 疲劳裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 关系及裂纹扩展路径显著受到材料取向的影响。相比于传统表征应力强度因子幅方法, 全场法一方面能够直接考虑裂尖塑性变形引起裂纹闭合的影响, 另一方面能够有效避免因裂纹扩展路径偏折带来的有效裂纹长度测量偏差, 从而能准确获取有效应力强度因子幅。基于全场法的疲劳裂纹扩展应力强度因子幅表征具有广泛应用前景。

关键词: 疲劳裂纹扩展; 全场法; CJP 模型

中图分类号: TG115.5⁺7; TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2020)10-3439-06

Ti-2Al-1.5Mn 钛合金广泛应用于航空航天领域, 准确表征其抗疲劳裂纹扩展能力是进行结构件服役寿命评估的基础。然而, 钛合金抗疲劳裂纹扩展受到材料轧制方向、应力状态、外部环境等多重因素的影响。另外, 目前国际上表征金属材料抗疲劳裂纹扩展能力是基于 Irwin 理论, 即采用应力强度因子 SIFs 参量来表征。传统上是基于裂纹扩展实际长度进行 SIFs 计算。然而, 疲劳裂纹扩展过程中裂纹尖端及裂纹尾迹区域产生的塑性变形常常会引起塑性诱导裂纹闭合现象, 使得实际应力强度因子幅低于名义计算值。为解决这一问题, 可采用有效应力强度因子幅来修正, 即通过实验手段获取各载荷条件下裂纹张开与闭合载荷, 从而获得有效应力强度因子幅。这一方法能够间接地表征塑性诱导裂纹闭合的影响, 然而有关塑性诱导裂纹闭合相关机理仍存在争议, 如何精确表征疲劳裂纹扩展有效 SIFs 这一重要参量仍不完善。各国学者仍在试图寻找能够直接精细表征 SIFs 的有效方法。

全场法是一种通过直接获取平面内全局应力应变行为从而研究材料或结构失效机制的方法^[1,2]。这其中由于其独特的优势, 数字图像相关技术 (DIC) 近年来受到了国际上广泛的关注。借助于 DIC 可直接获取疲劳裂纹扩展过程中平面内的位移及应变结果, 从而能够

直接得到疲劳裂纹扩展 SIFs^[3], 裂纹尖端张开位移^[4], J 积分^[5], 裂纹尖端塑性区尺寸^[6]等重要信息。基于全场应力应变信息获取疲劳裂纹扩展应力强度因子幅目前存在多种不同模型, 如 Westergard's 模型^[7], Williams's 模型^[8], Muskhilishvili's 模型^[9], CJP 模型^[10]。Vasco-olmo 等人^[11]分别基于 Westergard's 模型, Williams's 模型及 CJP 模型计算了疲劳裂纹扩展过程中裂尖塑性区形状及尺寸。结果表明, 基于 CJP 模型预测的裂尖塑性区尺寸与真实值更为接近, 由此可知, CJP 模型在表征裂尖塑性诱导裂纹闭合效应方面存在一定优势。

本研究拟借助于 DIC 技术获取 CT 试样在疲劳载荷作用下试样平面内全场位移及应变信息, 基于 CJP 模型针对 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金在轧制方向及垂直于轧制方向不同应力比下疲劳裂纹扩展应力强度因子幅进行表征, 并与传统方法计算结果对比, 试图探索适用于航空用 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金应力强度因子幅表征方法。研究工作将为航空钛合金重要承载部件服役寿命精细评估提供有益技术参考, 同时也为深刻认识航空钛合金疲劳裂纹扩展过程中塑性变形诱导裂纹闭合效应提供重要借鉴。

1 实 验

选用试验材料为航空用 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金, 材

收稿日期: 2019-11-07

基金项目: 中国博士后科学基金 (2019M653474); 中央高校基本科研业务费 (2682017CX033); 四川省青年科技创新团队专项计划 (2017TD0017)

作者简介: 方修洋, 男, 1984 年生, 博士, 讲师, 西南交通大学机械工程学院, 四川 成都 610031, 电话: 028-87600362, E-mail: fangxiuyang@home.swjtu.edu.cn

料为退火轧制态。Ti-2Al-1.5Mn 钛合金为 $\alpha+\beta$ 双相钛合金, 材料微观相结构由均匀分布的等轴状 α 相及颗粒状 β 相组成^[12]。为了探究轧制态 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金疲劳裂纹扩展各向异性特性, 分别以缺口平行轧制方向 (LD) 及垂直于轧制方向 (TD) 加工 CT 试样进行疲劳裂纹扩展速率试验, CT 试样尺寸如图 1 所示。试样厚度为 0.9 ± 0.03 mm。

试验前首先采用金相砂纸对所有试样两面进行精细研磨, 随后进行抛光处理从而获得平整光滑的试样表面; 其次, 基于 DIC 基本原理对试样一面进行散斑处理。试验测试在 Instron E3000 高频疲劳试验机上完成。试验参数如表 1 所示。所有试验采用正弦波恒幅加载, 加载最大载荷为 700 N, 加载频率为 10 Hz。试验过程中当裂纹扩展至预定长度时停机, 一方面采用 DIC 系统 (型号为 Dantec Q-400) 采集散斑处理面不同载荷下图像, 供后续处理获取位移场数据; 另一方面记录停机循环周次, 并借助工具显微镜记录裂纹长度。

后续试验数据处理过程中, 基于全场法获取的试样平面内位移结果在 DIC 系统自带商用软件 Dantec 上完成, 基于全场法的新应力强度因子计算依据 CJP 模型进行^[10]。传统应力强度因子幅值计算基于 ASTM E399 标准进行, 计算公式如式 (1) 所示:

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B\sqrt{W}} \cdot \frac{(2+\alpha)}{(1-\alpha)^{3/2}} (0.886 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) \quad (1)$$

其中, $\alpha = \frac{a}{W}$, $\Delta P = P_{\max} - P_{\min}$, $P_{\max}$ 、 $P_{\min}$ 分别为加载波形极大值与极小值, B 为试样厚度, W 为试样宽度, a 为裂纹长度。

2 CJP 模型

CJP 模型是 M. N. James 教授团队提出的一种基于全场法表征裂纹扩展有效驱动力的全新数学模型^[10]。

$$\begin{aligned} \sigma_x &= -\frac{1}{2}(A+4B+8E)r^{-\frac{1}{2}}\cos\frac{\theta}{2} - \frac{1}{2}Br^{-\frac{1}{2}}\cos\frac{5\theta}{2} - C - \frac{1}{2}Er^{-\frac{1}{2}}\left[\ln(r)\left(\cos\frac{5\theta}{2}+3\cos\frac{\theta}{2}\right) + \theta\left(\sin\frac{5\theta}{2}+3\sin\frac{\theta}{2}\right)\right] + o\left(r^{\frac{1}{2}}\right) \\ \sigma_y &= \frac{1}{2}(A-4B-8E)r^{-\frac{1}{2}}\cos\frac{\theta}{2} + \frac{1}{2}Br^{-\frac{1}{2}}\cos\frac{5\theta}{2} + \frac{1}{2}Er^{-\frac{1}{2}}\left[\ln(r)\left(\cos\frac{5\theta}{2}-5\cos\frac{\theta}{2}\right) + \theta\left(\sin\frac{5\theta}{2}-5\sin\frac{\theta}{2}\right)\right] + o\left(r^{\frac{1}{2}}\right) \\ \sigma_{xy} &= -\frac{1}{2}r^{-\frac{1}{2}}\left(Asin\frac{\theta}{2}+Bsin\frac{5\theta}{2}\right) - Er^{-\frac{1}{2}}\sin\theta\left[\ln(r)\cos\frac{3\theta}{2}+\theta\sin\frac{3\theta}{2}\right] + o\left(r^{\frac{1}{2}}\right) \\ K_F &= \lim_{x \rightarrow 0} \left[\sqrt{2\pi r} \left(\sigma_y + 2Er^{-\frac{1}{2}}\ln r \right) \right] = \sqrt{\frac{\pi}{2}}(A-3B-8E) \\ K_R &= \lim_{x \rightarrow 0} \left[\sqrt{2\pi r} \sigma_x \right] = -(2\pi)^{\frac{3}{2}} E \\ K_S &= \lim_{x \rightarrow 0} \left[\sqrt{2\pi r} \sigma_{xy} \right] = \pm \sqrt{\frac{\pi}{2}}(A+B) \end{aligned} \quad (2)$$

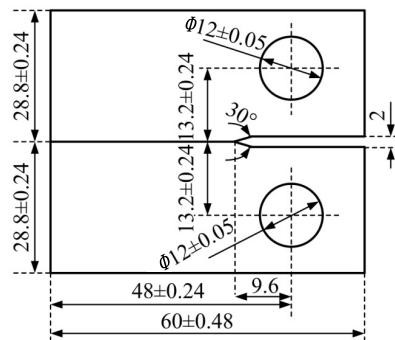


图 1 CT 试样尺寸图

Fig.1 Dimension of CT sample

表 1 试验参数

Table 1 Test parameters

Sample No.	Sample orientation	Stress ratio
1#	TD	0.1
2#		0.3
3#		0.6
4#	LD	0.1
5#		0.3
6#		0.6

如图 2 所示, 作者对塑变材料疲劳裂纹扩展过程中裂纹尖端及裂纹尾迹区域的弹性变形及塑性变形进行精细考量, 将有效分析区内的应力场分为: 外加载荷施加在裂纹尖端产生的力为 F_A , T 应力为 F_T , 裂纹尾迹区域弹性变形与塑性变形界面产生的剪应力为 F_S , 抵抗材料塑性变形产生的拘束力为 F_P , 裂纹尾迹区域塑性边界产生的裂纹接触力为 F_C 。其中 F_P 与 F_C 一起产生塑性屏蔽作用。

在 I 型加载条件下, 有效分析区内的应力场满足式 (2)。有效分析区内的裂纹扩展驱动力和阻力满足式 (3):

基于 CJP 模型下新的应力强度因子幅计算公式为公式 (4):

$$\Delta K_{CJP} = (K_{F,\max} - K_{R,\max}) - (K_{F,\min} - K_{R,\min}) = \Delta K_F - \Delta K_R \quad (4)$$

基于 CJP 模型下新的应力强度因子幅计算基本流程为: (1) 借助 DIC 测试手段获取不同裂纹扩展阶段不同载荷下的试样平面内的横向及纵向位移 u 、 v , 去

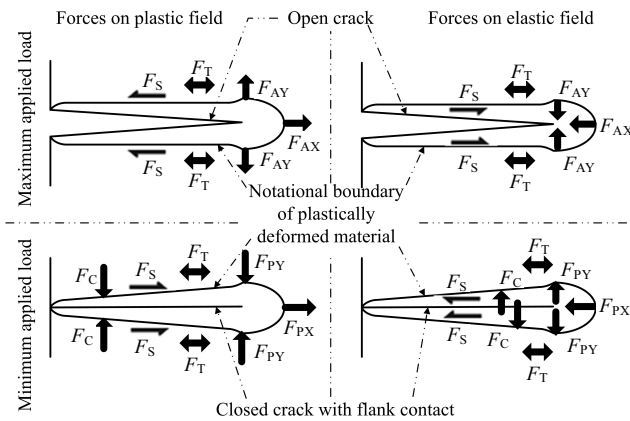


图 2 裂纹面受力示意图

Fig.2 Schematic of forces acting on a crack^[10]

除各位移分量中刚体位移；(2) 依据去除刚体位移结果转换获取各应变分量 ε_{xx} 、 ε_{yy} 及 ε_{xy} ；(3) 依据应变结果转换获取各应力分量 σ_{xx} 、 σ_{yy} 及 σ_{xy} ；(4) 选择裂纹尖端有效分析区域（能够同时避开裂尖塑性区和试样边缘效应影响的有效弹性变形区域），基于 CJP 模型及遗传算法反推计算公式 (2) 中 A、B、C、E 4 个待求参量，进一步基于公式 (3)、(4) 计算获取应力强度因子幅。

3 结果与讨论

3.1 裂纹面特性分析

不同应力比条件下沿着试样轧制方向及垂直于试样轧制方向裂纹扩展宏观形貌如图 3 所示。由图 3 可知，总体路径不管是沿着轧制方向还是平行于轧制方向均易产生偏折。然而对于垂直于轧制方向常常会在扩展过程中某一点产生突然偏折，而平行于轧制方向不会产生突然偏折现象。

当依据传统方法进行应力强度因子幅计算时，由公式可知，裂纹实时长度是影响最终应力强度因子幅结果大小的重要变量，而实际测量过程中通常测量的实时裂纹长度为沿着预制缺口前进方向上的裂纹长度。当裂纹扩展路径出现显著偏折时，所测量的裂纹长度与真实裂纹长度存在较大偏差。因此，裂纹宏观扩展路径的偏折会对裂尖 SIFs 的计算产生影响。另一方面，已有研究表明，裂纹扩展路径的偏折也会对裂尖的塑性区大小、形状产生直接的影响^[13]，这将进一步影响裂纹扩展过程中塑性屏蔽效应。

典型产生裂纹偏折与无显著裂纹偏折现象试样平面全场位移及应变结果分别如图 4（3#试样）及图 5（6#试样）所示。通过比较分析可知，当裂纹沿着垂直于加载方向向前扩展时，试样平面纵向位移沿着裂纹面对称分布；而裂纹扩展路径出现偏折时，试样平面位移场变得更加复杂。比较应变场结果可知，塑性变形主要产生于裂纹尖端。相比于裂纹沿着垂直于加载方向平直向前扩展，裂纹沿着平行于加载方向向前

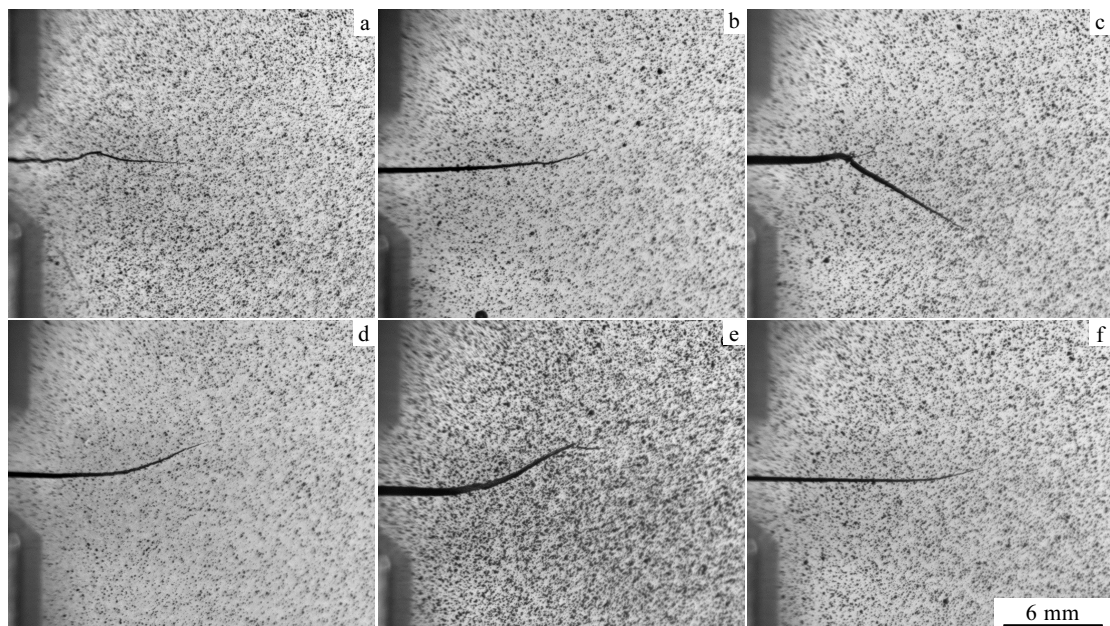


图 3 不同应力比试样裂纹扩展宏观路径

Fig.3 Macro-crack path of the samples with different stress ratios: (a) 1#, (b) 2#, (c) 3#, (d) 4#, (e) 5#, and (f) 6#

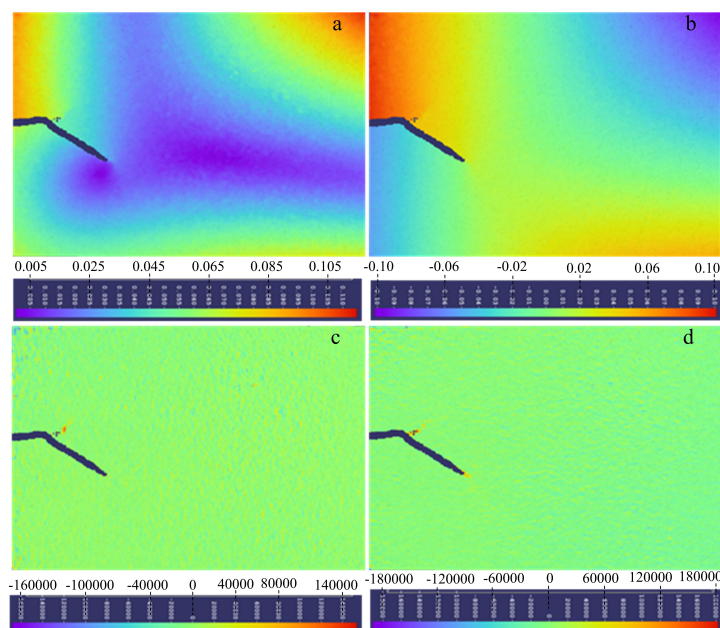


图 4 3#试样平面位移应变场

Fig.4 Displacement and strain field in the surface of 3# sample: (a) total displacement, (b) vertical displacement, (c) horizontal strain, and (d) vertical strain

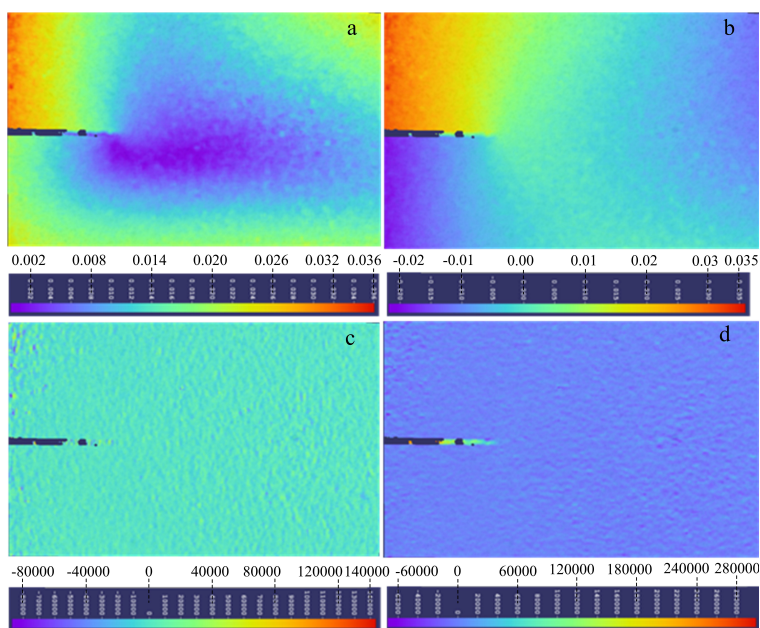


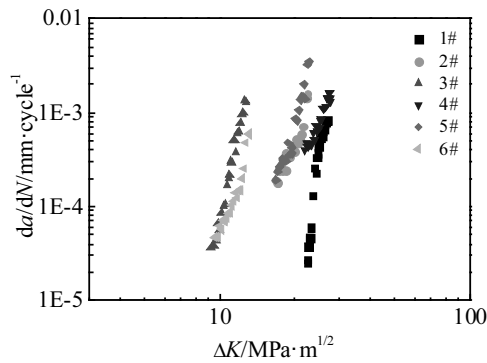
图 5 6#试样平面位移应变场

Fig.5 Displacement and strain field in the surface of 6# sample: (a) total displacement, (b) vertical displacement, (c) horizontal strain, and (d) vertical strain

扩展时, 裂纹路径偏折裂纹尖端产生塑性区更小, 因此产生的塑性诱导裂纹闭合效应也将更小。

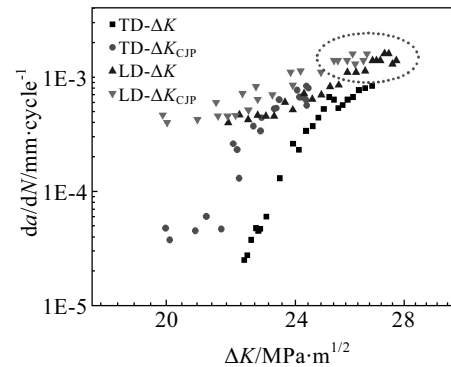
3.2 裂纹扩展速率分析

基于传统方法计算获得不同应力比下沿着平行于轧制方向及垂直于轧制方向裂纹扩展速率结果如图 6 所示。由图 6 可知, 应力比会对裂纹扩展速率曲线产

图 6 基于传统方法下的 da/dN - ΔK 关系Fig.6 da/dN - ΔK relationships based on traditional method

生显著影响。随着应力比的增加, 由于应力幅值的降低导致裂纹扩展速率显著降低。相同应力比条件下, 总体上, 相同应力强度因子幅下垂直于轧制方向裂纹扩展速率略低于平行于轧制方向。吕伟等人^[14]指出, 这与材料的织构有关, 平行于轧制方向更大的施密特因子更有利于疲劳滑移系的开动。然而对于应力比为 0.6 实验条件, 结论却相反。进一步的分析表明, 应力比为 0.6 条件下, 试样产生了与其它应力比条件下相反的裂纹扩展路径偏折规律, 当应力比为 0.6 时, 垂直于轧制方向试样 (3#) 产生了显著的大幅偏折, 而平行于轧制方向试样裂纹路径相对较为平直, 这将给基于传统方法计算应力强度因子幅带来了较大的偏差。上述结果进一步表明, 裂纹路径的偏折行为会对基于传统方法应力强度因子幅计算结果产生较大的影响。

为了进一步探讨有效表征复杂应变场下疲劳裂纹扩展有效应力强度因子幅计算方法, 对基于全场法与基于传统方法计算应力强度因子幅结果进行了对比。同时, 由于在低应力比条件下, 裂纹闭合效应较为明显, 因此选择应力比为 0.1 测试条件下, 分别基于全场法和基于传统方法计算应力强度因子幅结果进行对比, 结果如图 7 所示。由图 7 可知, 总体上相同裂纹扩展速率下基于全场法计算得到的应力强度因子幅要略低于基于传统方法计算获得的应力强度因子幅。显然这是由于基于传统方法计算获得应力强度因子幅没有考虑裂纹尖端塑性变形诱导裂纹闭合效应, 基于全场法直接采用加载条件下试样平面内的位移场进行应力强度因子幅计算能够直接考虑裂尖塑性诱导裂纹闭合效应, 更能够真实反映有效应力强度因子幅。同时, 对于 LD 试样, 当应力强度因子幅 ΔK 大于 26.5 $\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 时, 基于全场法计算所获得的应力强度因子幅与传统基于裂纹长度计算获得的应力强度因子幅间

图 7 基于传统方法及全场法下的 da/dN - ΔK 关系Fig.7 da/dN - ΔK relationships based on traditional method and full-field measurements

差距显著降低, 两者更为接近, 如图 7 中椭圆虚线围绕区域所示。进一步的分析表明, 这与疲劳裂纹扩展宏观路径出现偏折有关。对于 4#试样, 裂纹扩展开始阶段, 裂纹宏观路径平直, 当裂纹扩展后期阶段, 裂纹扩展路径几乎与疲劳裂纹扩展初始路径成 45° , 出现显著的偏折。因此后期阶段, 裂纹的偏折一定程度上补偿了基于全场法计算所获得的应力强度因子幅与传统基于裂纹长度计算获得的应力强度因子幅间差距。

基于全场法计算获得 SIFs, 一方面不需要直接考虑裂纹的长度, 计算基础为裂纹扩展过程中裂纹平面的实际位移应变场, 计算结果误差更小。另一方面, 基于全场法计算获得 SIFs 可直接考虑裂纹尖端塑性变形诱导裂纹闭合的影响, 对于当裂纹路径出现显著偏折情况下, SIFs 的计算具有显著的优势, 具有广阔的应用前景。

目前, 基于全场法表征 SIFs 参量主要借助于 DIC 测试手段, SIFs 参量的表征会受到相机精度、所选择感兴趣分析区域大小等因素的影响。借助于 DIC 测试手段如何获得更高精度的 SIFs 参量计算结果并将其扩展到更为广泛的材料领域及载荷条件仍需进一步系统的研究。

4 结 论

1) 基于全场法计算的应力强度因子幅低于基于传统方法计算的应力强度因子幅。相比于传统方法, 全场法一方面能够有效考虑裂尖塑性变形引起的裂纹屏蔽效应, 同时能够有效降低因裂纹扩展路径偏折带来的偏差, 在表征疲劳裂纹扩展 SIFs 参量时更加有效。

2) 对于 Ti-2Al-1.5Mn 钛合金轧制板材, 垂直于轧制方向试样常常会在裂纹扩展过程中某一点产生突然

偏折, 而平行于轧制方向不会产生突然偏折现象。相同条件下垂直于轧制方向试样裂纹扩展速率略低于平行于轧制方向试样, 然而裂纹宏观路径的偏折行为也会对裂纹扩展速率产生显著的影响。

参考文献 References

- [1] Grediac Michel. *Experimental Analysis of Nano and Engineering Materials and Structure*[J], 2007, 45(9): 13
- [2] Roux E, Bouchard P O. *International Journal of Solids and Structures*[J], 2015, 72(15): 50
- [3] McNeil S R, Peters W H, Sutton M A. *Engineering Fracture Mechanism*[J], 1987, 28(1): 101
- [4] Lin B, Alshammrei S, Wigger T *et al. Theoretical and Applied Fracture Mechanics*[J], 2019, 103: 102 298
- [5] Yoneyama S, Arikawa S, Kusayanagi S *et al. Strain*[J], 2014, 50(2): 147
- [6] Hamam R, Hild F, Roux S. *Strain*[J], 2007, 43(3): 181
- [7] Diaz F A, Patterson E A, Tomlinson R A. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*[J], 2004, 27(7): 571
- [8] Williams M L. *Journal of Application Mechanism*[J], 1961, 28(1): 78
- [9] Diaz F A, Yates J R, Patterson E A. *International Journal of Fatigue*[J], 2004, 26(4): 365
- [10] Christopher C J, James M N, Patterson E A *et al. International Journal of Fracture*[J], 2007, 148: 361
- [11] Vasco-olmo J M, James M N, Christopher C J *et al. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*[J], 2016, 39(8): 969
- [12] Fang Xiuyang, Liu Hong, Zhang Jianxun. *Journal of Materials Engineering and Performance*[J], 2014, 23(6): 1973
- [13] Chen Yang(陈 洋). *Thesis for Master(硕士论文)*[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018
- [14] Lv Wei(吕 伟), Chen Lijia(陈立佳), Che Xin(车 欣) *et al. Journal of Shenyang University of Technology(沈阳工业大学学报)*[J], 2012, 34(5): 504

Anisotropy of Fatigue Crack Propagation of Ti-2Al-1.5Mn Titanium Alloy Based on Full-Field Measurements

Fang Xiuyang, Huang Wei

(School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: Precise characterizations of fatigue crack propagation resistance of the key bearing structures in aviation area precisely are the basis of their service lifetime evaluation. In this work, Ti-2Al-1.5Mn titanium alloy was selected, and some CT samples were prepared along different sheet orientations. The fatigue crack growth rate test was carried out, and the stress intensity factor range ΔK at different crack growth stages were calculated based on full-field measurements and traditional method. It can be concluded that the fatigue crack growth rate da/dN versus ΔK curve and crack growth path are affected by material orientation. Compared with the traditional method, ΔK calculation based on full-field measurements is proved to be more efficient. In the one hand, the crack shielding effect due to plastic zone in crack tip can be directly considered. In the other hand, a more accurate ΔK can be got for the case that the crack path is zigzag. ΔK calculation based on full-field measurements has a wide application in future.

Key words: fatigue crack growth; full-field measurements; CJP model

Corresponding author: Fang Xiuyang, Ph. D., Lecturer, School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, P. R. China, Tel: 0086-28-87600362, E-mail: fangxiuyang@home.swjtu.edu.cn