

文章编号:1000-8055(2013)02-0264-06

锻造 TC4 钛合金电子束焊接接头的 疲劳破坏机制

齐红宇¹, 李少林¹, 杨晓光¹, 王相平², 苏守丽²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 对锻造 TC4 钛合金电子束焊接(EBW)接头进行了应力控制的高周疲劳试验和应变控制的低周疲劳试验,利用扫描电子显微镜对疲劳断口进行观察与分析,研究了疲劳裂纹的起裂机制. 研究表明:所有的高周疲劳试样裂纹起裂位置和最后断裂位置均发生在母材区,而低周疲劳试验试样断裂位置表现出不确定性,在焊缝区和母材区均可导致裂纹起裂. 高周疲劳载荷下,裂纹起源于表面滑移;低周疲劳时,裂纹可能在接头母材区的表面起裂,也可能在接头焊缝的内部缺陷处起裂,裂纹起裂模式取决于载荷大小.

关 键 词: TC4 钛合金; 电子束焊接 (EBW); 疲劳试验; 断口; 疲劳破坏

中图分类号: V250.3

文献标志码: A

Fatigue fracture mechanics of forged TC4 alloy joints by electron beam welding

QI Hong-yu¹, LI Shao-lin¹, YANG Xiao-guang¹,
WANG Xiang-ping², SU Shou-li²(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Stress controlled high-cycle fatigue (HCF) test and strain controlled low-cycle fatigue (LCF) test for electron beam welding (EBW) joints of forged TC4 alloy were investigated at room temperature. Fracture surfaces were observed by scanning electron microscope (SEM), and the crack initiation mechanism of fatigue failure was analyzed. The results show that all HCF specimens are fractured in the base material (BM) observed by SEM, while LCF specimens are mainly ruptured at fusion zone (FZ) and BM. Due to low stress level in HCF test, the crack of joints is initiated near the surface, while the crack of the joint in LCF test is initiated not only near the surface but also in the interior defects. The crack initiation mode depends on the load.

Key words: TC4 alloy; electron beam welding (EBW); fatigue test;
fracture surfaces; fatigue fracture

现代飞机和发动机正朝着高性能、高减质量、高可靠以及降低制造成本的方向不断发展^[1-2],因

收稿日期:2012-02-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.264_004.html

作者简介:齐红宇(1969—),男,北京人,副教授、硕士生导师,博士,主要从事航空发动机结构及强度研究.

此,要求飞机和发动机结构进一步整体化、零件大型化,以达到减少零件数量、提高可靠性、降低制造成本的目的。对于先进航空发动机,其整体化结构的重要体现之一就是整体叶盘制造技术。整体叶盘是新一代航空发动机实现结构创新与技术跨越的核心部件,具有减质、减级、增效、可靠性高等优点^[3-6]。GE 公司最早在 20 世纪 70 年代就在压气机上采用了整体叶盘结构^[6]。

从结构设计上整体叶盘可分为整体式和焊接式两类^[7]。整体式是采用五坐标数控铣或电解加工机床由实体毛坯加工出整体叶盘。这种加工方法材料费用高、加工量大、周期长,且无法加工出叶片与盘是不同材料或同种材料不同密度的整体叶盘。焊接式整体叶盘的焊接工序可采用先进的精密的焊接工艺(电子束焊、真空扩散连接和线性摩擦焊等),从而把复杂、加工困难的叶型改变成单个叶片的叶型加工,材料费用和加工量大幅度降低^[4-7]。

与其他熔焊相比,电子束焊接技术以其高功率密度、焊接热输入量小、零件变形小、焊缝深宽比大、焊缝质量好等特点,在焊接式整体叶盘的制造中获得了广泛的应用^[8-9]。

金属结构疲劳破坏是由损伤累积、裂纹萌生,裂纹扩展到最后断裂的渐进过程^[10]。由于电子束焊接工艺的特点,在焊接结构中常常会存在下列问题:①在焊缝区通常会存在未焊透、气孔和裂纹等焊接缺陷;②焊缝、热影响区和母材之间的强度存在一定程度的非匹配^[11-14]。与均质结构相比,影响焊接结构疲劳寿命的因素更多,研究其裂纹起裂和疲劳失效更为复杂。因此,合理评价焊接接头的疲劳强度,分析接头疲劳裂纹起裂机制及扩展机理,将成为推广使用整体叶盘必须解决的关键问题之一。

本文以 TC4 钛合金 EBW 接头为对象,采用试验方法研究其高、低周疲劳性能,并以断口分析为基础,研究了焊接接头疲劳裂纹的起裂机制,分析焊接缺陷对焊接接头的高、低周疲劳的影响,为包括整体叶盘在内的钛合金 EBW 结构的试验和设计奠定基础。

1 试样制备与试验方法

1.1 试验材料

试验所用材料尺寸为 $72\text{ mm} \times 36\text{ mm} \times 25\text{ mm}$ 的锻造 TC4 钛合金(下文皆称 TC4 钛合金),取自于某型航空发动机轮盘结构。采用 EBW 工

艺将 2 块 TC4 钛合金板以无坡口对接的方式进行焊接。焊前用刷子和砂纸清理试样,保证试样焊接边无毛刺等明显缺陷,并采用丙酮擦拭,去除油脂。为了消除残余应力,焊后去应力退火。

1.2 试样制备

TC4 钛合金 EBW 接头高、低周疲劳试样沿垂直于焊缝方向取样。高、低周疲劳试样按照 GB/T 3075-2008《金属轴向疲劳试验方法》设计。图 1 所示为 EBW 接头的高、低周疲劳试样,图中阴影部分为焊缝(FZ)。

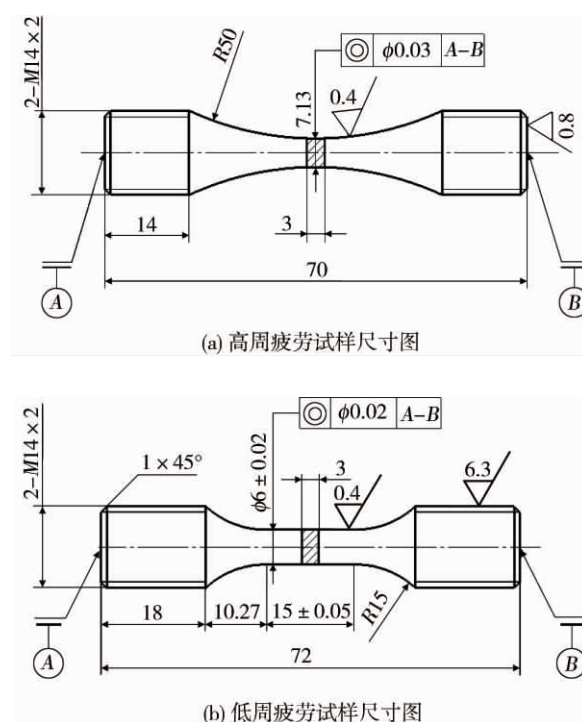


图 1 疲劳试样尺寸图(单位:mm)

Fig. 1 Shape and dimensions of specimen fatigued (unit:mm)

1.3 试验方法

高周疲劳试验参照 GB/T 3075-2008《金属轴向疲劳试验方法》在高频疲劳试验机进行。试验在室温空气介质下进行,采用正弦波形载荷轴向加载,最大应力水平分别为 550, 590, 630 MPa 和 660 MPa,应力比 $R=0.1$ 。试验频率在 120 Hz 左右,该频率由仪器测量范围和工作量等因素综合决定。试验进行到试样断裂为止,且以断裂时所对应的循环周次作为试样的疲劳寿命。

TC4 钛合金 EBW 接头低周疲劳试验采用控制应变的疲劳试验方法。试验按照 GB/T 15248-2008《金属材料轴向等幅低循环疲劳试验方法》在

MTS 810 材料试验机上进行,最大载荷为 250 kN.通过夹式引伸计来测量应变.经过数据分析系统采集循环次数、位移、应力和应变数值.试验控制参数选择:①试验温度,室温;②试验载荷,正弦波形,在整个试验过程中应变比 $R=0.1$ 保持不变;③试验频率,频率太高,有可能应变响应跟不上,且钛合金导热性能差,加载过快将使试样温度急剧升高,影响试样寿命;频率太低,试验时间长,费用大.在不影响寿命的前提下,频率的选取尽可能取大一点的值.试验选取频率为 3Hz.试验进行到试样断裂为止,以断裂时所对应的循环周次作为试样在相应试验条件下的疲劳寿命;循环未断裂的试样取峰值载荷下降到 75% 作为失效的判据.

对断后疲劳试样,分别采用 LEICA MEF4A 高级倒置金相显微镜和 Quanta 400 型扫描电子显微镜观察其金相组织和断口形貌.

2 试验结果及分析

2.1 TC4 合金 EBW 接头高周疲劳试验结果分析

TC4 钛合金及其 EBW 接头的高周疲劳寿命见图 2 所示.由图可知,在 550~660 MPa 应力作用下,TC4 钛合金 EBW 接头的高周疲劳性能要优于 TC4 钛合金;且随着最大应力的减少,EBW 接头和 TC4 钛合金的寿命差距越来越大.表 1 中的拉伸试验结果表明焊缝的强度高于母材,说明焊接接头的焊缝部位位错不易启动,疲劳裂纹成核需要更多的能量和循环次数.而在高周疲劳时,裂纹起始寿命占据总疲劳寿命 80% 以上^[15-16].一般认为在材料疲劳的长寿命区,最大应力低于材

料的屈服强度,在疲劳循环过程中弹性应变幅比塑性应变幅的作用更大,疲劳寿命主要取决于材料的强度^[16].因此焊缝的高周疲劳性能优于母材.接头和 TC4 钛合金的寿命差距越来越大的原因主要有:①焊接接头焊缝区与母材的疲劳性能差异;②应力越小,疲劳分散性越大.

表 1 TC4 钛合金母材、焊接接头及其焊缝拉伸试验结果

Table 1 Tensile test results of forged TC4 alloy, joints and welds

试样	弹性模量/GPa	拉伸强度/MPa	屈服强度/MPa
母材	119	942	881
接头	114	908	853
焊缝	105	1 041	913

图 3 为 TC4 钛合金 EBW 接头高周疲劳试样平剖面金相显微图.从断裂位置来看,接头试样均断裂于母材区,且试样并不在横截面积最小的漏斗中央(接头的焊缝部位)断裂,而是在偏离焊缝中心和热影响区(heat affect zone, HAZ)的母材区断裂.接头断裂处的面积相对于漏斗中央要大,应力相对较小.更进一步说明了 TC4 钛合金 EBW 接头高周疲劳性能高于 TC4 钛合金.

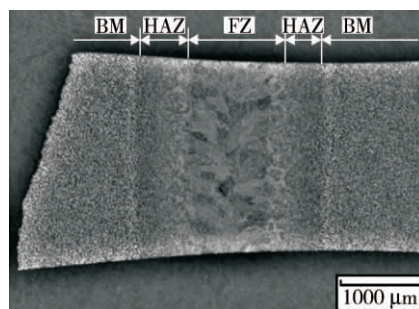


图 3 断后高周疲劳试样金相显微图

Fig. 3 Metallographic diagram of fractured HCF specimen

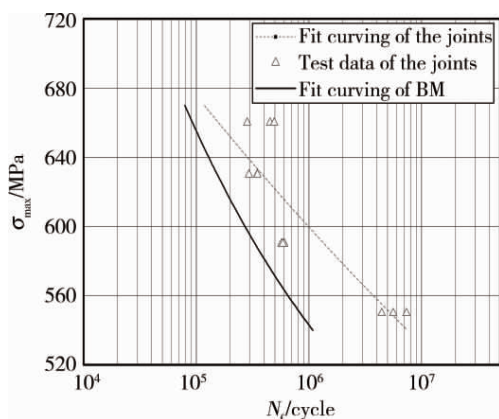


图 2 TC4 合金及其 EBW 接头 S-N 曲线
($K_t=1, R=0.1$)

Fig. 2 S-N curves of forged TC4 alloy base metal and its EBW joints

典型的疲劳断口由疲劳源区、疲劳裂纹稳定扩展区和瞬断区(又称快速断裂区)三部分组成,它们分别代表了疲劳破坏的不同历程^[17].图 4(a)所示的为 TC4 钛合金 EBW 接头高周疲劳试样宏观断口,可见明显的 3 个具有不同形貌特征的区域.图中方框标记处为疲劳源,断口上裂纹扩展区为扇形,扩展区与瞬断区相交的弧线明显.疲劳源区是裂纹萌生的区域.从图 4(b)可知,TC4 钛合金 EBW 接头高周疲劳试样断口只有一个疲劳裂

纹源。

TC4 钛合金 EBW 接头高周疲劳试样裂纹起源于试样表面,见图 4(b)所示。材料表面或次表面缺陷都起着尖缺口的作用,可诱发应力集中,促进疲劳裂纹的萌生。在反复载荷的作用下,在相邻

的滑移面上将引起反向滑移,疲劳滑移带就会在表面上形成沟槽和隆脊,最终将成为萌生疲劳裂纹的区域。在载荷较低时,应力集中不显著,仅形成单一的疲劳源。

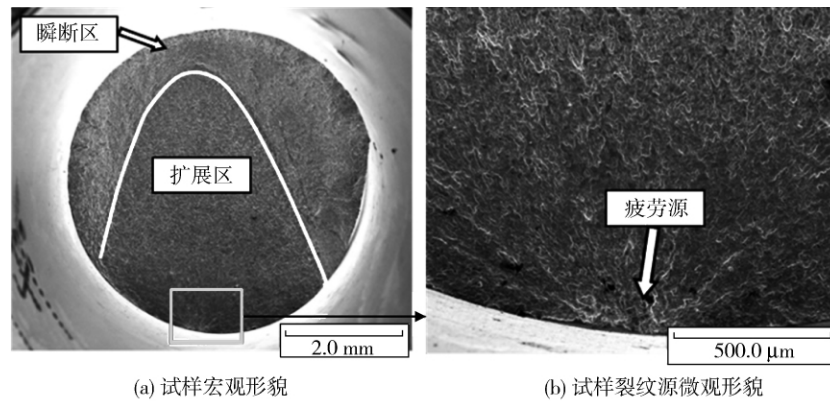


图 4 高周疲劳试样断口的宏观与微观形貌

Fig. 4 Macro and micro fractures of the fractured HCF specimen

2.2 TC4 合金 EBW 接头低周疲劳试验结果分析

TC4 钛合金 EBW 接头低周疲劳试样起裂位置和最后断裂位置存在 2 种情况:母材区和靠近 HAZ 的焊缝区。图 5 为起裂于焊缝区和最后断裂与焊缝区的低周疲劳试样。

低周疲劳断口呈现出 3 个具有不同形貌特征的区域,即疲劳源区、扩展区和瞬断区。在高应变(总应变范围为 1.2%~2.0%)时,疲劳试样断口宏观形貌如图 6(a)所示,而在低应变(总应变范围为 0.8%~1.0%)时试样宏观断口形貌如图 6(b)所示。从图 6 可知:高应变时,试样存在多个疲劳源,且疲劳源为线源;而低应变时疲劳试样为点源,只有一个疲劳源。

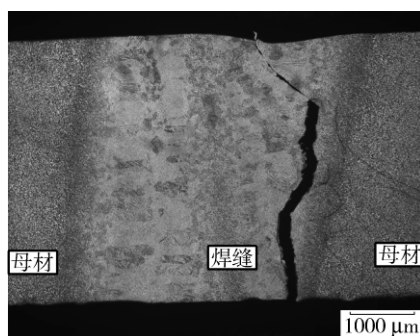


图 5 断后低周疲劳试样金相显微图

Fig. 5 Metallographic diagram of fractured LCF specimen

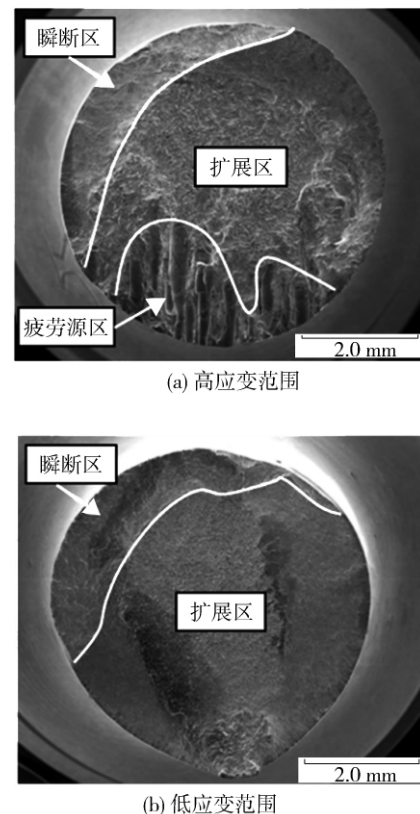


图 6 低周疲劳试样断口形貌 SEM 图

Fig. 6 SEM images showing typical fatigue features at LCF

从图 7(a)中可以清晰地观察到试样裂纹起源于试样内部的焊接缺陷,呈现自由表面、未焊透

等特征. 缺陷的存在会造成该处应力集中从而导致微裂纹的产生. 但是由图 7(b)可知, 低应变时低周疲劳试样裂纹起源于试样表面. 其原因可能是由于带气孔缺陷的焊接接头疲劳裂纹的萌生, 可能是受到滑移萌生机制与气孔开裂导致疲劳裂

纹萌生的共同作用^[18]. TC4 钛合金 EBW 接头低周疲劳结果表明: 当载荷比较小时, 焊接缺陷产生的应力集中不足以造成裂纹起裂, 裂纹起源于表面滑移; 当载荷较大时, 疲劳裂纹萌生则主要是由于焊接缺陷产生的应力集中造成缺陷处起裂.

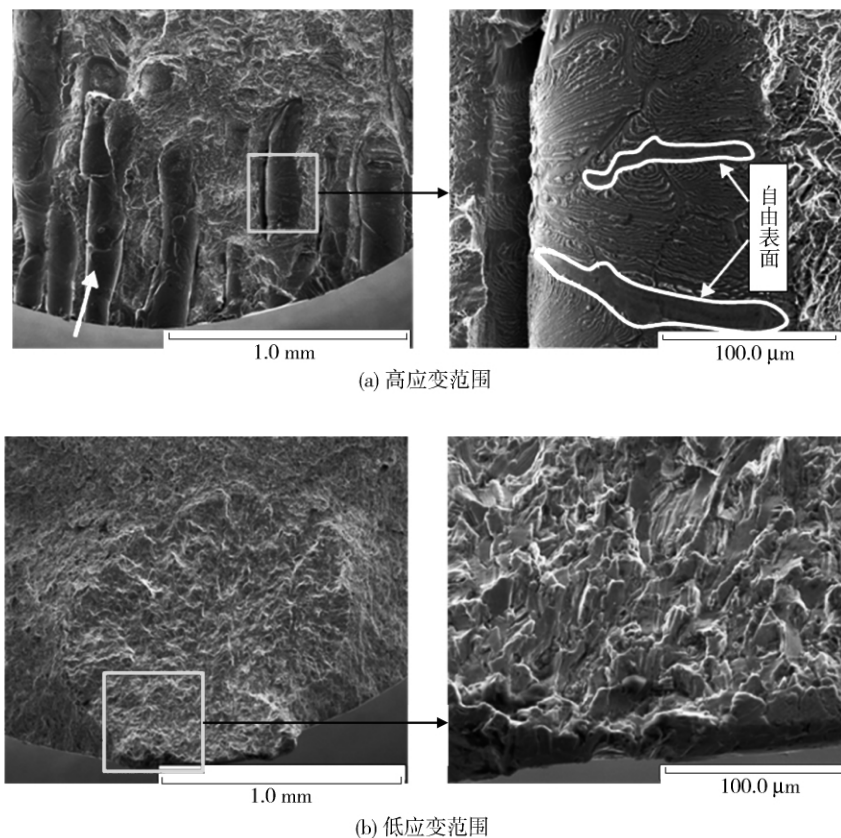


图 7 低周疲劳试样断口源区 SEM 图

Fig. 7 SEM images showing fractograph of the fatigue source in the LCF specimen

3 结 论

焊接接头的疲劳特性与破坏机制是设计、分析整体叶盘结构强度的重要依据. 以电子束焊接接头为研究对象, 设计不同载荷条件下疲劳试验, 发现电子束焊接接头在高、低周载荷条件下体现出不同的破坏机制, 具体如下:

1) 焊缝的存在不会减弱焊接接头的高周疲劳强度, 疲劳裂纹起裂位置和最后断裂位置均为母材区, 说明 TC4 钛合金 EBW 接头的高周疲劳性能不弱于 TC4 钛合金.

2) 低周疲劳试验试样断裂位置不确定, 在母材区和焊缝区均可出现裂纹起裂.

3) 比较分析了焊接接头高、低周疲劳裂纹的起裂机制. 高周疲劳载荷下, 裂纹起源于表面滑移; 低周疲劳载荷时, 裂纹不仅在表面起裂还可能

在内部缺陷处起裂, 载荷大小决定裂纹起裂模式.

参考文献:

- [1] 郭恩明. 航空先进制造技术发展趋势[J]. 航空制造技术, 2007(增刊 1): 1-5.
GUO Enming. Development trend of advanced aeronautical manufacturing [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(Sup. 1): 1-5. (in Chinese)
- [2] 樊振中, 熊艳才. 航空先进制造技术的应用及发展趋势[J]. 装备制造技术, 2011(11): 86-91.
FAN Zhenzhong, XIONG Yancai. Aviation advanced manufacturing technology application and development trend [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2011(11): 86-91. (in Chinese)
- [3] Zhang G Q. Research and development of high temperature structural materials for aero-engine application [J]. Acta Metallurgical Sinica, 2005, 18(4): 443-452.
- [4] 黄春峰. 航空发动机整体叶盘结构及发展趋势[J]. 现代零

- 部件, 2005(4):96-99.
- HUANG Chunfeng. Structure and development trends of blisk[J]. Modern Components, 2005(4): 96-99. (in Chinese)
- [5] 黄春峰. 现代航空发动机整体叶盘及其制造技术[J]. 航空制造技术, 2006(4):94-100.
- HUANG Chunfeng. Modern aeroengine integral blisk and its manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(4):94-100. (in Chinese)
- [6] 陈光. 整体叶盘在国外航空发动机中的应用[J]. 航空发动机, 1999(1):1-6.
- CHEN Guang. Application of blisk in foreign aircraft engine[J]. Aeroengine, 1999(1):1-6. (in Chinese)
- [7] 刘家富. 整体叶盘结构及制造工艺[J]. 航空科学技术, 1998(6):21-23.
- LIU Jiafu. Blisk structure and its manufacture technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 1998(6): 21-23. (in Chinese)
- [8] 莱茵斯 C, 皮特尔斯 M. 钛与钛合金[M]. 陈振华, 译. 北京: 化学工业出版社, 2005.
- [9] Ahmed N. New developments in advanced welding[M]. Cambridge: Woodhead Publishing, 2005.
- [10] 徐建新, 明平伟, 王旭东. 钛合金焊接件疲劳寿命估算[J]. 中国民航学院学报, 2006, 24(5):30-33.
- XU Jianxin, MING Pingwei, WANG Xudong. Fatigue life evaluation of titanium alloy welding specimens[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2006, 24(5): 30-33. (in Chinese)
- [11] Böllinghaus T, Herold H. Hot cracking phenomena in welds[M]. Berlin Heidelberg: Springer, 2005.
- [12] Suresh N, Pillai M G, Mathew J. Investigations into the effects of electron beam welding on thick Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 192/193:83-88.
- [13] Oh J, Kim N J, Lee S, et al. Correlation of fatigue properties and microstructure in investment cast Ti-6Al-4V welds[J]. Materials Science and Engineering: A, 2003, 340(1/2):232-242.
- [14] Liu J Z, Chen B, Wang L F. Effect of weld defect on fatigue life for electron-beam welded titanium alloy[C]//Proceedings of FM2008-Evaluation, Inspection and Monitoring of Structural Integrity. Shanghai: East China University of Science and Technology Press, 2008:251-256.
- [15] Krupp U. Fatigue crack propagation in metals and alloys: microstructural aspects and modelling concepts[M]. New York: Wiley-VCH, 2007.
- [16] 葛敬鲁. 钛合金电子束焊接接头的性能研究[D]. 沈阳: 沈阳大学, 2011.
- GE Jinglu. Performance of electron-beam welded TC11 joints[D]. Shenyang: Shenyang University, 2011. (in Chinese)
- [17] 钟群鹏, 赵子华. 断口学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- [18] 陶春虎, 刘庆琼, 曹春晓, 等. 航空用钛合金的失效及其预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002:1-33.