

低周载荷对高周裂纹裂尖塑性区的影响

刘华伟¹, 王荣桥^{1,2}, 胡殿印^{1,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;

3. 先进航空发动机协同创新中心 航空发动机结构完整性和可靠性团队, 北京 100191)

摘 要: 为探明高低周复合疲劳裂纹扩展中高低周载荷交互作用机理, 采用弹塑性有限元模型模拟了含中心裂纹试件在高低周载荷交互作用下裂尖塑性区的变化。结果表明: 低周载荷的卸载作用导致高周载荷对应的裂尖反向塑性区明显减小, 裂纹闭合水平也因此降低, 进而加速裂纹扩展, 致使高低周复合疲劳裂纹扩展寿命降低。在此基础上, 对比研究了低周载荷应力比、高周载荷应力比、高低周载荷循环比对裂尖反向塑性区的影响。结果表明: 随着低周载荷应力比降低、高周载荷应力比增加, 循环比的减少, 均导致低周载荷的卸载作用增加。

关 键 词: 高周疲劳; 低周疲劳; 高低周复合疲劳; 反向塑性区; 疲劳裂纹

中图分类号: V215.6

文献标志码: A

Effect of low cycle fatigue loading on the crack tip plastic zone of high cycle fatigue crack

LIU Hua-wei¹, WANG Rong-qiao^{1,2}, HU Dian-yin^{1,3}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Team of Aero-engine Structure Integrity and Reliability,

Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To ascertain the loading interaction mechanism of the crack growth under high and low combined cycle fatigue loading, the elastic-plastic finite element numerical simulation method was used to determine the plastic zone of crack tip of the specimens with center crack under high and low combined cycle fatigue loading. It was proven that the unloading of low cycle fatigue loading contributed to the reduction of reversed plastic zone of crack tip corresponding to high cycle fatigue loading. This resulted in the decrease of crack closure level and the increase of crack growth rate, as well as the reduction of crack growth life under high and low combined cycle fatigue loading. The effects of the stress ratio of low cycle fatigue loading, the stress ratio of high cycle fatigue loading, the high cycle fatigue loading number per low cycle fatigue loading on the reversed plastic zone of crack tip were also investigated in contrast. The unloading of low cycle fatigue loading gradually increased along with the decrease of low cycle fatigue loading stress ratios, the increase of high cycle fatigue loading stress ratios, and the decrease of high cycle fatigue loading numbers per low cycle fatigue loading.

收稿日期: 2015-01-23

基金项目: 国家自然科学基金(51305012, 51375031); 北京市科技专项(Z151100001615066)

作者简介: 刘华伟(1987—), 女, 河北衡水人, 工程师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度研究。

Key words: high cycle fatigue; low cycle fatigue; high and low combined cycle fatigue; reversed plastic zone; fatigue crack

航空发动机榫接结构在工作过程中,受到叶片离心力、热载荷等构成的低周载荷的同时承受由气动载荷诱发叶片振动的小幅值、高频率载荷,为典型高低周复合疲劳^[1].因此,研究高低周复合疲劳失效机理,准确预测高低周复合疲劳寿命对保证航空发动机结构安全具有非常重要的意义.为此,国内外学者进行了一系列研究. Hawkyard, Hall 等自 20 世纪 90 年代起,对钛合金、镍基高温合金等材料进行了广泛的高低周复合疲劳裂纹扩展试验^[2-3].结果表明,对于 Ti-6Al-4V 等钛合金,采用线性累积损伤理论预测高低周复合疲劳寿命可满足精度要求.然而,对于镍基高温合金,由于低周载荷对高周载荷的影响导致高低周复合疲劳寿命大大降低,此时应用线性累积损伤理论会带来较大误差. Zitounis 揭示了高低周复合疲劳作用机理,并进行了钛合金、铝合金的高低周复合疲劳试验^[4]. Zitounis 推断,低周载荷的周期性卸载作用减轻裂纹闭合水平,降低了裂纹张开应力强度因子 K_{op} ,进而加速裂纹扩展,然而缺乏有力的理论推导和低周卸载作用的量化评估. Newman 以裂尖反向塑性区为基础提出了基于 strip yield model 的裂纹闭合模型^[5-6],成功建立了裂尖反向塑性区与裂纹闭合的关系,然而主要应用于等幅载荷,不适用于高低周复合载荷. 2012 年, Zhang 利用原位裂纹扩展试验观测到了裂尖的反向塑性区^[7],并以裂尖反向塑性区为基础建立了虚拟裂纹退化理论,用于确定裂纹张开应力强度因子 K_{op} ^[8],然而该理论未考虑裂尖反向塑性区残余问题,难以应用于高低周复合疲劳等变载问题.

国内,不少学者亦开展了标准试件和涡轮榫接构件的高低周复合疲劳试验研究^[9-14],主要针对试验现象进行了解释,对高低周复合疲劳机理和理论研究仍显不足.

因此,本文旨在研究高低周载荷交互作用机理,研究低周载荷的卸载作用对裂尖反向塑性区的影响,进而为确定高低周载荷下裂纹张开应力强度因子奠定基础.

1 塑性诱导裂纹闭合理论

目前裂纹闭合理论主要包括表面粗糙度诱导裂纹闭合理论和塑形诱导裂纹闭合理论.表面粗糙度诱导的裂纹闭合主要与材料的晶粒尺寸和微

观结构有关,不同材料间差别较大.塑形诱导裂纹闭合理论认为裂尖塑性区是控制裂纹闭合的因素.在含裂纹结构加载过程中,裂尖塑性区如图 1(a)所示;在卸载过程中,由于裂尖小范围屈服,以及裂尖周围弹性区对塑形变形的约束作用,使裂纹在非零载时闭合,此时裂尖反向塑性区如图 1(b)所示.

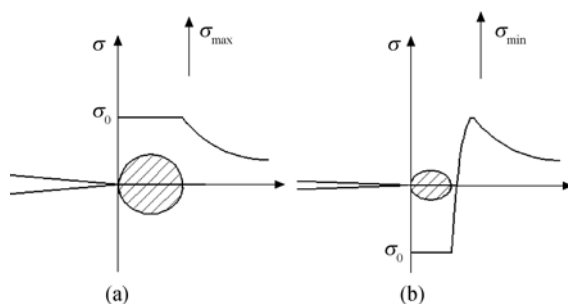


图 1 裂尖塑性区

Fig. 1 Plastic zone of crack tip

根据 Dugdale 模型,裂尖塑性区尺寸 ρ 满足^[15]

$$\rho = \begin{cases} \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{\max}}{\sigma_y} \right)^2 & \text{平面应力} \\ \frac{1}{3\pi} \left(\frac{K_{\max}}{\sigma_y} \right)^2 & \text{平面应变} \end{cases} \quad (1)$$

式中 $K_{\max}$ 是循环载荷中的最大应力强度因子, σ_y 为材料屈服强度. 裂尖反向塑性区尺寸只需用 ΔK 代替式(1)中的 $K_{\max}$, $2\sigma_y$ 代替式(1)中的 σ_y .

裂尖反向塑性区内的残余压应力是裂纹闭合的原因,因此裂尖反向塑性区尺寸直接决定裂纹张开应力强度因子 K_{op} ,进而影响裂纹扩展驱动力 ΔK_{eff} . 裂纹扩展特性可表述为

$$da/dN = C(K_{\max} - K_{op})^m = C(\Delta K_{eff})^m \quad (2)$$

式中 C 和 m 是材料常数, N 为循环数, a 为裂纹长度.

对于恒定幅值循环载荷下裂尖塑性区的变化,研究者已经得到如上一致的结论.然而,对于高低周复合疲劳这种变载下裂尖塑性区的变化,尤其是低周载荷的周期性卸载对裂尖塑形区的影响,目前鲜有报道.

2 高低周复合疲劳裂尖塑性区的数值模拟

2.1 材料参数

镍基高温合金具有良好的抗疲劳、抗氧化性

能,普遍应用于航空发动机涡轮盘.对镍基高温合金在高低周载荷下裂尖塑性区进行研究,进而确定裂纹扩展规律,有利于提高涡轮盘,尤其涡轮榫接,在高低周载荷下裂纹扩展寿命预测精度.

GH4169 是以体心四方的 γ'' 和面心立方的 γ' 相沉淀强化的镍基高温合金,650 °C 以下的屈服强度居变形高温合金首位,其化学成分的质量分数如表 1 所示^[16].650 °C 时, GH4169 的弹性模量为 146 GPa,泊松比为 0.3,屈服强度 σ_y 为 1 010 MPa.结合 GH4169 的应力-应变曲线,本文采用双线性弹塑性分析,切变模量为 2 GPa.

表 1 GH4169 化学成分的质量分数(单位:%)

Table 1 Mass fraction of chemical composition of GH4169 (unit:%)

C	Cr	Ni	Co	Mo
0.024	17.55	54.37	0.14	2.93
Al	Ti	Nb	Fe	P
0.52	1.01	5.36	17.55	0.01

2.2 有限元模型

本文选择中心裂纹拉伸试验件作为研究对象,其几何模型和边界条件如图 2 所示,其中 $2W=260$ mm, $2L=300$ mm,裂纹长度 $2a=20$ mm, σ 为拉应力.根据对称性,选择 1/4 模型进行分析,并在对称轴线上施加位移约束.

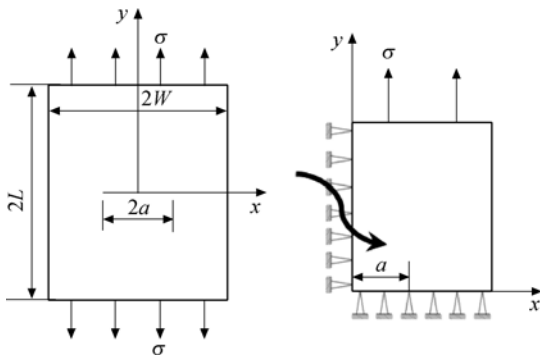


图 2 中心裂纹拉伸试验件

Fig. 2 Tension specimen with center crack

模型采用八节点四边形单元,为较精确的模拟裂纹面的接触,在裂纹面添加 Target 169 单元和 Conta 173 单元.模型网格划分如图 3 所示,共计 10 445 个单元,其中裂尖最小网格单元尺寸 0.001 mm,仅为裂纹长度的 1/20 000 ($2a=20$ mm),满足裂尖分网原则^[17].

为精确模拟裂尖塑性区的变化过程,本文采

用瞬态分析.所施加高低周载荷如图 4 所示,低周载荷最大拉应力 $\sigma_{l,max}=400$ MPa,最小拉力 $\sigma_{l,min}=0$,应力比为 0;高周载荷最大拉应力 $\sigma_{h,max}=400$ MPa,最小拉应力 $\sigma_{h,min}=300$ MPa,应力比为 0.75,频率为 100 Hz.高低周载荷的循环比为 100 : 1.

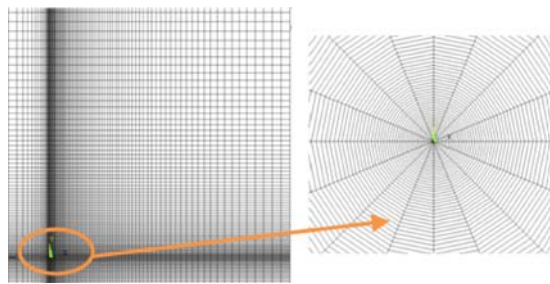


图 3 有限元模型网格

Fig. 3 Finite element model meshes

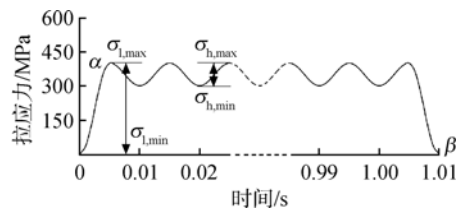


图 4 高低周载荷示意图

Fig. 4 Illustration of high and low combined cycle fatigue loading

瞬态分析所得裂尖塑性区如图 5 所示,高低周载荷谱包含 1 个低周载荷循环和 100 个高周载荷循环,在此称为高低周载荷块,本文模拟 15 次高低周载荷块施加过程,并记录反向塑性区尺寸.

所得裂尖塑性区变化如图 6 所示,记录了每个高周循环谷底 $\sigma_{h,min}$ 对应的反向塑性区.图中 A 点为低周载荷达到峰值 $\sigma_{l,max}$ 时,裂尖产生的塑形区,对应图 4 中 α 点;图中 B 点为低周载荷达到谷

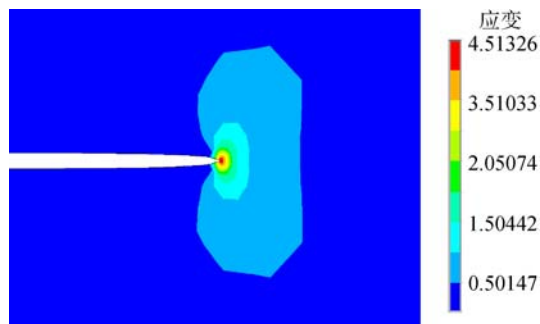


图 5 裂尖塑性应变分布

Fig. 5 Plastic strain distribution of the crack tip

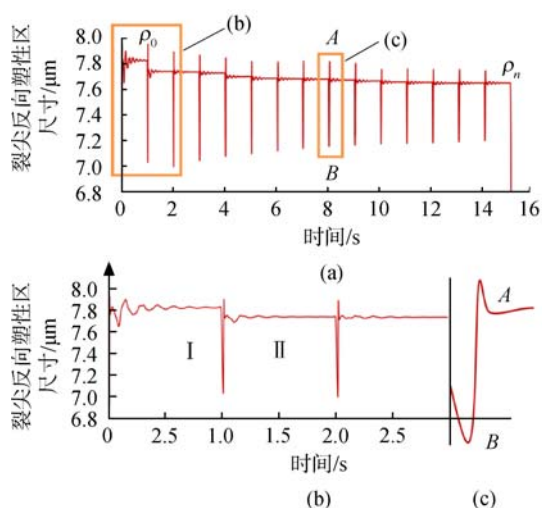


图6 裂尖反向塑性区变化

Fig. 6 Changes of the reversed plastic zone near the crack tip

值 $\sigma_{l, \min}$ 时, 裂尖产生的塑形区, 对应图4中 β 点。

由高低周载荷下裂尖塑性区的变化过程可以看出, 低周载荷的卸载作用导致高周载荷下的裂尖反向塑性区产生较大的波动。更为重要的是, 低周载荷的卸载作用使高周载荷对应裂尖反向塑性区明显降低, 如图6(b)中I区、II区所示。

由于低周载荷的卸载作用, 每个高低周载荷块内, 高周裂尖反向塑性区均有不同程度的波动, 之后趋于稳定。图7记录了每个高低周载荷块内高周裂尖反向塑性区稳定时对应的值。可以看出, 由于低周载荷的卸载作用, 高周裂尖反向塑性区逐渐减小。在第11个高低周载荷块时, 低周载荷的卸载作用后裂尖反向塑性区无明显变化, 高低周载荷的交互作用达到稳定状态。此时高周裂尖反向塑性区尺寸为 $7.65 \mu\text{m}$, 较第1个高低周载荷块塑性区 ($7.83 \mu\text{m}$) 减小 $0.18 \mu\text{m}$, 达到高周载荷下裂尖塑性区幅值的 64.3% (一个高周载荷循环对应的裂尖塑性区的幅值为 $0.28 \mu\text{m}$)。

裂尖塑性区的减小降低了裂尖闭合的程度, 进而减小裂纹张开应力强度因子 K_{op} , 使裂纹扩展驱动力 (即有效应力强度因子 ΔK_{eff}) 增加。由于高周载荷频率高, 每个低周载荷上叠加的高周载荷循环次数可达几千, 甚至几万。因此, 高周载荷下裂纹扩展速率的少量增加, 即可导致高低周复合疲劳裂纹扩展速率大幅增加。这是高低周载荷交互作用导致裂纹扩展加速的根本原因。线性累积损伤理论因不能考虑载荷交互作用而导致预测往往偏于危险。

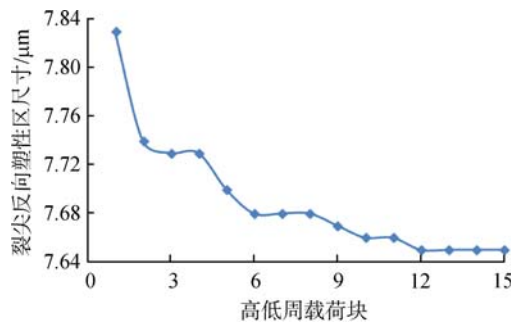


图7 稳定的裂尖反向塑性区的变化

Fig. 7 Changes of the stable reversed plastic zone of crack tip

3 结果分析与讨论

目前认为, 影响高低周复合疲劳裂纹扩展的因素主要包括高周载荷应力比、低周载荷应力比、高低周载荷循环比。因此, 本文讨论上述3个因素对裂尖塑性区的影响, 尤其是对高周裂尖反向塑性区的影响。

3.1 低周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响

为研究低周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响, 使高周载荷应力比为0.9, 高低周载荷循环比为100, 改变低周载荷应力比, $R_l = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4$, 记录每个高低周载荷块内高周裂尖反向塑性区稳定时对应的值 ρ_n (如图6所示)。鉴于反向塑性区变化主要集中在初始几个高低周载荷块中, 在此仅完成6次高低周载荷施加过程模拟, 所得结果如图8所示。可以看出, 不同低周载荷均在不同程度上降低了裂尖反向塑性区尺寸, 即高低周载荷下不同低周载荷应力比的低周载荷均可产生卸载作用。

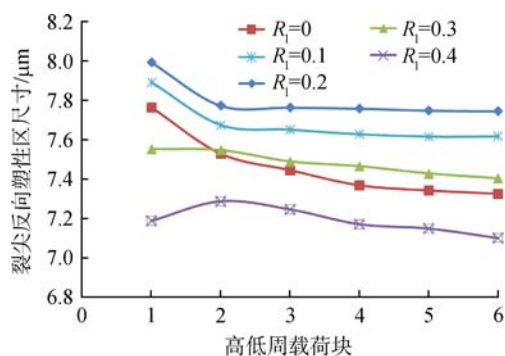


图8 不同低周载荷应力比对应裂尖反向塑性区

Fig. 8 Reversed plastic zone of crack tip under different low cycle fatigue loading stress ratios

当高周裂尖反向塑性区达到稳定时,记录不同低周载荷应力比下,高周裂尖反向塑性区与初值相比的减小量 $\Delta\rho=\rho_0-\rho_n$,如图 9 所示.可以看出,随着低周载荷应力比的增加,反向塑性区尺寸的减小量逐渐降低,最大降幅可达 80%.

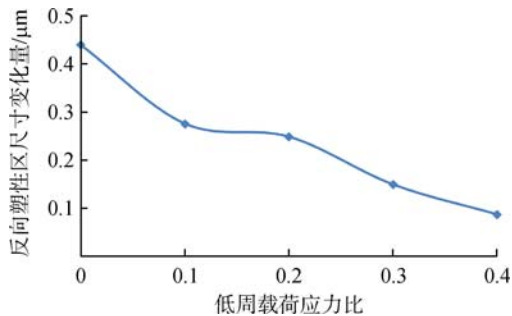


图 9 低周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响

Fig. 9 Effect of low cycle fatigue loading stress ratio on reversed plastic zone of crack tip

3.2 高周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响

为研究高周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响,使低周载荷应力比为 0.1,高低周载荷循环比为 100,改变高周载荷应力比, $R_h=0.9, 0.8, 0.7, 0.6, 0.5$,完成 6 次高低周载荷块施加的数值模拟,记录每个高低周载荷块内高周裂尖反向塑性区稳定时对应的值 ρ_n ,如图 10 所示.

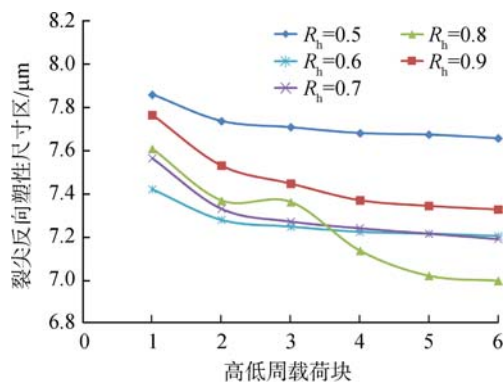


图 10 不同高周载荷应力比对应裂尖反向塑性区

Fig. 10 Reversed plastic zone of crack tip under different high cycle fatigue loading stress ratios

高周载荷应力比对裂尖反向塑性区尺寸的变化量 $\Delta\rho$ 的影响如图 11 所示.可以看出,随着高周载荷应力比的增加,反向塑性区尺寸的减小量有

增加的趋势,最大增幅可达 115.8%.这是由于高周载荷应力比的增加导致高低周载荷幅值差别逐渐增大,因此低周载荷的卸载作用逐渐加强.

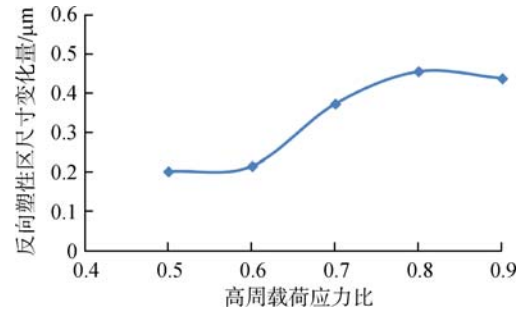


图 11 高周载荷应力比对裂尖反向塑性区的影响

Fig. 11 Effect of high cycle fatigue loading stress ratio on reversed plastic zone of crack tip

3.3 循环比对裂尖反向塑性区的影响

为研究高低周载荷循环比对裂尖反向塑性区的影响,选取低周载荷应力比为 0.1,高周载荷应力比为 0.9,高低周载荷循环比 $n=25, 100, 200, 400$,完成 6 次高低周载荷块数值模拟,记录每个高低周载荷块内高周裂尖反向塑性区稳定时对应的值 ρ_n ,如图 12 所示.

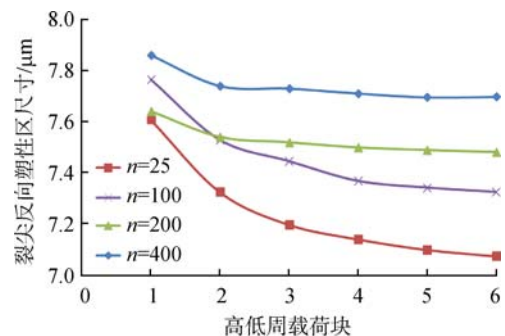


图 12 不同高低周载荷循环比对应反向塑性区尺寸

Fig. 12 Reversed plastic zone of crack tip under different high cycle fatigue loading number per low cycle fatigue loading

高低周载荷循环比对裂尖反向塑性区的变化量 $\Delta\rho$ 的影响如图 13 所示.可以看出,随着高低周载荷循环比的增加,反向塑性区的变化量 $\Delta\rho$ 有减小的趋势,最大降幅可达 70%;当循环比大于一定值后,反向塑性区的变化量 $\Delta\rho$ 趋于稳定.低周载荷的卸载作用主要影响低周载荷作用后的有限个高周循环.当循环比大于一定值后,高低周载荷的交互作用达到稳定,不再随循环比的变化而变化.

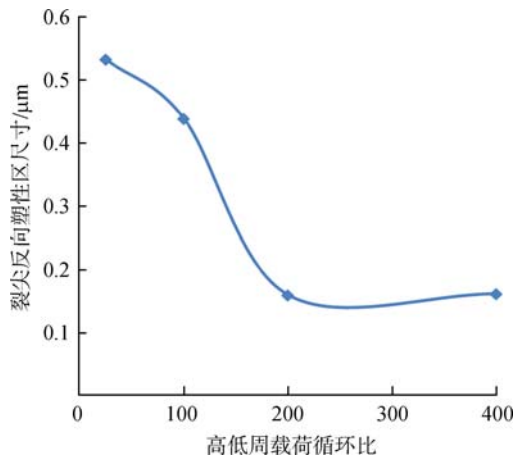


图13 高低周载荷循环比对反向塑性区的影响

Fig. 13 Effect of high cycle fatigue loading number per low cycle fatigue loading on reversed plastic zone of crack tip

4 结 论

1) 低周载荷的卸载作用明显降低裂尖反向塑性区尺寸, 可达到高周载荷下裂尖塑性区幅值的64.3%, 从而降低裂纹闭合程度, 此为高低周复合疲劳中高低周载荷交互作用机理, 也是高低周载荷下裂纹扩展加速的原因。

2) 随着低周载荷应力比的增加, 高低周复合疲劳裂纹扩展中低周载荷的卸载作用逐渐降低, 最大降幅可达80%。

3) 随着高周载荷应力比的增加, 高低周复合疲劳裂纹扩展中低周载荷的卸载作用逐渐增加, 最大增幅可达115.8%。

4) 随着高低周载荷循环比的增加, 低周载荷的卸载作用逐渐降低, 最大降幅可达70%。循环比达到一定值后, 卸载作用趋于稳定。

参考文献:

- [1] WANG Rongqiao, Cho C, NIE Jingxu. Combined fatigue life test and extrapolation of turbine disc mortise at elevated temperature[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(4): 863-868.
- [2] Hawkyard M, Powell E B, Hussey I, et al. Fatigue crack growth under the conjoint action of major and minor stress cycles[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1996, 19(2/3): 217-227.
- [3] Hall F R, Powell E B. Crack growth in IMI 829 at 550 °C under combined high and low cycle fatigue[J]. Material at High Temperature, 2002, 19(1): 1-8.
- [4] Zitounis V. Fatigue crack growth rates under variable amplitude load spectra containing tensile underloads[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2003.
- [5] Newman J C, Jr. Prediction of fatigue crack growth under variable amplitude and spectrum loading using a crack closure model[C]//Design of Fatigue and Fracture Resistant Structures. Baltimore: American Society for Testing and Materials, 1982: 255-277.
- [6] Newman J C, Jr. A crack closure model for predicting fatigue crack growth under aircraft spectrum loading[C]//Methods and Models for Predicting Fatigue Crack Growth under Random Loading. Baltimore: American Society for Testing and Materials, 1981: 53-84.
- [7] Zhang W. Multi-resolution in-situ testing for fatigue crack growth mechanism investigation and model development [D]. Potsdam, US: Clarkson University, 2012.
- [8] ZHANG Wei, LIU Yongming. In situ SEM testing for crack closure investigation and virtual crack annealing model development[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43(1): 188-196.
- [9] 侯静泳, 蔡肇云, 屠一鹤. TC-11 钛合金高低周复合疲劳及损伤累积研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2): 135-138. HOU Jingyong, CAI Zhaoyun, TU Yihe. Research on high-low cycle complex fatigue and accumulative damage for Ti-alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(2): 135-138. (in Chinese)
- [10] 许凤旌, 聂景旭, 赵长占. 平板构件的高低周复合疲劳研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2): 121-124. XU Fengjing, NIE Jingxu, ZHAO Changzhan. A compound fatigue investigation of plate specimen under low-cycle load superposed on high cycle load[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(2): 121-124. (in Chinese)
- [11] 许琦, 潘升材. 高低周复合载荷燕尾型榫连接微动疲劳的试验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 407-409. XU Qi, PAN Shengcai. Fretting fatigue of dovetail joint under combined cyclic loading[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 407-409. (in Chinese)
- [12] HU Dianyin, WANG Rongqiao. Combined fatigue experiments on full scale turbine components[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2013, 85(1): 4-9.
- [13] 赵振华, 陈伟. 高低周复合载荷对 TC11 钛合金疲劳性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2468-2474. ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Effect of combined cycle load upon the fatigue performance of titanium alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2468-2474. (in Chinese)
- [14] 赵振华, 陈伟, 吴铁鹰. 高低周复合载荷对钛合金疲劳裂纹扩展性能的影响[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(4): 643-647. ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, WU Tieying. The effect of combined cycle fatigue load on the fatigue crack propagation of titanium alloy[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(4): 643-647. (in Chinese)
- [15] 黄金, 杨邦成. I 型裂纹稳定扩展裂尖塑性区研究[J]. 交通科学与工程, 2010, 26(4): 35-40.

- HUANG Jin, YANG Bangcheng. Research on plastic zone of I -type model crack extension stability[J]. Journal of Transport Science and Engineering, 2010, 26(4): 35-40. (in Chinese)
- [16] 张丽, 黄新跃, 吴学仁, 等. 镍基高温合金 GH4169 小裂纹早期扩展的原位疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 901-906.
- ZHANG Li, HUANG Xinyue, WU Xueren, et al. In-situ experiment on early growth of small fatigue crack of nickel-based superalloy GH4169 [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 901-906. (in Chinese)
- [17] CHEN Jingjie, HUANG Yi, DONG Leilei, et al. A new method for cyclic crack-tip plastic zone size determination under cyclic tensile load[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2014, 126: 141-154.

(编辑: 陈 越)