

doi: 10.3969/j.issn.1007-9289.2013.03.004

喷丸对 DD6 单晶合金高温疲劳性能的影响

王欣¹, 尤宏德², 赵金乾¹, 杨清³, 汤智慧¹

(1. 北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015; 3. 沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司, 沈阳 110043)

摘要: 用陶瓷丸 CZ50 对 DD6 单晶高温合金(简称 DD6 单晶)进行喷丸, 研究喷丸后 DD6 单晶的表面形貌和 650 °C 旋转弯曲疲劳应力-寿命曲线的变化。结果表明: 喷丸消除了加工刀痕, 缓和了表面应力集中; DD6 单晶喷丸后疲劳极限达到 486 MPa, 比未喷丸的原始试样提高了 19.7%。喷丸后试样疲劳源呈现小刻面状的原因是由于喷丸强化层内较大的位错密度, 裂纹扩展方向在距疲劳源 30~50 μm 处出现变化, 延长了单晶高温合金的扩展寿命。

关键词: 喷丸; DD6 单晶高温合金; 应力集中; 疲劳极限; 扩展方向变化

中图分类号: TG668; TG115.57 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-9289(2013)03-0021-04

Influence of Shot-peening on the High-temperature Fatigue Property of DD6 Single Crystal Superalloy

WANG Xin¹, YOU Hong-de², ZHAO Jin-qian¹, YANG Qing³, TANG Zhi-hui¹

(1. Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095; 2. Shenyang Aero-engine Design and Research Institute, Shenyang 110015; 3. Shenyang Liming Aero-Engine (Group) Corporation Ltd., Shenyang 110043)

Abstract: DD6 single-crystal superalloy was used to investigate the effect of ceramic-shot peening (CSP) on surface topography and high-temperature fatigue property. Results show that the tool-marks are removed by CSP, which mitigates the surface stress concentration, and the fatigue limit at 650 °C reaches 486 MPa after CSP, which increases by 19% compared with the original. However, a small platform is observed on the distance of 30-50 μm from the fatigue source, which means the change of the propagation direction takes place due to the high dislocation density induced by CSP, which makes the fatigue-crack propagation life prolong.

Key words: shot-peening; DD6 single-crystal superalloy; stress concentration; fatigue limit; change of propagation direction

0 引言

涡轮叶片是发动机的重要部件, 需要良好的持久性能。由于单晶合金消除了横向晶界, 持久抗力良好, 国际上先进发动机均采用铸造单晶高温合金作为涡轮叶片的主要材料^[1-2]。

发动机服役时涡轮叶片受到发动机振动力、离心力和燃气的冲击力的作用, 处于复杂的高温交变载荷作用下。单晶高温合金由于缺乏晶界的阻碍作用, 基体疲劳抗力较弱, 需要配合抗疲劳的

特种工艺来提高其疲劳抗力及服役安全性。目前抗疲劳的特种工艺中应用较广的是喷丸^[3], 该技术在我国的钢^[4]、铝合金^[5]、钛合金^[6]和高温合金^[7]部件上均有应用, 但喷丸对各向异性合金(如定向凝固合金、单晶合金)的疲劳影响研究较少, 大多研究关注喷丸+高温时效产生的再结晶形态^[8]以及再结晶对于合金持久性能的弱化作用^[9-10]。高玉魁^[11]对 DD6 单晶喷丸后的疲劳性能进行了研究, 说明喷丸可以提高其在 650 °C 和

收稿日期: 2012-10-24; 修回日期: 2013-03-25

作者简介: 王欣(1983-), 男(汉), 福建福州人, 工程师, 硕士; 研究方向: 表面形变强化和表面完整性

网络出版日期: 2013-05-17 10:36; 网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20130517.1036.006.html>

引文格式: 王欣, 尤宏德, 赵金乾, 等. 喷丸对 DD6 单晶合金高温疲劳性能的影响 [J]. 中国表面工程, 2013, 26(3): 21-24.

760 ℃ 的单点疲劳寿命,但对于单晶高温合金的疲劳极限和强化的原因没有述及;此前作者对喷丸与单晶合金表面层组织和性能关系开展过研究,特定优化的喷丸工艺还可以降低表面应力集中系数。然而,这些研究在喷丸对单晶合金高温疲劳极限的影响以及抗疲劳强化原因等方面关注较少。由于 650 ℃ 是单晶叶片榫头位置的大致服役温度,文中研究开展了喷丸对 DD6 单晶表面形貌、650 ℃ 高温疲劳寿命应力曲线以及疲劳断口的影响研究,解释了喷丸对于 DD6 单晶疲劳性能增益的原因。

1 试验材料和方法

试验材料 DD6 单晶是北京航空材料研究院研发的,经过 1 290 ℃/1 h+1 300 ℃/2 h+1 315 ℃/4 h,空冷+1120 ℃/4 h,空冷+870 ℃/32 h 热处理。DD6 单晶沿(001)方向生长,由基体相 γ 和网格化的强化相 γ' 组成,650 ℃ 拉伸性能:抗拉强度(σ_b)为 1 060 MPa,屈服强度($\sigma_{0.2}$)为 960 MPa,延伸率(δ_5)为 14.0%,收缩率(ψ)为 18.5%。微观组织如图 1 所示。

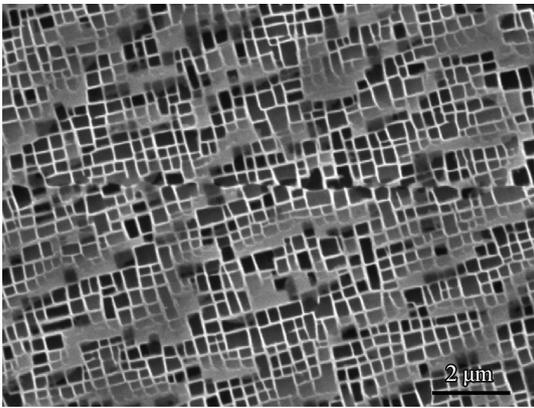


图 1 DD6 单晶高温合金显微组织

Fig. 1 Microstructure of DD6 single crystal superalloy

缺口疲劳试样按照 Q/6S 977-2004《力学性能试样图纸》^[12] 中图号 M2504-N023(图 2)加工,结构应力集中系数 $K_t=1.7$,R0.75 的工作段经过精磨。在气动式喷丸机 PWB 上,按照 HB/Z 26-2011《航空零件喷丸强化工艺说明书》^[13],采用陶瓷丸 CZ50 对 DD6 单晶试样喷丸,喷射角度与(001)方向垂直,喷嘴压力 0.28~0.30 MPa,喷嘴与待喷表面距离 130~160 mm。采用 Quanta 600 扫描电镜观察了试样喷丸表面;按照 HB

5153-96 标准^[14],对喷丸后和未喷丸试样进行疲劳寿命曲线的测试试验;完成测试后,再采用 Quanta 600 扫描电镜观察断口形貌。

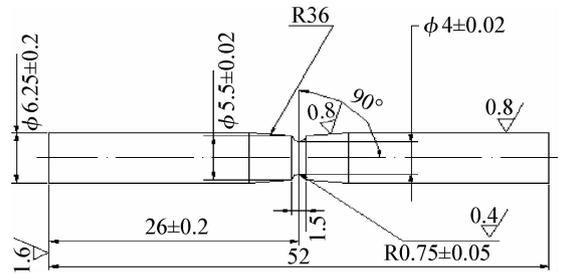


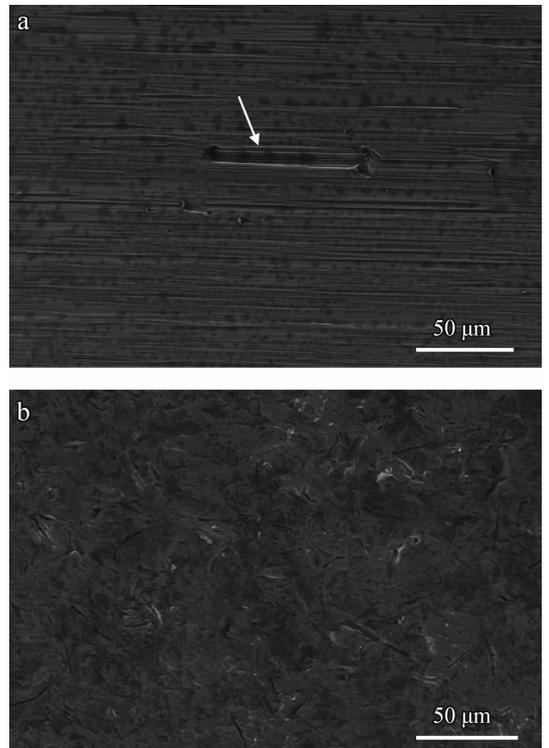
图 2 缺口疲劳试样($K_t=1.7$)^[13]

Fig. 2 Notched fatigue sample($K_t=1.7$)^[13]

2 结果与分析

2.1 表面观察

图 3 为喷丸前后 DD6 单晶试样的表面形貌。图 3 可知,磨削试样的表面存在许多平行的刀痕,在某些特定的位置,由于颗粒粘刀或刀具磨损的原因,可能会出现较深的加工刀痕(白箭头部位)。单独存在的较深加工弹痕会引起较大的应力集



(a) Before shot-peening (b) After shot-peening

图 3 喷丸前后 DD6 单晶缺口试样的表面形貌
Fig. 3 Surface morphologies of notched fatigue samples before and after shot-peening

中,可能优先萌生疲劳源。喷丸后,原先的加工刀痕完全消失,表面层金属在循环塑性形变的影响下,产生褶皱和弹坑的痕迹,并引入加工硬化效果,表面层屈服强度提高。

2.2 疲劳性能

图 4 为喷丸前后 DD6 单晶缺口试样的 650 °C 疲劳寿命增益曲线。从曲线走势可以看出,施加交变载荷从 410 MPa 增加到 640 MPa,经过喷丸的 DD6 单晶缺口高周疲劳性能比未喷丸试样都有显著提高,疲劳极限从喷丸前的 408 MPa,提高到喷丸后的 486 MPa,提高幅度达到 19%。此外,在每一个应力强度下,未强化的原始试样的疲劳寿命均低于强化试样。可见,喷丸在大应力低周次循环(大于 600 MPa)与小应力高周次循环(小于 500 MPa)条件下均能提高 DD6 单晶的疲劳寿命。

2.3 断口分析

图 5 是原始和经过喷丸后的试样疲劳断口,外

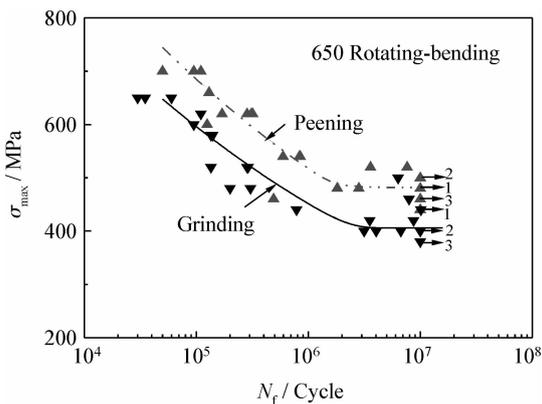
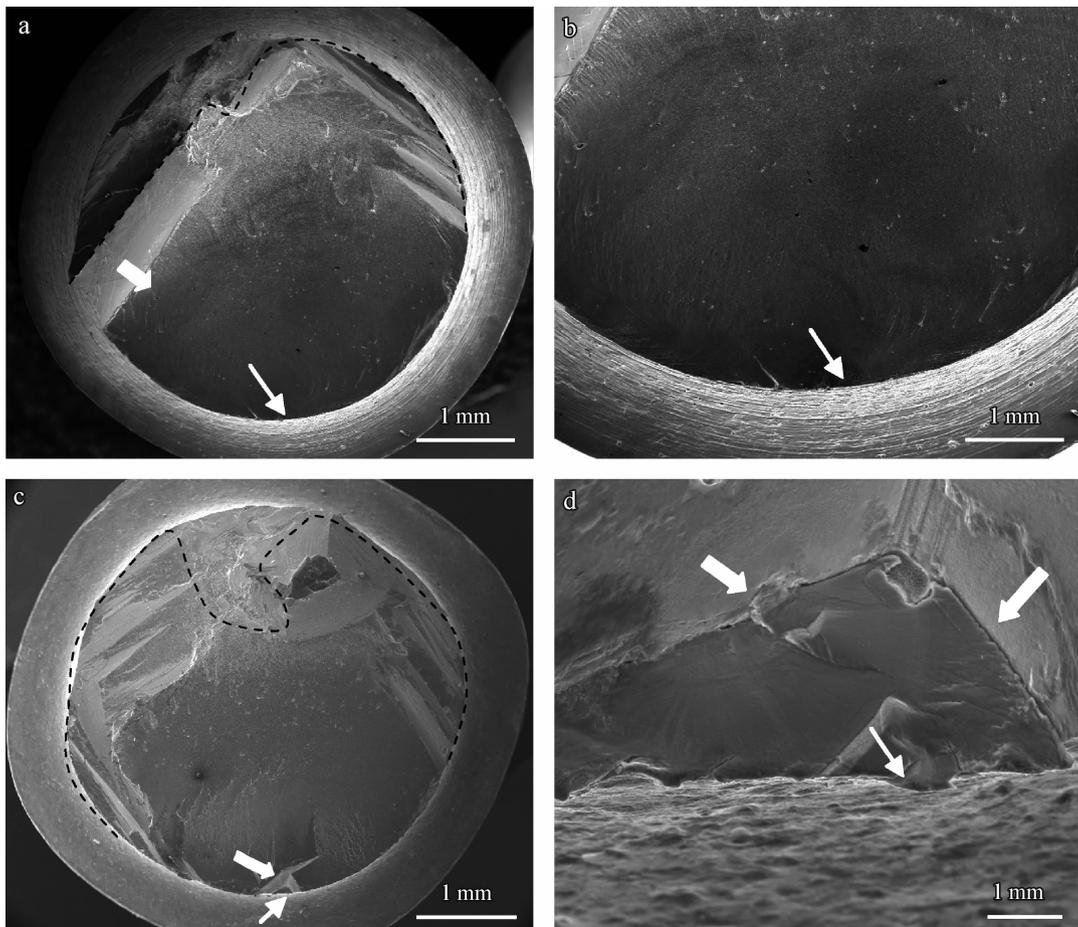


图 4 喷丸前后 DD6 单晶缺口试样的 650 °C 疲劳寿命增益曲线 ($K_t=1.7$)

Fig. 4 Fatigue S-N curves of notch specimens at 650 °C before and after shot-peening ($K_t=1.7$)

载均为 520 MPa,原始试样疲劳寿命 2×10^5 次,喷丸试样为 2.5×10^6 次。观察图 5(a),未经过强化的原始试样断口并不能明显地分清疲劳裂纹的



(a) Original, fracture (b) Original, crack source (c) Peened, fracture (d) Peened, crack source

图 5 520 MPa 下原始试样和喷丸试样的疲劳断口及疲劳源区

Fig. 5 Fatigue fracture and fatigue crack source of original sample and peened samples on the stress of 520 MPa

源区和扩展区,原始试样的断口起源于白色细箭头所示,经过断口放大(图5(b)),该疲劳源萌生于较深的刀痕区域;此外,未强化试样疲劳的扩展区(黑色虚线所示)比较平整,基本沿着(110)面扩展,与外力方向垂直;而当扩展到较大面积后,部分区域发生了扩展方向转换(白色粗箭头)。相比之下,观察经过喷丸后的断口,可以明显地分为疲劳源区和扩展区,图5(c)可知,疲劳裂纹萌生于较深的弹坑位置(图5(d)),强化试样的疲劳源区为一个“小平台”,与刘昌奎等^[15]研究结果较为接近,平行于(110)面;扩展到“小平台”边缘后,在距裂纹源30~50 μm 位置发生扩展方向的变化(图5(d)白色粗箭头),变化的角度约为 45° ,在扩展到150~200 μm 左右后,扩展方向再次变化,沿着(110)面继续稳定扩展(黑色虚线所示),直到瞬断区域。

综合表面观察、疲劳性能以及疲劳断口的结果作以下分析。一方面,由于磨削工艺的原因,可能在DD6单晶表面产生较深的磨削刀痕,孤立的磨削刀痕的存在加剧了表面应力集中,而喷丸后磨削刀痕被完全覆盖,表面存在底部圆滑的弹坑,一定程度上缓和了由于磨削产生的应力集中,使疲劳裂纹萌生困难,起到了强化效果。另一方面,喷丸试样的疲劳裂纹在扩展时发生改变。原因是扩展过程中沿(110)面扩展遇到前方“阻力”,需要变化扩展方向沿“阻力”较小的晶面继续扩展。“阻力”主要是强化层的高位错密度。从断口分析判断,经过强化后的试样在裂纹扩展时期,由于强化层内存在较高的位错密度,疲劳裂纹沿垂直外加应力方向扩展存在困难,从而发生扩展方向的变化,由于方向变化需要外加能量,加大了扩展的难度,因此喷丸起到了强化效果,延长了单晶高温合金的疲劳扩展寿命。从裂纹萌生与扩展两个方面分析,喷丸均起到了抗疲劳强化效果,因此,喷丸后单晶高温合金的疲劳极限比未喷丸组提高了19%。

3 结论

(1) 喷丸消除了DD6单晶的磨削刀痕,一定程度上缓和了由于磨削产生的应力集中,从而使疲劳裂纹萌生更加困难,起到了抗疲劳强化效果。

(2) 喷丸后DD6单晶的疲劳裂纹在强化层内发生扩展方向的变化,判断原因是强化层内的高位错密度,由于扩展方向变化需要外加能量,因此喷丸的组织强化效果延长了单晶高温合金的疲劳扩展寿命。

(3) 喷丸后DD6单晶缺口高周疲劳性能显著提高,疲劳极限从喷丸前的408 MPa,提高到喷丸后的486 MPa,提高幅度达到19%。

参考文献

- [1] Cetel A D, Duhl D N. Second generation nickel-base single crystal superalloy [C]. Superalloy 1988. Pennsylvania, PAL: TMS, 1988. 235-244.
- [2] 李嘉荣, 刘世忠, 王开国, 等. 第二代单晶高温合金 DD6 的拉伸性能 [J]. 钢铁研究学报, 2003, 15(7): 272-275.
- [3] 王仁智. 工程金属材料/零件的表面完整性及其断裂抗力 [J]. 中国表面工程, 2011, 24(5): 55-57.
- [4] 冯淦, 石连捷, 吕坚, 等. 低碳钢超声喷丸表面纳米化的研究 [J]. 金属学报, 2000, 36(3): 300-303.
- [5] 李茂林. 高能喷丸铝合金表层晶粒细化机制研究 [J]. 中国表面工程, 2007, 20(3): 19-23.
- [6] 宋颖刚, 高玉魁, 陆峰, 等. TC21 钛合金喷丸强化层微观组织结构及性能变化 [J]. 2010, 30(2): 40-44.
- [7] 王东林, 李家宝, 金涛, 等. 利用喷丸再结晶方法提高 K417 合金的疲劳寿命 [J]. 稀有金属材料与工程, 2006, 35(8): 1294-8.
- [8] 魏文娟, 唐海军, 冯强, 等. 表面处理对第二代单晶高温合金胞状再结晶的影响 [J]. 材料工程, 2011, 56(8): 42-47.
- [9] 王东林, 李家宝, 金涛, 等. DZ4 镍基高温合金的再结晶 [J]. 金属学报, 2006, 42(2): 167-171.
- [10] 何彪, 李运菊, 张卫方, 等. 表面再结晶对定向凝固高温合金高周疲劳行为的影响 [J]. 航空材料学报, 2007, 27(2): 22-24.
- [11] 高玉魁. 喷丸强化对 DD6 单晶高温合金高温旋转弯曲疲劳性能的影响 [J]. 金属热处理, 2009, 34(8): 50-55.
- [12] Q/6S 977-2004. 《力学性能试样图纸》[S].
- [13] HB/Z 26-2011. 《航空零件喷丸强化工艺说明书》[S].
- [14] HB 5153-96. 金属高温旋转弯曲疲劳试验方法 [S].
- [15] 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.

作者地址: 北京市海淀区温泉镇环山村

100095

北京航空材料研究院五室

Tel: (010) 6249 6450

E-mail: rasheed990918@163.com