

DD6 单晶高温合金振动疲劳性能及 断裂机理

Vibration Fatigue Properties and Fracture Mechanism
of DD6 Single Crystal Superalloy

刘丽玉^{1,2,3}, 高翔宇^{1,2,3}, 杨宪锋^{1,2,3}, 何玉怀^{1,2,3}

(1 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095; 2 航空材料检测
与评价北京市重点实验室, 北京 100095; 3 材料检测与评价
航空科技重点实验室, 北京 100095)

LIU Li-yu^{1,2,3}, GAO Xiang-yu^{1,2,3}, YANG Xian-feng^{1,2,3}, HE Yu-huai^{1,2,3}

(1 AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095,
China; 2 Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and
Evaluation, Beijing 100095, China; 3 Aviation Key Laboratory of
Science and Technology on Aeronautical Materials Testing and
Evaluation, Beijing 100095, China)

摘要: 研究[001]取向的 DD6 单晶高温合金的室温振动疲劳 S-N 曲线, 并获得了其室温振动疲劳极限。利用体视显微镜、扫描电子显微镜、背散射衍射等手段对 DD6 单晶高温合金振动疲劳断裂机制进行分析。结果表明: 采用 S-N 法估算得到的[001]取向的 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳极限约为 337.5 MPa。振动疲劳裂纹断口呈现单个或多个沿{111}晶体学扩展平面组成的形貌特征, 断口上分为疲劳源区和疲劳扩展区两个阶段, 裂纹在应力最大截面处的表面或内部缺陷处萌生, 呈单源特征, 疲劳扩展区呈现类解理断裂特征, 未出现典型的疲劳条带特征。说明沿{111}晶面滑移是 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳断裂的主要变形机制, 断口上的类解理扩展平面以及微观上类解理花样是 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳断裂的主要特征。

关键词: DD6 单晶高温合金; 振动疲劳; 断裂机理; 类解理平面

doi: 10.11868/j.issn.1001-4381.2016.000891

中图分类号: V241 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2018)02-0128-06

Abstract: Room Temperature vibration fatigue S-N curves of single crystal superalloy DD6 with [001] orientation was investigated and room temperature vibration fatigue limit was obtained. The fracture mechanism was studied by OM, SEM and EBSD. The results show that based on S-N method, vibration fatigue limit of DD6 single crystal superalloy with [001] orientation is estimated to be around 337.5 MPa. Vibration fatigue fracture presents single or several {111} octahedral slip planes. SEM observations show that fracture has two regions: fatigue source region and the fatigue crack propagation regions, the fatigue cracks initiate at the surface or internal defect of the cross-section with the maximum stress, and exhibits a single source feature, fatigue crack propagation region exhibits quasi-cleavage fracture, no typical fatigue striation feature. Crystal plane slip along {111} is the main deformation mechanism of RT vibration fatigue fracture of single crystal superalloy DD6, quasi-cleavage propagation plane in fracture and quasi-cleavage patterns in microstructure are the main features of RT vibration fatigue fracture of single crystal superalloy DD6.

Key words: DD6 single crystal superalloy; vibration fatigue; fracture mechanism; quasi-cleavage plane

现代航空发动机发展的主要特点是提高涡轮前温度, 以有效地改善发动机性能, 而涡轮前温度的提高很大程度上取决于涡轮叶片的承温能力^[1]。DD6 单晶

高温合金为我国自主研制的第二代镍基单晶高温合金, 以其优异的高温性能成为目前高推重比、高功重比航空发动机涡轮工作叶片优先考虑选用的材料^[2-3]。

国内学者对其组织^[3-4]、常规性能^[5-7]等开展了大量的研究,但对于与工程应用息息相关的振动疲劳性能却鲜有报道。DD6 单晶高温合金一般用于涡轮转子叶片用料,疲劳失效是涡轮叶片中最常见的一类失效^[8-9],往往都与振动有关。与常规的疲劳不同,振动疲劳实验是指合金和构件在承受振动、冲击、噪声等动态交变载荷时,激励频率分布与结构固有频率相近,使结构产生共振所导致的疲劳破坏现象^[10],是合金或构件综合性能的考核。构件的振动疲劳极限不仅与合金材料振动疲劳极限有关,还与构件形状、尺寸以及表面状态有关,即与构件本身因素有关,但合金材料的振动疲劳极限是构件振动疲劳极限的研究基础。目前,由于缺乏单晶高温合金材料的振动疲劳性能数据,很多型号在单晶涡轮叶片的振动疲劳考核、工程失效等方面均缺乏相关的数据支持和参考。此外,DD6 单晶高温合金作为一种新型高温合金,其化学成分和组织状态与普通铸造高温合金区别较大,其断裂特征和损伤机理与普通铸造高温合金相比也存在较大差异^[11]。因此,研究 DD6 单晶高温合金振动疲劳性能,以及断裂机理对 DD6 单晶高温合金的工程化应用有重要的指导意义。

构件振动疲劳破坏最典型、最重要的就是一阶弯曲振动疲劳,由于其振动阶次低、能量高、引起的破坏大,因此,振动疲劳实验往往指的是一阶弯曲振动疲劳实验,且目前构件振动疲劳考核都是在室温下进行的。为进一步了解 DD6 单晶高温合金构件振动疲劳特性,以及振动下的疲劳断裂特征及机理,本工作研究了[001]取向的 DD6 单晶高温合金的室温振动疲劳极限,并利用体视显微镜、扫描电镜、EBSD 等分析 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳断裂机理。

1 实验材料及方法

采用纯净的原材料真空熔炼 DD6 母合金,其主要的化学成分(质量分数,%,下同):Cr 3.8,Co 8.5,W 7.0,Al 5.2,Ta 6.0,Re 1.6,Mo 1.5,Ni 为余量。在真空定向凝固炉上重熔合金,分别浇注并定向凝固[001]取向单晶试块。然后对单晶试块进行热处理:1290℃/1h+1300℃/2h+1315℃/4h/空冷+1120℃/4h/空冷+870℃/32h/空冷。单晶试块试样加工前均采用 X 射线法测定晶体取向,不同的试块取向存在一定差异,但保证所有试样轴向和单晶[001]生长方向的夹角最大偏离角小于 15°。

将试块加工成如图 1 所示的振动疲劳光滑试样,通过有限元对振动疲劳实验的应力分布进行模拟,最大应力位置在试样 U 型弯截面处,见图 2。在试样最

大应力位置进行贴片,然后将试样通过夹具安装于电磁振动台的台面上。设定加载频率及加速度 *g* 值(加载频率为 151~154Hz,且此频率下,振动疲劳实验过程中试样并没有出现温升),参照 HB5277—84 进行振动疲劳测试。实验的应力选择,先根据 DD6 单晶高温合金室温拉伸性能预测其振动疲劳极限,第 1 个试样的应力水平选在略高于预计疲劳极限下进行实验,以后根据上一根试样的实验结果决定下一根试样的实验应力。每次通过应变片及动态信号采集分析系统记录试样的应力和频率变化,直至试样一阶固有频率下降超过 1%(判断出现裂纹)或循环周次超出 1×10^7 ,停止实验。通过不同应力水平下的循环数得到 *S-N* 曲线,并通过数据拟合计算得到振动疲劳极限。

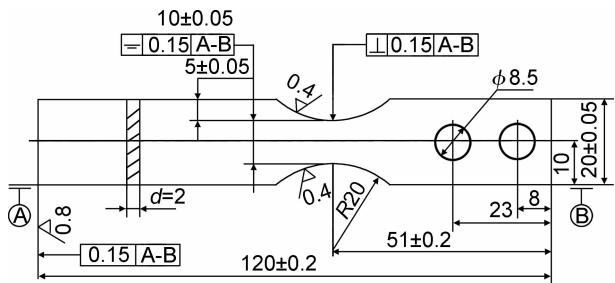


图 1 悬臂梁试样尺寸
Fig. 1 Dimension of test beam

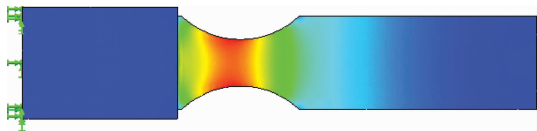


图 2 振动疲劳试样应力云图
Fig. 2 Stress nephogram of vibration fatigue specimen

振动疲劳实验后的裂纹试样采用线切割方法沿宽度方向进行切割,切割过程以不破坏裂纹为原则,并将裂纹敲断形成断口。利用体视显微镜和 CS3100 型扫描电镜对振动疲劳实验的裂纹断口进行观察分析;利用 EBSD 对裂纹断面取向进行分析。

2 实验结果与分析

2.1 [001]取向 DD6 单晶高温合金室温光滑振动疲劳极限研究

[001]取向 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳 *S-N* 曲线如图 3 所示。可知,合金的整条 *S-N* 曲线呈现连续下降型特征,随后出现水平平台,即在循环周次 10^7 左右出现水平渐近线,记为[001]取向 DD6 单晶高温合金振动疲劳极限。拟合后得到的 *S-N* 曲线方程为

$\lg N_f = 7.092455 - 0.774838 \lg (S_{\max} - 336.1776)$, 相关系数为 0.972。

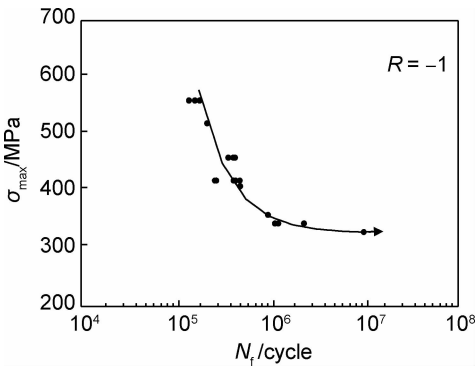


图 3 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳 S-N 曲线
Fig. 3 Vibration fatigue S-N curve of DD6 single crystal superalloy at RT

从 S-N 曲线的数据结果看,数据稳定性较好,拟合系数较高,说明当合金取向偏离角小于 15°时,[001]取向的 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳实验数据波动较小。根据实验数据估算得到[001]取向的 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳极限约为 337.5MPa,从此数值看,[001]取向的 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳性能,并不比一些与其抗拉强度级

别相当的材料(如 TC11 钛合金振动疲劳极限约为 480MPa)更优。此外,从目前工程上的 DD6 单晶叶片构件的室温振动疲劳实验考核上看,其构件振动疲劳极限也远低于材料本身的振动疲劳极限。上述研究结果表明,[001]取向的 DD6 单晶高温合金室温下的振动疲劳极限相对较低,且构件结构因素影响大,叶片构件振动疲劳极限远不能和合金的疲劳极限相比。DD6 单晶叶片工程应用利用的是其优良的高温性能,与室温性能存在较大的差异,尤其是室温和高温屈强比的差异可能带来不同温度下疲劳性能方面较大的差异。因此,现阶段工程应用上所采用的室温振动疲劳实验对 DD6 单晶叶片有较大的局限性,在单晶叶片的设计和实验考核上,应充分考虑叶片实际服役条件下与考核条件下的差异性。

2.2 DD6 单晶高温合金振动疲劳裂纹断口分析和断裂机理分析

2.2.1 振动疲劳裂纹及断口分析

DD6 单晶高温合金光滑振动疲劳实验产生的裂纹均从试样宽度的小截面区域(即 U 型弯区域)的一侧开始(但由于受试样加工以及合金的细微差异,可能不完全出现在最窄位置),与轴向呈一定角度笔直扩展,呈现单条直线状或折线状裂纹,如图 4 所示。

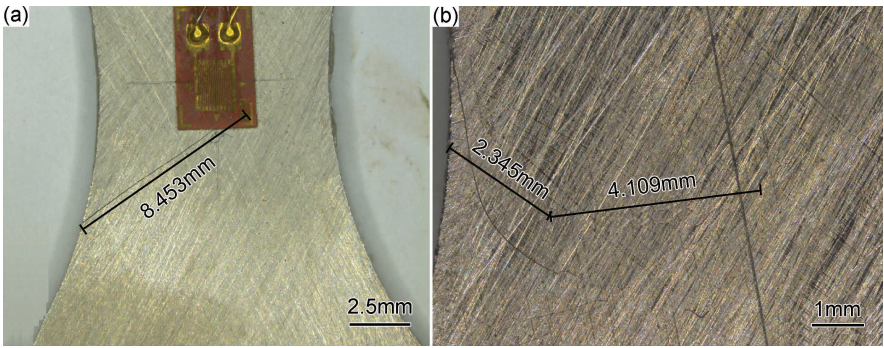


图 4 [001]取向 DD6 单晶高温合金室温光滑振动疲劳实验裂纹及走向 (a)直线状裂纹;(b)折线状裂纹
Fig. 4 Direction of vibration fatigue cracks of DD6 single crystal superalloy with [001] orientation
(a)straight line crack;(b)fold line cracks

对在振动疲劳实验过程中尚未完全断裂(但已经失效,实验终止)的试样,采用线切割方法沿宽度方向进行切割,切割过程以不破坏断口为原则,并将裂纹敲断形成断口。而后对所有断口进行超声波清洗,在体视显微镜下观察断口形貌,如图 5 所示。可知,裂纹断口由两个区域构成:疲劳裂纹源区和裂纹扩展区(裂纹未扩展至瞬断阶段)。直线状裂纹断口从 U 型弯一侧的棱边起始(即试样 U 型弯棱边直角处),沿一个晶体学平面扩展,呈现为单个与轴向呈一定角度的刻面形貌。折线状裂纹断口也从 U 型弯一侧的棱边起始,沿

一个晶体学平面扩展一定长度后转向另两个平面扩展,呈现多个刻面形貌,刻面末端轮廓与人为打断区宏观可见弧线分界。而在多个扩展平面组成的断口上,基本为互成直角的扩展平面。

振动疲劳实验裂纹起源位置反映了构件结构上的最大应力位置,此外还和微观缺陷及粗大第二相等有关^[12]。扫描电镜下分析,材料内部未见明显显微缺陷,振动疲劳裂纹从 U 型弯一侧的棱边表面起源,源区可观察到交叉滑移特征;而当试样的亚表面存在一定尺寸(约 60μm)的显微疏松时,振动疲劳裂纹起始

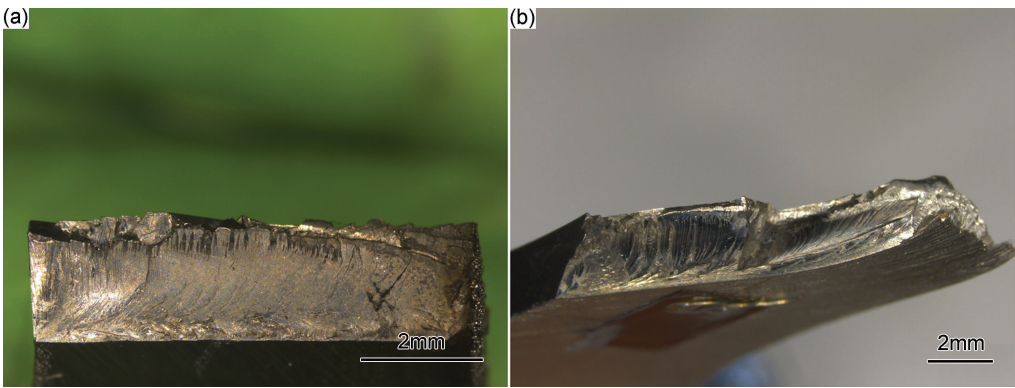


图 5 [001]取向 DD6 单晶高温合金室温光滑振动疲劳实验裂纹断口宏观形貌
(a)一个扩展平面;(b)三个扩展平面

Fig. 5 Macro-morphologies of vibration fatigue fracture of DD6 single crystal superalloy with [001] orientation
(a)one slip plane;(b)three slip planes

于亚表面显微疏松处,而非 U 型弯一侧的棱边表面,此时源区的滑移线特征消失而呈现滑移台阶,如图 6 所示。裂纹萌生后沿着与主应力轴约为 45°的特定晶体学平面扩展,晶体学扩展平面上呈现河流状或羽毛状的类解理花样,疲劳条带不明显,如图 7 所示。人为打断的过载特征则为形貌混杂的韧窝特征,各韧窝

之间通过撕裂棱连接,如图 8 所示,即振动疲劳裂纹断口与人为打断区的断裂特征(瞬断特征)有显著的差异。断口分析结果表明,在 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳实验的裂纹断口上甚至不出现典型的疲劳条带,断口上的类解理扩展平面是判断振动疲劳开裂的典型特征。

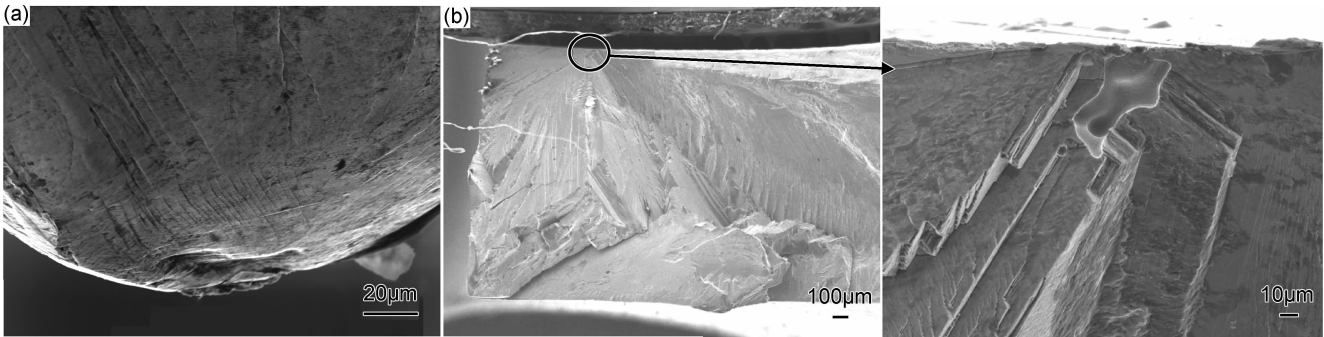


图 6 [001]取向 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳裂纹断口源区特征
(a)起源于表面的滑移特征;(b)起源于亚表面的显微疏松

Fig. 6 Fracture source region of DD6 single crystal superalloy with [001] orientation after vibration fatigue test at RT
(a)slip morphology of initiating at the surface;(b)initiation at internal defect near the surface

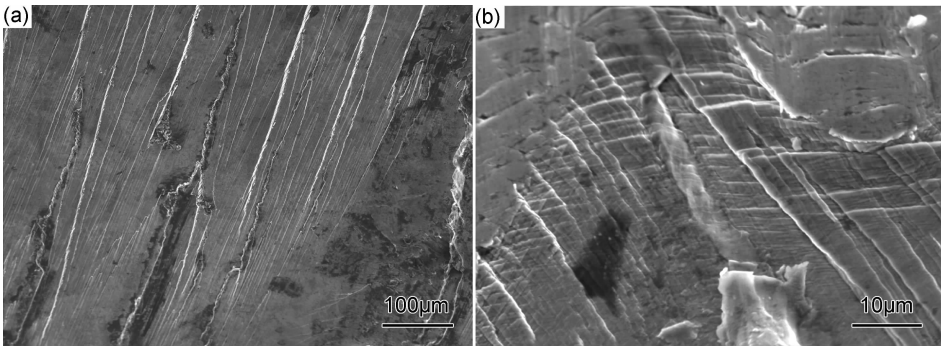


图 7 疲劳扩展区特征 (a)河流花样;(b)滑移线

Fig. 7 SEM images of fatigue propagation regions (a)river pattern fracture;(b)slip band

低,滑移优先产生于 $\{111\}$ 晶面。滑移可在多个不同的 $\{111\}$ 面上发生^[16],即有主滑移系和次滑移系。当疲劳裂纹沿主滑移面扩展一定阶段后,扩展速率逐渐增大,出现二次裂纹(二次裂纹的产生可以起到松弛裂纹扩展时裂纹尖端应力集中的作用,延缓裂纹扩展),产生沿次滑移系开动的滑移面,因此出现沿不同角度的 $\{111\}$ 晶面断裂的形貌。

3 结论

(1)采用 S-N 法估算得到了 $[001]$ 取向的 DD6 单晶高温合金的室温振动疲劳极限约为 337.5 MPa。

(2)室温振动疲劳裂纹断口分疲劳源区和疲劳裂纹扩展区两个区域。裂纹在表面、内部缺陷等部位萌生,疲劳扩展区以疲劳扩展第一阶段为主,呈现出单个或多个沿特定晶体学平面扩展的刻面形貌,微观为河流状或羽毛状的类解理花样,疲劳条带特征不明显。

(3)沿 $\{111\}$ 晶面滑移是 DD6 单晶高温合金振动疲劳断裂的变形机制,断口上的类解理扩展平面以及微观上类解理花样是 DD6 单晶高温合金室温振动疲劳断裂的主要特征。

参考文献

- [1] 陈荣章. 航空铸造涡轮叶片合金和工艺发展的回顾与展望[J]. 航空制造技术, 2002(2): 19-23.
CHEN R Z. Review and prospect of developments of cast superalloys and technology of aeroengine turbine blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002(2): 19-23.
- [2] LI J R, ZHAO J Q, LIU S Z, et al. Effects of low angle boundaries on the mechanical properties of single crystal superalloy DD6 [C]//Superalloys 2008. Warrendale, PA: TMS, 2008: 443-451.
- [3] 张晓越, 刘林, 黄太文, 等. 凝固参数对 DD6 偏析和 γ/γ' 共晶组织演化的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2013, 42(12): 2547-2552.
ZHANG X Y, LIU L, HUANG T W, et al. Effect of solidification parameters on the segregation and γ/γ' eutectic evolution in Ni-based single crystal superalloy DD6[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(12): 2547-2552.
- [4] BOND S D, MARTIN J W. Surface recrystallization in a single crystal nickel-based superalloy[J]. Journal of Materials Science, 1984, 19(19): 3867-3872.
- [5] 张中奎, 王佰智, 刘大顺, 等. DD6 单晶合金蠕变特性及断裂机理[J]. 材料科学与工程学报, 2012, 30(3): 375-379.
ZHANG Z K, WANG B Z, LIU D S, et al. Creep properties and fracture mechanism of DD6[J]. Journal of Materials Science Engineering, 2012, 30(3): 375-379.
- [6] 王开国, 李嘉荣, 刘世忠, 等. DD6 单晶高温合金 760℃ 的蠕变性能研究[J]. 材料工程, 2015(5): 7-11.
WANG K G, LI J R, LIU S Z, et al. Study on creep properties of

single crystal superalloy DD6 at 760℃ [J]. Journal of Materials Engineering, 2015(5): 7-11.

- [7] 李嘉荣, 史振学, 袁海龙, 等. 单晶高温合金 DD6 拉伸性能各向异性[J]. 材料工程, 2008(12): 6-10.
LI J R, SHI Z X, YUAN H L, et al. Tensile anisotropy of single crystal superalloy DD6[J]. Journal of Materials Engineering, 2008(12): 6-10.
- [8] 赵四辈. GH4037 合金 I 级涡轮叶片断裂失效分析[J]. 失效分析与预防, 2007, 2(4): 31-34.
ZHAO S B. Rupture failure analysis of GH4037 stage I turbo blade [J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(4): 31-34.
- [9] 洪杰, 刘书国, 张大义, 等. 小型短寿命涡扇发动机涡轮叶片疲劳失效分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 604-609.
HONG J, LIU S G, ZHANG D Y, et al. Fatigue failure analysis of turbine blade in miniature short-life turbofan[J]. Engine Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 604-609.
- [10] 姚起杭, 姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006, 23(1): 12-15.
YAO Q H, YAO J. Vibration fatigue in engineering structures [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(1): 12-15.
- [11] 张丽辉, 唐定忠, 曹雪刚. 单晶高温合金损伤与断裂特征研究[J]. 失效分析与预防, 2012, 7(3): 148-152.
ZHANG L H, TANG D Z, CAO X G. Damage and fracture characteristics of single crystal superalloy [J]. Failure Analysis and Prevention, 2012, 7(3): 148-152.
- [12] 杜凤山, 闫亮, 戴圣龙, 等. 高强铝合金疲劳特性研究[J]. 航空材料学报, 2009, 29(1): 96-100.
DU F S, YAN L, DAI S L, et al. Study on fatigue performance of high strength aluminum alloy [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2009, 29(1): 96-100.
- [13] 刘昌奎, 杨胜, 何玉怀, 等. 单晶高温合金断裂特征[J]. 失效分析与预防, 2010, 5(4): 225-230.
LIU C K, YANG S, HE Y H, et al. Fracture features of single crystal superalloys [J]. Failure Analysis and Prevention, 2010, 5(4): 225-230.
- [14] SHI Z X, LI J R, LIU S Z, et al. High cycle fatigue behavior of the second generation single crystal superalloy DD6 [J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2011, 21(5): 998-1003.
- [15] BOWEN A W, FORSYTH P J E. On the mechanism of mixed fatigue-tensile crack growth [J]. Materials Science & Engineering, 1981, 49(2): 141-154.
- [16] WAN J S, YUE Z F. A low-cycle fatigue life model of nickel-based single crystal superalloys under multiaxial stress state [J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 392(1/2): 145-149.

基金项目: 航空基金资助项目(2014ZF21014)

收稿日期: 2016-12-14; 修订日期: 2017-08-07

通讯作者: 刘丽玉(1983—), 女, 高级工程师, 硕士, 从事微观物理和金属损伤评价等方面研究工作, 联系地址: 北京市 81 信箱 4 分箱(100095), E-mail: liuliyu@aliyun.com

(本文责编: 王 晶)