

文章编号:1000-8055(2012)03-0617-06

TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳试验

李全通, 刘青川, 申景生, 程 礼, 高 潮, 陈 卫

(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 基于航空发动机叶片基本失效形式, 开发了悬臂梁式弯曲振动超声疲劳试验系统(激振频率 20 kHz), 设计了能模拟叶片振动、适合于超高周弯曲振动疲劳试验的试件. 利用该系统开展了钛合金 TC17 超高周弯曲振动疲劳试验研究, 分析了断口的金相图. 结果发现: 裂纹萌生有表面和次表面两种模式, 并不依赖于内部夹杂和缺陷, 没有发现内部裂纹萌生迹象, 次表面裂纹扩展也不呈“鱼眼”形貌. 与文献所述的“鱼眼”形貌特征不同.

关 键 词: TC17 钛合金; 超高周疲劳; 弯曲振动; 裂纹源; 裂纹扩展

中图分类号: O322

文献标志码: A

Experiment on ultra-high cycle bending vibration fatigue of titanium alloy TC17

LI Quan-tong, LIU Qing-chuan, SHEN Jing-sheng,

CHENG Li, GAO Chao, CHEN Wei

(School of Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The development of an ultra-high cycle bending vibration fatigue system on the basis of the mechanism of the fatigue failure of aeroengine vanes was discussed, including the design of ultra-high cycle dissymmetrical bending fatigue specimens. Research about TC17 was accomplished by the Ultra-High Cycle bending fatigue system (20 kHz). The fractograph of specimens was analyzed. The result indicates that the crack initiation is independent of interior inclusion and defect, and there are two kinds of mechanism of fatigue crack initiation: arising on surface or subsurface void. In addition, behaviors of interior crack initiation and propagation were not found the image of crack propagation is different from “fish-eye”.

Key words: titanium alloys TC17; ultra-high cycle fatigue; bending vibration; crack initiation; crack grow

工程实践和材料试验表明, 尽管循环应力幅远低于传统意义上材料的屈服强度, 但在 10^7 次循环以上材料仍然会发生疲劳断裂, 且存在有别于一般疲劳裂纹表面萌生的另一种疲劳裂纹萌生机制, 即疲劳裂纹内部萌生机制. 将循环破坏次数在 10^7 次循环以上的疲劳称为超高周疲劳.

航空发动机叶片在服役期内, 承受重复载荷的次数高达 $10^9 \sim 10^{12}$ 次循环. 近年来的研究表

明: 按 $10^6 \sim 10^7$ 次循环进行航空发动机叶片高周疲劳设计和试验并不能保证使用安全. 美国经过上世纪 90 年代开始的“高周疲劳国家研究计划”, 在发动机结构完整性大纲^[1]中已经将航空发动机部件的高周疲劳寿命要求从 10^7 次循环提高到 10^9 次循环.

超高周疲劳研究始于上世纪 80 年代, 到目前为止, 国际上还没有统一的试验标准和方法. 美

收稿日期: 2011-04-22; 修订日期: 2011-09-02

作者简介: 李全通(1963—), 男, 陕西人, 教授、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度教学与研究工作.

国、日本、法国、奥地利等国家对超高周疲劳问题进行了广泛的研究^[2],尚未取得工程应用.其中美国的高周疲劳年度计划报告中认为研究高周疲劳的目的有:减少与 HCF (high-cycle-fatigue) 有关的飞行中不可恢复的故障、减少与 HCF 有关的 A 级灾难、减少与 HCF 有关的可预防的故障、把发动机的总维修费用减少至少 15%. 他们现阶段主要从钛材料(风扇)高周疲劳的微观结构影响、高周疲劳与低周疲劳(加载过程)相互作用、腐蚀疲劳和外物损伤几个方面进行了试验和研究.

国内对超高周疲劳仅进行了一些基础研究.目前的试验研究主要集中在试件的拉压^[3]、旋转弯曲^[4]、三点弯曲^[5]和对称弯曲^[6]等超高周疲劳方面.

航空发动机转子叶片的主要失效形式为弯曲振动疲劳断裂失效,这是以往超声疲劳试验系统加载方式所不能模拟的.因此,本文基于航空发动机叶片的基本失效形式,开发了悬臂梁式弯曲振动超声疲劳试验系统(激振频率 20 kHz),设计了能模拟发动机叶片振动、适合于超高周弯曲振动疲劳试验的试片,利用该系统对钛合金 TC17 试件进行超高周弯曲振动疲劳试验研究,观察断口的金相图,分析试件断面的裂纹萌生、扩展的现象和机理.

1 弯曲振动疲劳试验系统

1.1 弯曲振动疲劳试验系统及其原理

本文所开发的悬臂梁式弯曲振动超声疲劳试验系统,如图 1 所示.试验系统主要由超声频率发

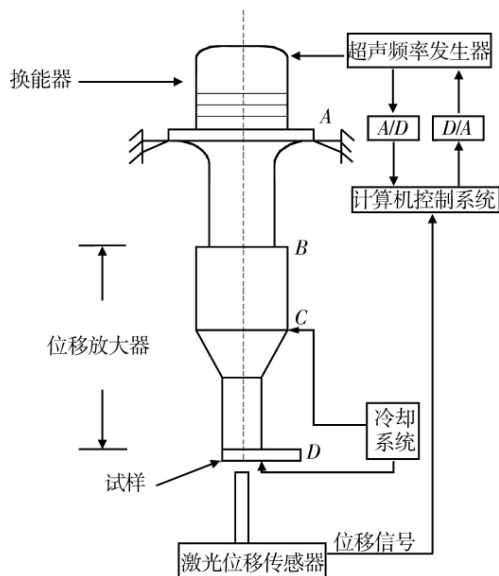


图 1 悬臂梁式弯曲振动超声疲劳试验系统

Fig. 1 Bending vibration ultrasonic fatigue system

生器、换能器、位移放大器、试件、测控系统(计算机控制系统、激光位移传感器)和冷却系统组成.

超声频率发生器将 50 Hz 的交流电信号转化为 20 kHz 的电信号;压电陶瓷换能器接受超声频率发生器产生的电信号,转化为 20 kHz 沿轴向的机械振动;通过位移放大器将振幅放大后,加载到试件的固定端,从而激励试件根部振动,使试件产生的弯曲振动;通过调整激振频率,使试件发生一阶对称弯曲谐振.试片激振方式与低频磁电式振动台激励叶片弯曲振动类似.

首先,将试件用夹具和螺栓固定在位移放大器试验端.由超声发生器产生激励信号经由换能器换能和放大器放大加载在试件上,试件一端接受谐振激励,一端自由振动,产生弯曲振动,即近似于悬臂梁弯曲振动.

其次,在不同应力幅下对试件进行加载试验.共振频率为 20 kHz, A 与 C 截面的位移为零.试件最大应力截面上的应力幅值 $\sigma_{\max}$ 与试件端部(D 截面)输入位移副 A_0 之间满足正比例关系: $\sigma_{\max} = A_0 \cdot C_s$, 式中 C_s 为弯曲试件的应力位移系数,其值的大小和试件材料的密度、弹性模量和试件的几何外形有关.试样根部共振位移 A_0 由激光位移传感器测量得到,并将位移信号反馈于计算机控制系统以便控制试片位移的大小.试验中可通过控制试件端部位移幅值大小而得到不同的应力幅值.试验中采用气冷方式降温,使试件表面温度与室温相当.

最后,试件断裂破坏,测控系统统计载荷大小及循环次数.

1.2 材料属性

钛合金比强度高、工作温度宽和抗腐蚀能力强,在航空工业得以广泛应用.如航空发动机压气机静、转子叶片和轮盘等. TC17 是一种富 β 相的 $\alpha + \beta$ 型钛合金,主要化学成分(质量百分数%)为: Al(5.0); Cr(3.5); Zr(2.0); Mo(3.5); Sn(1.60); C(0.05); 其他元素含量总和 ≤ 0.3 ; 单个元素含量不大于 0.1. 热处理工艺为: 双重处理 800 °C, 4 h; 水冷 + 630 °C, 8 h, 空冷.

材料的机械性能为 $E = 111.5 \text{ GPa}$; 密度 $\rho = 4640 \text{ kg/m}^3$.

1.3 弯曲振动疲劳试片设计

本文所设计的弯曲振动疲劳试件如图 2 所示,其尺寸为: $L_1 = 10 \text{ mm}$, $L_2 = 10 \text{ mm}$, $L_3 = 5 \text{ mm}$, $L_4 = 3.2 \text{ mm}$, $R_1 = 3 \text{ mm}$, $R_2 = 1 \text{ mm}$, $h = 3$

mm, $b=10\text{ mm}$. 控制其谐振频率在 20 kHz 左右 (误差不得超过 0.5 kHz), 并且利用 ANSYS 有限元软件分析了试件的振动模态, 获得应力分布图, 见图 2.

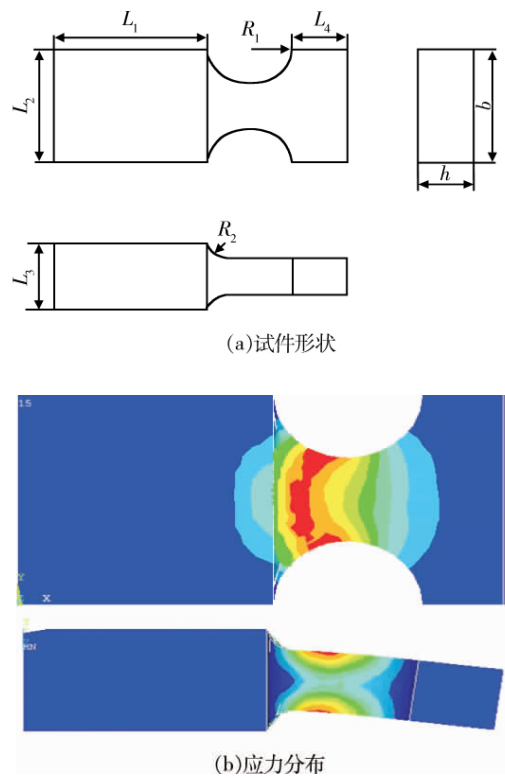


图 2 弯曲振动试件及应力分布云图
Fig. 2 Bending vibration specimen and stress analysis

在自由端设置半圆凹槽, 将最大应力区域移向自由端. 由图 2 可以看出: 最大应力区域与过渡圆弧不接触, 大致分布在半圆凹槽部位. 最大应力部位较为理想, 便于后续的试验中对该部位进行强化和腐蚀处理. 为去除表面加工缺陷影响, 试件采用细砂纸打磨、抛光, 光洁度达到要求.

系统的振动频率保持在 $(20 \pm 0.5)\text{ kHz}$ 的范围内, 超过这个范围试验系统自动停止.

根据试片振动特点: 试样根部加载振动信号为正弦波振动信号, 故采用谐响应分析方法计算试样应力位移系数. 试样位移向量为各振型的线性叠加

$$\delta = \varphi_1 \eta_1(t) + \varphi_2 \eta_2(t) + \dots + \varphi_n \eta_n(t) = \sum_{i=1}^n \varphi_i \eta_i(t) \quad (1)$$

其中 φ_i 为各阶振型, $\eta_i(t)$ 为系数.

谐响应分析运动方程为

$$M \ddot{\delta} + C \dot{\delta} + K \delta = P(t) \quad (2)$$

M 为质量矩阵, C 为整体阻尼矩阵, K 为刚度矩阵, $P(t)$ 为载荷.

采用 ANSYS 有限元谐响应分析方法求得试件应力位移系数为

$$C_s = 44.3\text{ MPa}/\mu\text{m} \quad (3)$$

2 试验结果与分析

2.1 试验结果

试验中典型叶根振幅为 $5\text{ }\mu\text{m}$, 则最大应力: $\sigma_{\max} = A_0 \cdot C_s = 472.65\text{ MPa}$, 且最大应力分布在表面. 在此应力水平下进行试验, 到 5.31×10^8 次循环时试件发生断裂, 谐振频率为 19810 Hz .

表 1 TC17 试片弯曲振动疲劳试验结果
Table 1 Result of TC17 specimen on bending vibration fatigue test

试样号	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	循环数/ 10^6	断裂
1	472.65	531	×
2	476.92	27.5	×
3	476.92	100	×
4	472.65	1700	○
5	481.19	6.00	×
6	481.19	38.0	×
7	481.19	13.0	×
8	489.74	4.23	×
9	489.74	7.56	×
10	498.28	2.49	×
11	498.28	2.06	×

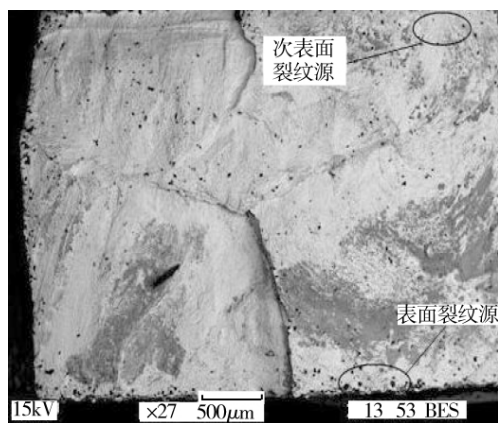
注: × 为试样发生疲劳断裂 (failure); ○ 为试样未断裂 (no failure)。

2.2 裂纹萌生位置

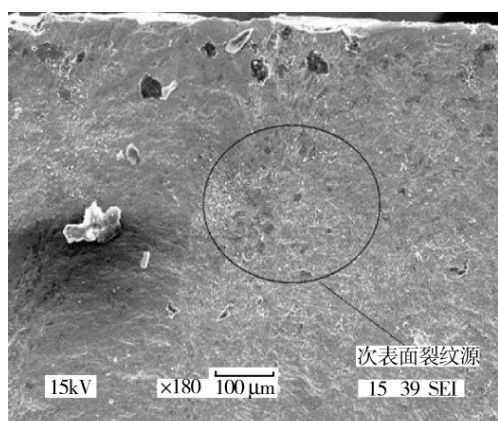
弯曲振动疲劳钛合金 TC17 试件疲劳断口如图 3 所示, 用扫描电镜观察分析裂纹源. 发现: 不同于传统超高周疲劳试验裂纹萌生位置^[7-9], 试样裂纹萌生不仅在试件表面上出现, 而且也会在同一试件的次表面内出现.

由图 3 可见典型疲劳断口的表面和次表面裂纹源. 分析可知: 次表面裂纹源距离表面 $300\text{ }\mu\text{m}$.

ANSYS 有限元分析表明: 距离试件表面 $300\text{ }\mu\text{m}$ 的次表面裂纹源处, 应力 $\sigma' = 188\text{ MPa}$. 表面处最大应力与次表面裂纹萌生处应力比值为 1.18. 与应力均匀分布的拉压试件不同, 从理论上讲, 弯曲振动试件表面应力最大, 裂纹应该起源于



(a) 疲劳断口



(b) 次表面裂纹源

图 3 表面和次表面裂纹源的典型疲劳断口

Fig. 3 Fatigue crack initiation arising on surface and subsurface void

表面,并不会出现在次表面.而实际试验中,裂纹源不仅在试件表面上出现,而且也在次表面内出现,目前尚无法从理论上做出合理解释.初步分析认为:①次表面内出现裂纹源原因是试件弯曲振动时,表面外侧自由,应力可以得到一定程度释放;而次表面的应力无法释放,从而次表面的应力有时大于表面的应力;且弯曲振动内部应变较小,故应力相对较小.裂纹从应力大的地方开始萌生、扩展,所以在次表面出现了疲劳源.②由于以极大频率谐振,试片内部温度很高,个别晶粒局部高温,塑性应变分布不均匀,局部弹塑性反复作用,在次表面出现了疲劳源.

2.3 裂纹源的扩展形态

传统的超高周疲劳试验试件断口次表面裂纹萌生处裂纹源形貌^[10]呈现“鱼眼”特征,如图 4 所示.以高强度钢的超高周旋转弯曲内部裂纹源萌生为例,当内部含有夹杂物时,裂纹会萌生于夹杂物处并以“鱼眼”的形态扩展. Israel 等人^[11]以合

金钢为例,把“鱼眼”裂纹源的萌生和扩展划分为三个阶段,计算出了“鱼眼”形成所需要的理论上的循环周期数.

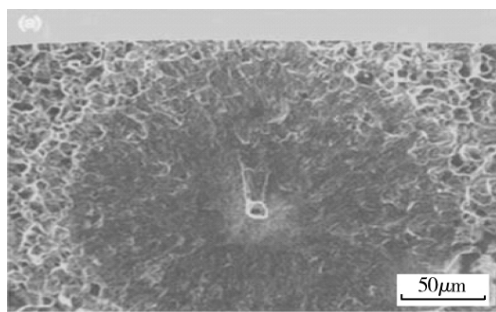


图 4 典型裂纹扩展“鱼眼”形貌

Fig. 4 Image of “fish-eye” on crack propagation

但是,钛合金 TC17 超高周弯曲振动疲劳试件断口次表面裂纹萌生处裂纹源形貌并不呈现“鱼眼”特征.这表明:TC17 钛合金超高周疲劳裂纹萌生并不依赖于内部夹杂和缺陷,与文献^[12]结论一致. Bathias C^[13]观察到,对于钛合金 α 相板条是内部裂纹源.由于微结构的不均匀性,超高周疲劳裂纹可从内部 α_p 晶粒、 α_p 晶界、 α/β 相界处萌生^[14-15].故不同金属裂纹扩展形态不同,TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳裂纹扩展并不呈现“鱼眼”形貌.由此可见疲劳试验中试片是否产生“鱼眼”与试片的材料类型有关,钛合金 TC17 本身并不产生“鱼眼”特征.

2.4 裂纹扩展现象与机理

从图 3 可以看出,TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳的断口上有两种疲劳源:表面裂纹源与次表面裂纹源.表面裂纹沿断口一般以近半圆形方式扩展;次表面裂纹一般以近圆形方式扩展,即裂纹形状比 $a/c \approx 1$,疲劳源区相对平坦,可见从源区发散开来的放射棱线.裂纹源在次表面时,向表面扩展速率大于向内部扩展的速率.在裂纹扩展第一阶段可观察到准解理断裂特征.准解理断裂沿一定的结晶面扩展,其塑性变形量大于解理断裂又小于延性断裂,属于脆性穿晶断裂.在该阶段有大量的准解理小面存在,并伴有大量小二次裂纹^[16].

TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳的断口上疲劳条带与二次裂纹如图 5 所示.

疲劳裂纹扩展第二阶段断口最重要的特征是有疲劳条带存在,条带个数等于载荷循环次数;条带间距随应力强度因子幅值的变化而变化;在同

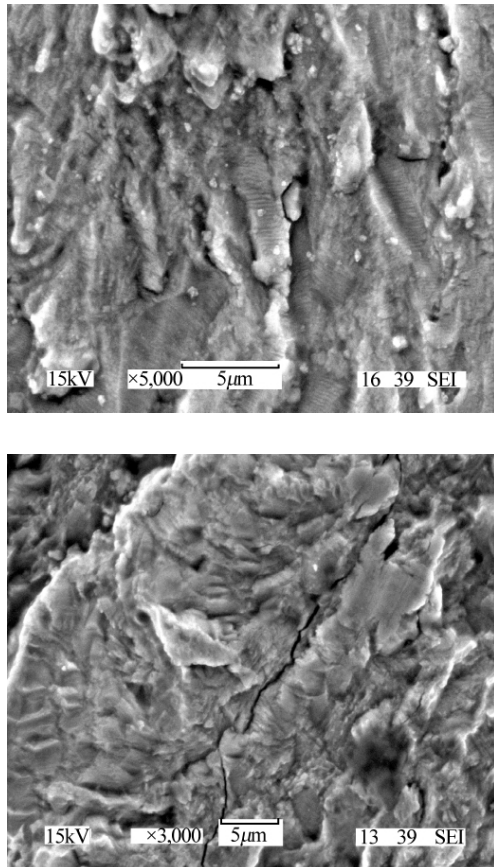


图5 疲劳条带与二次裂纹

Fig. 5 Fatigue striation and secondary crack

一小断块上的疲劳条带是连续而平行的,但相邻小断块上的条带不连续、不平行,即伴有疲劳台阶的存在。根据疲劳条带的宽度,可计算本试件在此阶段裂纹的扩展速率,这个速率相对裂纹的初始扩展速率而言较高,表明此时裂纹扩展即将过渡到瞬断区发生断裂现象。在此阶段,除了疲劳条带这一主要特征外,二次裂纹增多。二次裂纹在断口上呈断续分布。另外,在疲劳条带附近伴有小韧窝,则裂纹扩展逐渐由扩展区向瞬断区过渡。

3 结 论

1) 本文所开发的悬臂梁式弯曲超声疲劳试验系统,为材料的超高周弯曲疲劳性能研究提供了一种新的加载方式和试验方法。

2) 通过试片的设计,能够模拟发动机叶片的弯曲振动形式,具有工程应用背景,为叶片的抗超高周弯曲疲劳设计提供参考。

3) 试件断口分析表明:TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳裂纹萌生并不依赖于内部夹杂和缺陷,有表面和次表面两种模式;没有发现内部裂纹萌生迹象,次表面裂纹扩展也不呈“鱼眼”形貌。

4) 裂纹可以起源于同一个试件的表面与次表面,表面应力大且受粗糙程度影响,容易引发裂纹。次表面裂纹起源的机理目前还没有准确的解释,须进一步研究。

参考文献:

- [1] Department of Defense. MIL-HDBH-1783B w/change 2 22. Engine structural integrity program(ENSIP)[S]. [S. l.]:Department of Defense,2004.
- [2] Marines I,Bin X,Bathias C. An understanding of very high cycle fatigue of metals[J]. International Journal of Fatigue,2003,25(9-11):1101-1107.
- [3] Morrissey R,Nicholas T. Staircase testing of a titanium alloy in the gagacycle regime[J]. International Journal of Fatigue,2006,28(11):1577-1582.
- [4] 周承恩,洪友士. GCr15 钢超高周疲劳行为的实验研究[J]. 机械强度,2004,26(S):157-160.
ZHOU Chengen,HONG Youshi. Experimental investigation on very-high-cycle fatigue of GCr15 steel[J]. Journal of Mechanical Strength,2004,26(S):157-160. (in Chinese)
- [5] Xue H Q,Tao H,Montebault F,et al. Development of a three-point bending fatigue testing methodology at 20 kHz frequency[J]. International Journal of Fatigue,2007,29(9-11):2085-2093.
- [6] 唐维维,王宏. 超声弯曲疲劳实验方法及其应用[J]. 力学与实践,2008,30(6):43-46.
TANG Weiwei,WANG Hong. Method of ultrasonic bending fatigue and application[J]. Mechanics in Engineering,2008,30(6):43-46. (in Chinese)
- [7] 薛红前. 超声振动载荷下材料的超高周疲劳性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
XUE Hongqian. Investigation on fatigue behavior of materials in very high cycle regime under vibratory loading [D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2006. (in Chinese)
- [8] Randall D. Analysis of methods for determining high cycle fatigue strength of a material with investigation of Ti-6Al-4V gigacycle fatigue behavior [R]. USA, DTIC: ADA441887,2005.
- [9] McEvily A J,Nakamura T,Oguma H,et al. On the mechanism of very high cycle fatigue in Ti-6Al-4V[J]. Scripta Materialia,2008(59):1207-1209
- [10] 洪友士,赵爱国,钱桂安. 合金材料的超高周疲劳行为的基本特征和影响因素[J]. 金属学报,2009,45(7):769-780.
HONG Youshi,ZHAO Aiguo,QIAN Guian. Essential characteristics and influential factors for very-high-cycle fatigue behavior of metallic materials[J]. Acta Metallurgical Sinica,2009,45(7):769-780. (in Chinese)
- [11] Marines-Garcia I,Paris P C,Tada H,et al. Fatigue crack growth from small to large cracks on veryhigh cycle fatigue with fish-eye failures[J]. Engineering Fracture Me-

- chanics, 2008, 75(6): 1657-1665.
- [12] 李永德, 杨振国, 李守新, 等. GCr15 轴承钢超高周疲劳性能与夹杂物相关性[J]. 金属学报, 2008, 44(8): 968-972.
LI Yongde, YANG Zhenguo, LI Shouxin, et al. Correlations between very high cycle fatigue properties and inclusions of GCr15 bearing steel[J]. Acta Metallurgical Sinica, 2008, 44(8): 968-972. (in Chinese)
- [13] Bathias C. There is no infinite fatigue life in metallic materials[J]. Fatigue Fract Eng. Mater. Struct., 1999, 22: 559-565.
- [14] Zuo J H, Wang Z G, Han E H. Effect of microstructure on ultra-high cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V[J]. Materials Science and Engineering, 2008(A473): 147-152.
- [15] Lanning D B, Nicholas T, Haritos G K. Effect of plastic prestrain on high cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Mechanics of Materials, 2002, 34(20): 127-134.
- [16] 赵光菊, 钟蜀晖. 钛合金疲劳断口形貌及断口分析[J]. 贵州工业大学学报, 2007, 36(6): 25-28.
ZHAO Guangju, ZHONG Shuhui. Study on the fatigue fracture in titanium alloy[J]. Journal of Guizhou University of Technology, 2007, 36(6): 25-28. (in Chinese)