

GH2036 高温合金平板裂纹闭合效应及 裂纹扩展模型

胡殿印^{1,2,3}, 杨 乾¹, 刘华伟⁴, 王荣桥^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191)

(2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

(3. 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191)

(4. 中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

摘 要: 为探明 GH2036 高温合金的低循环疲劳裂纹扩展机理, 对 GH2036 高温合金平板在 550 °C、不同应力比下的低循环疲劳裂纹扩展特性进行了试验研究, 采用数字图像相关 (DIC) 方法确定了 GH2036 高温合金的张开应力强度因子。结果表明, 温度 550 °C、应力比大于 0.7 时 GH2036 高温合金无裂纹闭合现象, 在此基础上建立了以残余裂尖张开位移、应力比为参量的 GH2036 高温合金裂纹闭合模型。而后, 断口的 SEM 分析表明: 随着应力比的增加, 裂纹扩展区由穿晶断裂向沿晶断裂转化。最后, 基于 GH2036 高温合金的裂纹闭合模型, 建立了 GH2036 高温合金平板的低循环疲劳裂纹扩展寿命预测方法, 与试验数据吻合良好, 验证了方法的准确性。

关键词: GH2036 高温合金; 裂纹闭合; 残余裂尖张开位移; 断口分析; 裂纹扩展寿命预测

中图分类号: TG146.4

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2017)11-3405-05

涡轮盘作为航空发动机的关键核心件, 要求长寿命和高可靠性。涡轮盘普遍采用枞树形榫槽结构与叶片榫头联接。由于结构和受载的双重复杂性, 我国多型在役航空发动机对此发生涡轮榫接断裂故障, 严重威胁飞机的飞行安全^[1-3], 基于断裂力学理论的损伤容限设计已成为航空发动机涡轮盘等关键结构的寿命设计方法。因此, 准确描述涡轮榫接材料的疲劳裂纹扩展机理并提供有效的数值模拟方法, 对涡轮榫接结构的损伤容限设计提供重要的技术支持。GH2036 合金是一种国产的沉淀强化型铁基高温合金, 该合金组织稳定, 具有良好的抗疲劳和抗氧化能力, 用于制造航空发动机的涡轮盘、承力环和紧固件。

国内外学者对高温合金材料的裂纹扩展机理已经开展了一系列研究^[4-6], 表明裂纹闭合 (Crack Closure) 效应是描述材料裂纹扩展速率的重要参量; 即使在循环拉伸载荷的作用下, 疲劳裂纹也可能保持闭合状态^[7]。并一致认为恒幅循环载荷下的裂纹尖端塑性区是控制裂纹闭合的主导因素^[8-13], 因此建立了塑性诱导裂纹闭合理论。引入裂纹闭合效应后, 裂纹扩展速率 da/dN 是有效应力强度因子范围 ΔK_{eff} 的函数。

裂尖反向塑性区对裂纹张开应力强度因子 K_{op} 存

在较大影响已经达成共识。J. C. Newman 以裂尖反向塑性区为基础建立了裂纹闭合模型^[14,15]。W. Zhang^[16]以裂尖反向塑性区为基础建立了虚拟裂纹退化理论, 用于确定 K_{op} 。然而上述模型未考虑裂尖反向塑性区残余问题, 同时结构表面裂尖塑性区尺寸在高温情况下难以测得。因此, 根据裂尖最大张开位移与裂尖塑性区的等效关系, 并考虑卸载所致的残余变形, 试验与数值模拟相结合, 提出以残余裂尖张开位移为变量的裂纹闭合模型。

为此, 本研究对从真实涡轮盘上取样的 GH2036 高温合金平板, 开展了涡轮榫接部位工作温度下的低循环疲劳裂纹扩展试验, 采用数字图像相关 (DIC) 方法确定裂纹张开应力强度因子, 在此基础上建立了 GH2036 合金的裂纹闭合模型, 并对 GH2036 高温合金平板的低循环疲劳裂纹扩展寿命进行了预测, 为涡轮榫接部位的裂纹扩展寿命评估提供支持。

1 实 验

试样取自真实涡轮盘, 采用等温锻造方式, 热处理工艺为 1120 °C/1 h+870 °C/1 h/空冷+650 °C/24 h/空冷。盘锻件经固溶+时效处理后组织稳定, 具有良

收稿日期: 2016-11-15

基金项目: 国家自然科学基金 (51675024, 51305012, 51375031); 航空科学基金 (2014ZB51)

作者简介: 胡殿印, 女, 1980 年生, 博士, 教授, 博士生导师, 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 北京 100191, 电话: 010-82313841, E-mail: hdy@buaa.edu.cn

好的物理、力学和切削加工性能。涡轮盘材料为碳化钒 VC 强化的铁基高温合金 GH2036，化学成分（质量分数，%）为：0.37 C, 0.5 Si, 8.5 Mn, 12.0 Cr, 8.0 Ni, 1.25 Mo, 0.12 Ti, 0.35 Nb, 1.4 V, Fe 余量。

高温疲劳裂纹扩展试验采用单边裂纹平板试验件，如图 1 所示。采用应力控制三角波，试验温度为 550 °C（对应涡轮盘榫接部位的工作温度）。为了研究 GH2036 高温合金在不同应力比下的裂纹闭合效应，选取 3 组应力比 $R=0.1, 0.4, 0.7$ 。试验开始前在 550 °C 试验条件下预制疲劳裂纹 0.2 mm。试验参考 GB/T6398-2000《金属材料疲劳裂纹裂纹扩展速率试验方法》执行。

采用 DIC 方法测量裂纹闭合效应^[17]。在视场范围内，在开裂区域选取 5 条垂直于裂纹平面的线段（记为 L_1, \dots, L_5 ）^[18]，如图 2 所示，通过 Matlab 程序计算各个测量时刻的裂纹张开距离 COD。

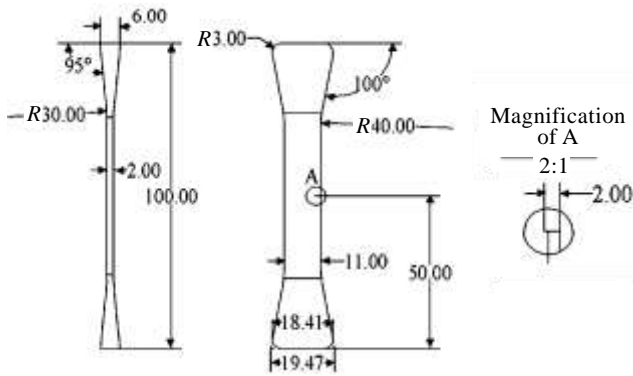


图 1 GH2036 高温合金单边裂纹平板试验件

Fig.1 Geometry of GH2036 plate with an edge crack (unit: mm)

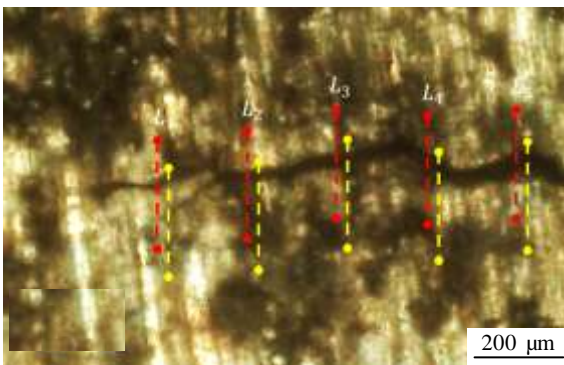


图 2 测量位置的选定（其中红色、黄色线段分别表示加载、卸载状态下的观测位置）

Fig.2 Typical image used in the DIC (yellow and red lines correspond to loading and unloading condition, respectively)

2 结果与讨论

2.1 GH2036 平板高温疲劳裂纹扩展速率

GH2036 平板在 550 °C、3 种应力比下的疲劳裂纹扩展试验结果如图 3 所示。可以看出，在相同应力强度因子范围内，裂纹扩展速率随应力比的增大而增加。

2.2 GH2036 平板张开应力强度因子

由裂纹闭合的定义可知，COD 为 0 所对应的阶段即为裂纹闭合阶段，此阶段的最大载荷为裂纹张开载荷 P_{op} 。利用 DIC 方法得到的不同观测位置 ($L_1 \sim L_5$) 上裂纹张开距离随载荷的变化规律如图 4 所示。可以看出，距离裂尖最近位置 (L_1) 的裂纹闭合效应最显著。

以观测位置 L_1 线段为研究对象，得到裂纹张开距离、载荷随时间的变化规律见图 5。可见，应力比 $R=0.1$ 和 $R=0.4$ 时，COD 在载荷谷值附近存在接近 0 值的平坦段，平坦段的宽度即裂纹闭合效应的显著程度。结果表明，GH2036 合金在 550 °C，低应力比 ($R=0.1, 0.4$) 下存在裂纹闭合现象，且 $R=0.1$ 条件下更明显；而在

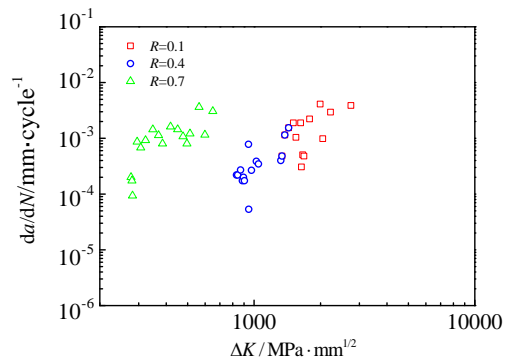


图 3 GH2036 高温合金平板在不同应力比下的 $da/dN-\Delta K$ 曲线
Fig.3 Fatigue crack growth rates for GH2036 superalloy plates at different stress ratios

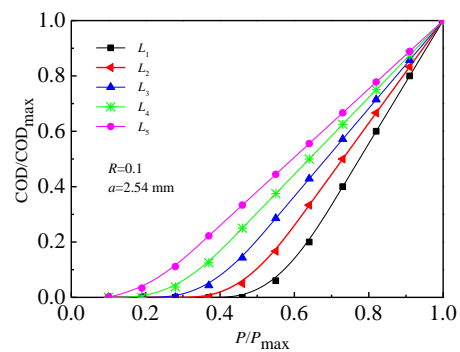


图 4 裂纹张开距离随载荷变化曲线
Fig.4 Variation of COD with load

高应力比 $R=0.7$ 情况下无裂纹闭合, 这一结论也与文献 [19,20] 等一致。同时, 从图 5a 和 5b 可知, 应力比 $R=0.1$, 0.4 时的 P_{op}/P_{max} 分别为 56% 和 64% , 即对裂纹扩展起作用的有效载荷范围分别为最大载荷 P_{max} 的 44% 和 36% ; 对于应力比 $R=0.7$, 由于无裂纹闭合, 全部载荷对裂纹扩展起作用, 即有效载荷范围为 $30\%P_{max}$ 。因此, 相同的循环周次下, $R=0.7$ 时裂纹扩展最慢。

基于 DIC 方法可确定张开应力强度因子 K_{op} , 并与根据试验数据 (标记为 FCG) 反推得到的 K_{op} 进行了对比 (图 6)。两者吻合良好, 说明基于 DIC 技术确

定 GH2036 高温合金的张开应力强度因子是合理的。

2.3 断口分析

SEM 观察表明, GH2036 高温合金在低循环疲劳载荷作用下发生多源疲劳断裂, 疲劳裂纹均萌生于试样的缺口处。疲劳裂纹扩展区域的显微形貌如图 7 所示。可以看出垂直于裂纹扩展方向分布的弧形条纹, 说明该处的疲劳作用较明显。 $R=0.1$ 时, 疲劳扩展区为穿晶断裂, 如图 7a 所示; $R=0.4$ 时, 以穿晶断裂为主, 有少量沿晶裂纹, 如图 7b 所示; $R=0.7$ 时, 以沿晶断裂为主, 如图 7c 所示。

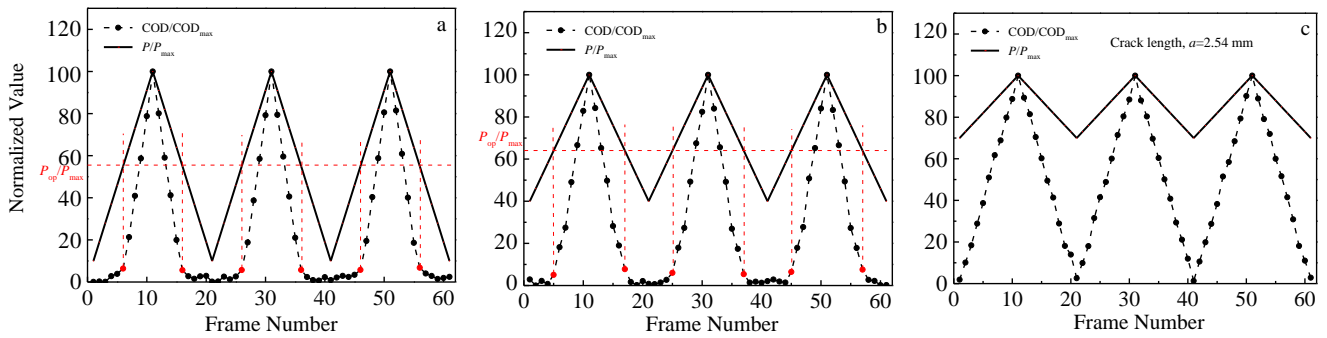


图 5 L_1 观测位置的裂纹张开距离及载荷随时间变化曲线

Fig.5 Variation of load and COD with frame number for L_1 : (a) $R=0.1$, (b) $R=0.4$, and (c) $R=0.7$

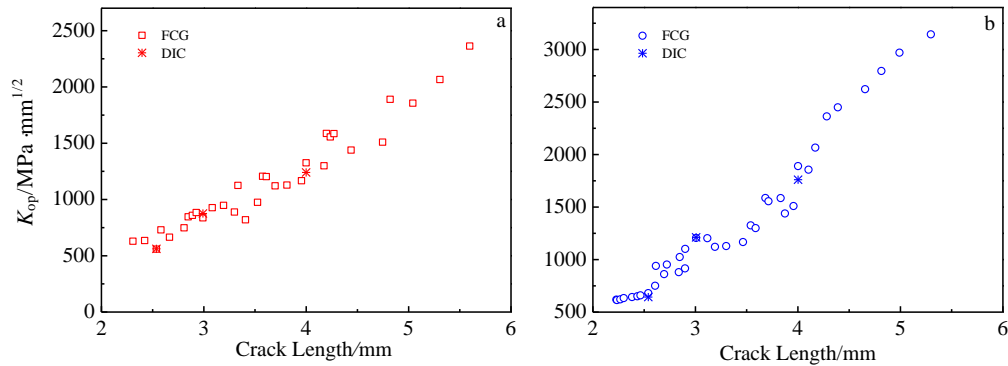


图 6 基于 DIC 技术、试验数据确定的 K_{op}

Fig.6 Comparison of K_{op} using DIC measurement and FCG data at stress ratio $R=0.1$ (a) and $R=0.4$ (b)

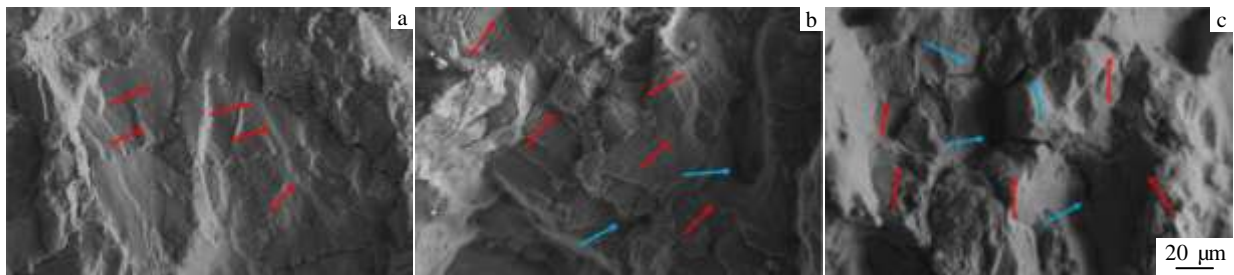


图 7 GH2036 高温合金平板裂纹扩展区形貌

Fig.7 Morphologies of crack growth areas in GH2036 super alloy plates at stress ratios: (a) $R=0.1$, (b) $R=0.4$, and (c) $R=0.7$ (red and blue arrows represent fatigue striations and intergranular crack, respectively)

3 GH2036 高温合金平板裂纹扩展寿命预测

3.1 GH2036 高温合金裂纹闭合模型

高温疲劳裂纹扩展试验所用平板在受载时为平面应力状态，加载过程中，裂尖张开位移 δ 满足^[21]：

$$\delta = \frac{K^2}{E\sigma_s} \quad (1)$$

式中， E 为弹性模量， σ_s 为材料屈服强度。

卸载过程的裂尖张开位移为：

$$\delta_{\text{unloading}} = \delta_{\text{max,pre}} - \Delta\delta = \delta_{\text{max,pre}} - \frac{(K_{\text{max,pre}} - K)^2}{2E\sigma_s} \quad (2)$$

式中， $\Delta\delta$ 为卸载导致的裂尖张开位移变化量， $\delta_{\text{max,pre}}$ 为上一次加载过程中最大载荷对应的裂尖张开位移， $K_{\text{max,pre}}$ 为上一次加载过程中最大应力强度因子。

这样，根据式 (2)，考虑裂纹闭合效应时的残余裂尖张开位移 δ_{res} 可表达为：

$$\delta_{\text{res}} = \delta_{\text{max,pre}} - \frac{(K_{\text{max,pre}} - K_{\text{op}})^2}{2E\sigma_s} \quad (3)$$

根据试验结果拟合的 K_{op} 与 δ_{res} 关系见图 8。2 种应力比 ($R=0.1, 0.4$) 下的相关系数 (r^2) 分别为 0.906、0.947。这说明张开应力强度因子与残余裂尖张开位移存在线性关系。

3.2 GH2036 高温合金平板裂纹扩展寿命预测

引入 K_{op} 反映 GH2036 高温合金的裂纹闭合效应后的有效应力强度因子范围为：

$$\Delta K_{\text{eff}} = K_{\text{max}} - K_{\text{op}} \quad (4)$$

这样，根据试验数据确定 GH2036 高温合金平板的裂纹扩展模型为：

$$da/dN = 3.8994 \times 10^{-31} (\Delta K_{\text{eff}})^{10.014} \quad (5)$$

利用式 (5) 的裂纹扩展模型对 GH2036 高温合

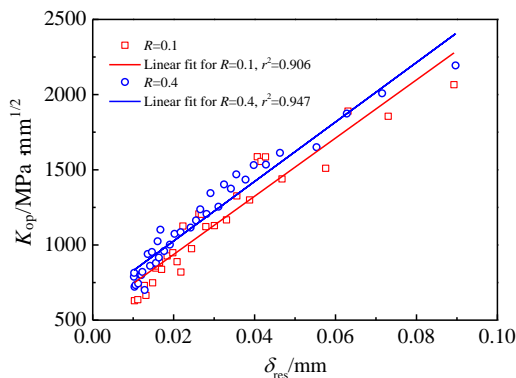


图 8 张开应力强度因子与残余裂尖张开位移关系曲线

Fig.8 Crack opening stress intensity factor vs. residual crack tip opening displacement

金平板进行低循环疲劳裂纹扩展寿命预测。其中，裂纹长度的更新流程为：

(1) 第 n 个循环时，结构达到最大应力强度因子 $K_{\text{max},n}$ 后进入卸载阶段，当应力强度因子达到 $K_{\text{op},n}$ 时，裂纹“闭合”，此后裂尖张开位移不再变化，达到残余裂尖张开位移 $\delta_{\text{res},n}$ ，结合最小应力强度因子 $K_{\text{min},n}$ 确定本循环的张开应力强度因子 $K_{\text{op},n}$ (式 (3))；

(2) 考虑等效应力强度因子范围，利用裂纹扩展模型 (式 (5)) 确定当前循环的裂纹增量 Δa_n ，进行裂纹长度更新： $a_{n+1} = a_n + \Delta a_n$ ；此后进入下一个循环，重复上述过程。

利用上述流程，对应力比为 0.1、0.4、0.7 的低循环疲劳裂纹扩展试验件进行预测，所得结果与试验数据对比如图 9 所示，寿命分散带 $\Delta N=2.74$ ，这说明本研究建立的 GH2036 高温合金平板裂纹扩展模型反映材料的裂纹闭合效应，可用来精准描述不同载荷条件下的疲劳裂纹扩展行为。

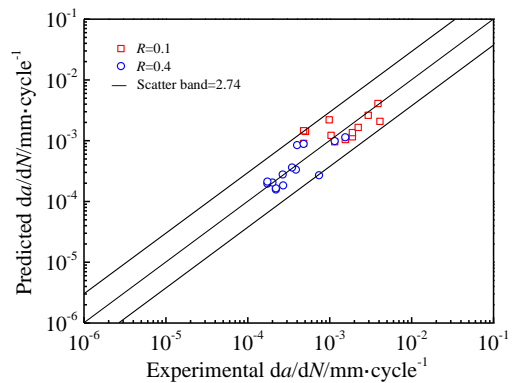


图 9 低循环疲劳裂纹扩展寿命预测与试验结果对比

Fig.9 Comparison of the predicted crack growth life under LCF loading with experimental data

4 结 论

1) 采用数字图像相关 (DIC) 方法研究了 GH2036 高温合金在 550 °C 下的裂纹闭合现象。结果表明，应力比 $R=0.1$ 比 $R=0.4$ 的裂纹闭合效应更显著，而高应力比 ($R \geq 0.7$) 时，无裂纹闭合现象。

2) 张开应力强度因子与残余裂尖张开位移存在线性关系，并在此基础上建立了以残余裂尖张开位移、应力比为参量的裂纹闭合模型。

3) 裂纹扩展区由穿晶断裂 ($R=0.1$) 向沿晶断裂 ($R=0.7$) 转化。

4) 以 GH2036 高温合金裂纹闭合模型为基础，形成了考虑裂纹闭合效应的裂纹扩展分析方法，并对

GH2036 合金平板的低循环疲劳裂纹扩展寿命进行了预测, 寿命分散带在 3 倍以内, 验证了方法的有效性。致谢: 感谢在扫描电镜观测、DIC 数据处理等方面提供帮助的马琦航硕士、毛建兴博士。

参考文献 References

- [1] Yao Huaxing(姚华兴), Yan Shalin(闫沙林). *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 1991 (1): 51
- [2] Song Zhaohong(宋兆泓). *Typical Fault Analysis of Aeroengine*(航空发动机典型故障分析)[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1993: 128
- [3] Sincerely Aviation Engine Company(黎阳航空发动机公司). *Faults of WP13 Series Engine Blades and the Solutions* (WP13 系列发动机叶片故障问题及解决办法)[C]. Beijing: Aero-Engine Blade Failure and Prevention Seminar, 2005
- [4] Elber W, Elber W. *The Significance of Fatigue Crack Closure* [C]. Philadelphia: Damage Tolerance in Aircraft Structures, 1971
- [5] Bell P D, Creager M. *Crack Growth Analysis for Arbitrary Spectrum Loading*[R]. New York: Grumman Aerospace Corp Bethpage, 1974
- [6] Matsuoka S, Tanaka K. *Engineering Fracture Mechanics*[J], 1976, 8(3): 507
- [7] Elber W. *Engineering Fracture Mechanics* [J], 1970, 2: 37
- [8] Suzuki H, Mcevely A J. *Metallurgical and Materials Transactions* [J], 1979, 10(4): 475
- [9] Davidson D L. *International Journal of Fracture*[J], 1976, 12(4): 579
- [10] Kujawski D, Ellyin F. *Engineering Fracture Mechanics*[J], 1987, 28(4): 367
- [11] Chang T C. *International Journal of Fatigue*[J], 2005, 27(5): 519
- [12] Budiansky B, Hutchinson J W. *Journal of Applied Mechanics*[J], 1978, 45(2): 267
- [13] Newman J C. *ASTM STP*[J], 1981, 748: 53
- [14] Newman J C. *Prediction of Fatigue Crack Growth Under Variable Amplitude and Spectrum Loading Using a Crack Closure Model*[C]. Baltimore: American Society For Testing and Materials, 1982
- [15] Newman J C. *A Crack Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Aircraft Spectrum Loading*[C]. Baltimore: American Society for Testing and Materials, 1981
- [16] Zhang W. *Multi-resolution in-situ Testing for Fatigue Crack Growth Mechanism Investigation and Model Development*[D]. Potsdam: Clarkson University, 2012
- [17] Matos P F P D, Nowell D. *International Journal of Fatigue* [J], 2009, 31(11-12): 1795
- [18] Hu D, Mao J, Song J et al. *Materials Science & Engineering A*[J], 2016, 669: 318
- [19] Tsukuda H, Ogiyama H, Shiraishi T. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structure*[J], 1995, 18(4): 503
- [20] Ding J, Hall R, Byrne J. *International Journal of Fatigue*[J], 2005, 27(10-12): 1551
- [21] Lu Z, Liu Y. *International Journal of Fatigue*[J], 2010, 32(8): 1306

Crack Closure Effect and Crack Growth Life Prediction for GH2036 Superalloy Plate

Hu Dianyin^{1,2,3}, Yang Qian¹, Liu Huawei⁴, Wang Rongqiao^{1,2,3}

(1. Beihang University, Beijing 100191, China)

(2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

(3. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing 100191, China)

(4. Overall Department, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to examine the crack growth behavior of GH2036 superalloy subjected to low cycle fatigue (LCF) loading, crack growth experiments on GH2036 superalloy plates under different stress ratios at 550 °C were performed and the crack opening stress intensity factor of GH2036 superalloy were measured using Digital Image Correlation (DIC) technique. Results indicate that no crack closure is observed at 550 °C when the stress ratio is greater than 0.7. Meanwhile, crack closure model in GH2036 superalloy was established in terms of the residual crack tip opening displacement and stress ratio. In addition, SEM analysis of fracture reveals that with the increase of stress ratio, the fracture mode at the crack growth region changes from transgranular to intergranular. Finally, crack growth life of GH2036 superalloy under LCF loading is predicted using the established crack closure model in GH2036 superalloy plates. Low life scatter factor through model validation shows satisfactory results of the predicted crack growth life model.

Key words: GH2036 superalloy; crack closure; residual crack tip opening displacement; fracture analysis; crack growth life prediction

Corresponding author: Hu Dianyin, Ph. D., Professor, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, P. R. China, Tel: 0086-10-82313841, E-mail: hdy@buaa.edu.cn