

激光冲击、喷丸及其复合强化对TB6钛合金表面完整性及轴向疲劳性能的影响

罗学昆¹, 赵春玲², 查小辉², 王欣¹, 宋颖刚¹, 汤智慧¹

1. 中国航发北京航空材料研究院航空材料先进腐蚀与防护航发重点实验室, 北京 100095

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002

摘要 为了提升TB6钛合金旋翼的疲劳性能,研究了喷丸、激光冲击及两者的复合工艺等3种表面强化方法对钛合金表面完整性及高周疲劳性能的影响规律。采用白光干涉仪、X射线残余应力测试仪和扫描电子显微镜分别对加工前后试样的表面形貌、表面残余应力分布和微观组织等表面完整性特征参数进行了表征,并采用疲劳试验机分别测试了轴向应力疲劳寿命和疲劳极限。结果表明,在相同加载条件下,相比磨削试样,采用单一的激光冲击试样的轴向应力疲劳寿命提高了32.2倍,而单一的喷丸和激光冲击+喷丸复合强化的试样疲劳寿命均提高了至少126.4倍。激光冲击+喷丸复合强化表现出比单一的喷丸强化更优的疲劳极限增益效果。

关键词 激光冲击强化;喷丸;钛合金;疲劳极限;表面完整性

钛合金以其轻质、优异的力学性能,被广泛应用于航空、航天、医疗等高新技术行业^[1-3]。由于常承受循环交变载荷,疲劳性能是航空钛合金零件的重要指标之一^[4-5]。为了提高疲劳性能,机械表面强化技术被航空工业广泛采用,该技术通过加工硬化效应,在零件表层或次表层引入有益的残余压应

力分布和加工硬化层^[6]。目前,最常用的表面强化技术包括喷丸、激光冲击、孔挤压和超声冲击。这些工艺方法选择的依据是赋予与零件结构和强度相适应的表面完整性。表面完整性的主要参数包括表面形貌、残余应力分布、微观组织以及疲劳性能^[7]。

收稿日期:2020-04-29;修回日期:2020-09-19

基金项目:国家科技重大专项(2017-VII-0001-0094和J2019-VII-0015);中国航发自主创新专项(CXPT-2018-029)

作者简介:罗学昆,高级工程师,研究方向为航空金属材料先进表面强化技术,电子信箱:luoxuekun1987@163.com

引用格式:罗学昆,赵春玲,查小辉,等.激光冲击、喷丸及其复合强化对TB6钛合金表面完整性及轴向疲劳性能的影响[J].科技导报,2021,39(9):48-55;doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2021.09.005

喷丸 (shot peening, SP) 是一种采用大量、高速运动的弹丸作为介质撞击材料表面的表面强化方法。大量研究表明, 喷丸表现出优异的表面组织再造、残余压应力生成和疲劳增益能力^[8-10]。但是, 由于弹丸的动能有限, 喷丸难以在材料表面形成深度超过 0.5 mm 及以上的残余压应力层, 从而限制了疲劳增益效果的进一步提升。激光冲击强化 (laser shock peening, LSP) 是一种新型的表面强化技术, 利用激光诱导产生的高压冲击波, 使材料表层及次表层产生冷作硬化效果。该方法可产生大深度、高幅值的残余压应力层 (最大可达 2 mm 及以上)。Luong 等^[11]对比了 7050-T7451 铝合金经激光冲击强化和喷丸后的残余压应力和四点弯曲疲劳性能。结果表明, 激光冲击强化形成了更深的残余压应力层和更优的疲劳强度/寿命增益效果。Leap 等^[12]和 Hatamleh^[13]的研究表明, 相比喷丸, 激光冲击强化表现出更优的早期疲劳裂纹扩展抑制效果。但是, 由于加工频率及工艺过程控制的原因, 目前, 激光冲击强化的加工效率不及传统喷丸。

TB6 钛合金是一种典型的近 β 型钛合金, 具有比强度高、断裂韧性好、各项异性小等一系列优点, 能够满足损伤容限设计的需要和高可靠性、低成本的要求, 常用于制造直升机旋翼、飞机机身组件等零件。由于旋翼的结构复杂, 存在一些结构相互遮挡的区域和应力集中区域, 而 TB6 钛合金又存在较高的应力集中敏感性, 在交变载荷服役下易发生疲劳失效, 因此, 亟需高效率且疲劳增益效果优异的表面强化技术, 从而提高零件整体的疲劳性能和服役可靠性。针对 TB6 钛合金, 开展了激光冲击、喷丸及两者的复合强化 (laser shock peening combined with shot peening, LSP+SP) 对钛合金表面完

整性和疲劳性能的影响研究, 并分析了强化机制, 以期对 TB6 钛合金的高效加工、高可靠性及长寿命服役提供技术支持。

1 试验

试验所用原材料为 TB6 钛合金锻件, 该合金具有良好的综合力学性能, 其主要力学性能见表 1。试样采用轴向应力疲劳试样, 应力集中系数 $K_t=1$, 沿锻件 L 方向切取, 其形状与尺寸如图 1 所示, 试样在加载过程中处于单轴受力状态。

表 1 TB6 钛合金锻件的主要力学性能

温度 / $^{\circ}\text{C}$	抗拉强度 R_m /MPa	屈服强度 R_e /MPa	伸长率 Z /%	断面收缩率 A /%
23	1152	1090	13.9	63.7

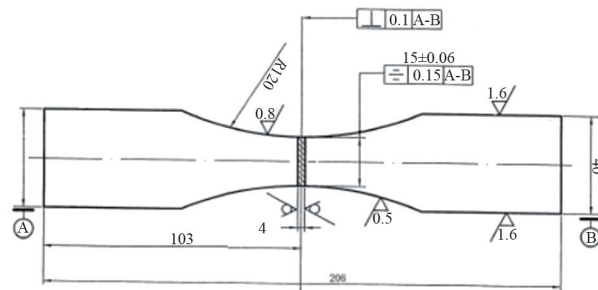


图 1 轴向疲劳试样尺寸 (单位: mm)

LSP 处理采用西安天瑞达公司提供的激光冲击强化设备, 其中激光器由北京镭宝光电技术有限公司生产。工艺方法见表 2。在该工艺条件下, 激光器具有良好的能量输出稳定性。光斑路径采用等边三角形方式进行搭接^[14]。SP 处理采用数控气动式喷丸机, 按照航空工业标准 HB/Z 26—2011 航空零件喷丸强化工艺进行处理。LSP、SP 和 LSP+

表 2 TB6 钛合金表面处理工艺参数

工艺编号	主要参数	试样编号
GD	磨削至表面粗糙度为 $Ra\ 0.8\ \mu\text{m}$	A1, A2, A3, A4
LSP	激光功率密度为 $7.2\ \text{GW}/\text{cm}^2$, 以等边三角形的方式进行搭接, 横向搭接率为 13.4%, 纵向搭接率为 25.0%, 冲击 1 次	B1, B2, B3, B4
SP	AZB300 陶瓷弹丸, 喷丸强度 0.10 A, 覆盖率 100%	C1, C2, C3, C4
LSP+SP	先按照 LSP 工艺冲击 1 次, 再按照 SP 工艺喷丸 1 次	C1, C2, C3, C4

SP试样在表面处理前均经过了相同的磨削工艺(grinding, GD)加工。

采用QBG液压伺服疲劳试验机,按照HB 5287—1996金属材料轴向加载疲劳试验方法进行试验,应力比 $R=0.1$,频率 $f=120$ Hz。每件试样先在最大应力 $\sigma_{\max}=600$ MPa条件下进行测试,若循环周次小于 1.00×10^7 周次,则记录断裂时寿命;若循环周次大于 1.00×10^7 周次,则在原试样上提高50 MPa应力;继续加载,按照上述规则直至试样断裂,记录断裂时的寿命。SP和LSP工艺组的单件试样的疲劳极限按照式(1)计算^[15]

$$\sigma = \sigma_0 + \frac{\Delta\sigma N_f}{N_0} \quad (1)$$

式中, σ 为单件试样的疲劳极限; σ_0 为断裂应力级的前一级应力; $\Delta\sigma$ 为应力台阶(50 MPa); N_f 为断裂应力级的循环周次; N_0 为 1.00×10^7 周次。每种工艺组的疲劳极限 σ_s 为组内所有试样疲劳极限 σ 的平均值。

表面完整性分析采用美国翟柯(Zygo)公司Nexview型白光干涉仪获得试样表面三维形貌及二维轮廓;采用LXRD型X射线衍射残余应力测试仪,使用同倾法进行测试,采用交相关法进行计算,获得试样的表面残余应力,靶材为Cu $K\alpha$ 靶,采用电解抛光法逐层测定残余应力沿深度方向的分布规律,测试结果中“+”值表示拉应力,“-”值表示压应力。采用FEI Quanta 600扫描电子显微镜观察

试样疲劳断口形貌。采用电火花线切割获得横截面试块,将与强化面相垂直的横截面抛光后,采用10%氢氟酸腐蚀,经流水冲洗后干燥,即获得金相试样。采用APPLLO 300型扫描电镜(SEM)观察金相试样的微观组织形貌。

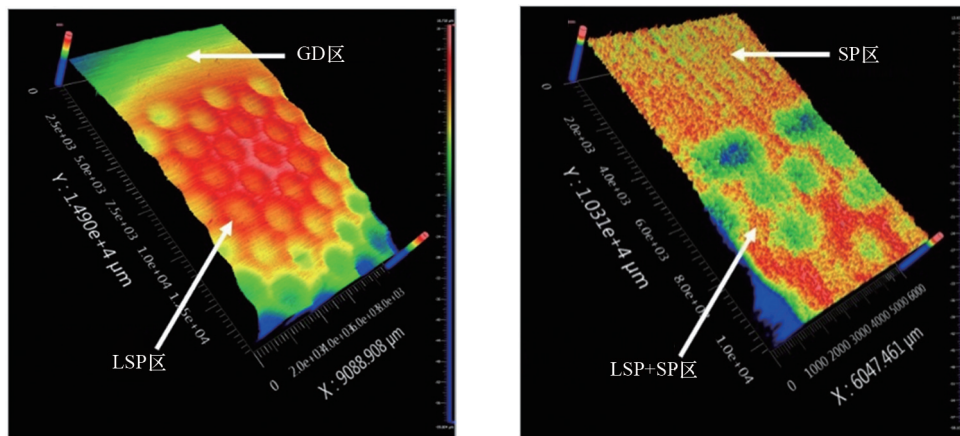
2 结果与分析

2.1 表面三维形貌的演化规律

研究了GD、LSP、SP和LSP+SP工艺对TB6钛合金表面三维形貌的影响。如图2(a)所示,GD区域可见大量平行而规则的加工刀痕。LSP区域可见大量有序排列的圆形凹坑,直径1.8~2.0 mm,深度6.0~8.0 μm ,这些凹坑是激光诱导等离子体冲击波在材料表面形成的冲击坑,凹坑周围因材料塑性流动形成金属堆积,而凹坑底部和内壁仍可见磨削刀痕。SP区域可见高密度的无规则排列的小尺寸凹坑,而原有磨削刀痕完全消失,见图2(b)。LSP+SP区域可见与上述LSP区域类似的规则排列的圆形凹坑,另外,凹坑底部、内壁及其周围的金属堆积的表面存在与SP区域类似的高密度无规则排列的小凹坑,原有的磨削刀痕也完全消失。

2.2 残余应力场的分布规律

表面强化产生的残余应力幅值及分布对钛合金的疲劳性能产生显著影响。研究了4种工艺对TB6钛合金表面残余应力分布的影响规律,如图3



(a) GD区域和相邻的LSP区域

(b) SP区域和相邻的LSP+SP区域

图2 4种工艺条件下的TB6钛合金表面三维形貌

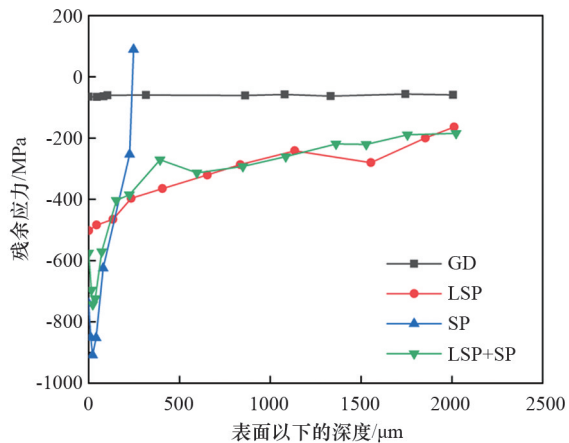


图3 GD、LSP、SP和LSP+SP试样沿深度方向的残余应力分布规律

所示,磨削后试样表面形成了幅值约50~60 MPa的残余压应力。经历3种表面强化工艺后,其表面形成了高幅值的残余压应力。其中,SP的表面残余压应力达到了-740 MPa,而次表层约21 μm 深度处形成的残余压应力达到了极大值(-908 MPa),残余压应力层的深度约120 μm 。LSP的表面残余压应力值(-501 MPa)比SP的表面残余压应力(-740 MPa)稍低,最大残余压应力值也位于表面,而残余压应力层深度超过2000 μm 。值得注意的是,

LSP+SP的残余压应力分布呈现为单一LSP和SP工艺的复合残余压应力分布,表面的残余压应力值大小(-575 MPa)在LSP和SP的值之间,最大残余压应力位于次表层(约23 μm),残余压应力层深度超过2000 μm 。

由此可见,LSP+SP处理后,钛合金表面及亚表层形成了深度大于2000 μm 的残余压应力层,并在表面保留了高幅值的残余压应力。

2.3 塑性变形层

图4为4种工艺条件下金相试样的SEM照片。由图可知,经过LSP、SP和LSP+SP处理后,钛合金的表层微观组织发生了显著的塑性变形,其中,球形的初生 α 相的变形明显,离表层越近,变形程度越严重。另外,相比LSP处理的表层初生 α 相,SP和LSP+SP处理的表层初生 α 相的变形更为严重,部分球形被压扁成条状并发生扭曲,见图4(c)、图4(d)。这表明,经过表面强化后,TB6钛合金表层发生了显著的塑性变形,通过表层加工硬化效应,有利于抑制疲劳裂纹的萌生。而且SP在相同深度处产生的塑性变形程度比LSP的程度更大,原因是SP过程中大量弹丸反复撞击材料表面,弹丸撞击材料的次数远大于LSP过程中激光冲击波的撞击次数。

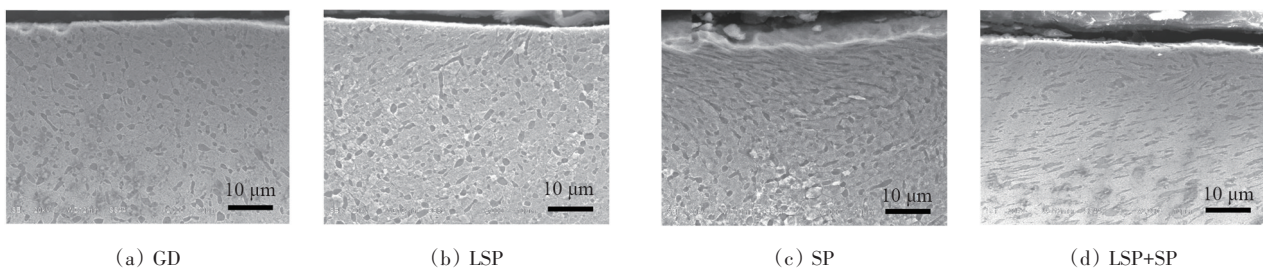


图4 不同工艺试样的横截面微观组织SEM照片

2.4 疲劳性能的差异

4种工艺条件下的TB6钛合金的疲劳寿命见图5。在600 MPa加载应力下,GD试样的平均疲劳寿命为 7.85×10^4 周次;经过LSP处理后,平均疲劳寿命提高32.2倍(达 2.61×10^6 周次);而经SP和LSP+SP处理后,所有试样在疲劳寿命达 1.00×10^7 周次后未发生断裂,因此,平均疲劳寿命提高至少126.4倍。

SP和LSP+SP组的疲劳极限对比见表3。SP组的3件试样在700 MPa时断裂,1件试样在800 MPa时发生断裂,SP组的疲劳极限 σ_z 为682.9 MPa。而LSP+SP组的4件试样均在加载应力提高至750 MPa时发生断裂,LSP+SP组的疲劳极限 σ_z 为700.7 MPa。由此可知,LSP+SP工艺表现出比SP工艺更优的疲劳极限增益效果。

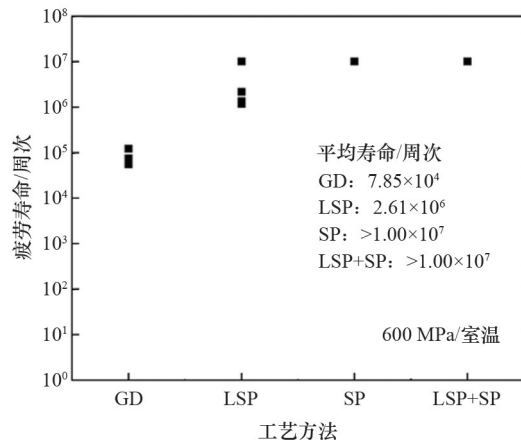


图5 4种工艺对TB6钛合金的轴向应力疲劳寿命的影响

2.5 强化机制

疲劳试验结果表明,不同工艺对TB6钛合金的轴向应力疲劳性能产生显著影响。疲劳性能是表面完整性的综合体现,4种工艺对材料表面完整性的影响主要体现在3个方面:(1)表面形貌;(2)表面残余应力分布;(3)表层加工硬化效应。

首先,4种工艺形成了不同的表面形貌。已有研究表明,疲劳裂纹萌生的主要因素是表面微结构产生的局部应力集中,这种应力集中越大,疲劳裂纹萌生的概率越大,裂纹萌生寿命越短^[16]。图6为4种工艺处理区域的表面二维轮廓曲线。表面微结构如尖端、凹槽等的圆角曲率半径越小,则由此

表3 SP和LSP+SP工艺的疲劳极限

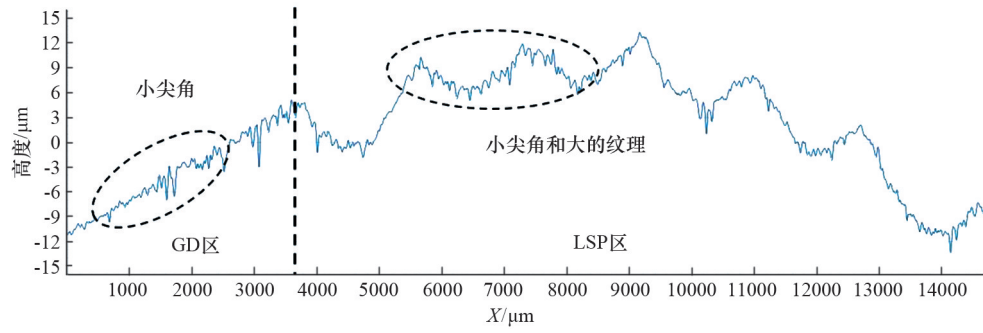
工艺编号	样品编号	加载应力最大值/MPa					单个试样疲劳极限 σ_f /MPa	工艺组疲劳极限 σ_z /MPa
		600	650	700	750	800		
SP	C1	1.00×10^7	1.00×10^7	1.88×10^5	—	—	650.9	682.9
	C2	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.25×10^4	750.1	
	C3	1.00×10^7	1.00×10^7	1.23×10^5	—	—	650.6	
	C4	1.00×10^7	1.00×10^7	6.01×10^6	—	—	680.1	
LSP+SP	D1	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.44×10^5	—	700.7	700.7
	D2	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.49×10^5	—	700.7	
	D3	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.11×10^5	—	700.6	
	D4	1.00×10^7	1.00×10^7	1.00×10^7	1.23×10^5	—	700.6	

产生的应力集中越大。如果将无限的光滑平面视为“无应力集中”表面,则GD、SP、LSP和LSP+SP表面均存在一定程度的表面应力集中,但存在一定差异。如图6(a)所示,经GD处理后,形成的刀痕尖端圆角的曲率半径较小,应力集中较大。如图7(a)、图7(b)所示,疲劳裂纹萌生点位于试样平面的不连续刀痕处。而经LSP处理后,激光冲击波产生的冲击凹坑的曲率半径远大于刀痕尖端圆角的曲率半径,但是冲击凹坑底部的刀痕依然存在,曲率半径仅略微增大。从断口看,如图7(c)、图7(d)所示,LSP组试样的疲劳裂纹萌生点仍然位于试样平面凹坑底部的不连续刀痕,这表明,不连续刀痕带来的应力集中有所减轻,但是仍然会引起疲劳裂纹的萌生。

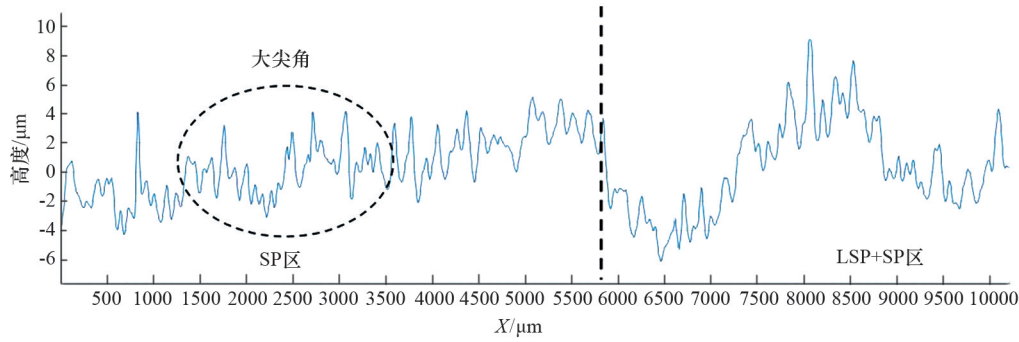
经SP处理后,刀痕消失,而弹坑的曲率半径远

大于刀痕的曲率半径,如图6(b)所示。从断口看,SP试样的疲劳裂纹萌生点转移至试样棱角处,见图8(a)、图8(b),这表明,平面上的应力集中显著下降,相比而言,棱角的结构应力更为突出,因此在疲劳寿命延长的基础上,疲劳裂纹萌生点发生转移。而经LSP+SP处理后,表面轮廓呈现一个复合形貌,激光冲击凹坑和弹坑的曲率半径均较磨削刀痕显著增大,疲劳裂纹萌生点的位置也位于试样棱边,这表明,经过LSP+SP强化后,使磨削刀痕引起的表面微结构的应力集中显著减小,试样的疲劳薄弱部位从平面转移至棱边,疲劳寿命显著提升。

其次,相比GD组试样形成的低幅值的表面残余应力,SP和LSP组试样表面形成了幅值和深度均较大的表面残余压应力场。研究表明,喷丸和激光冲击强化产生的残余压应力场具有良好的抗疲劳

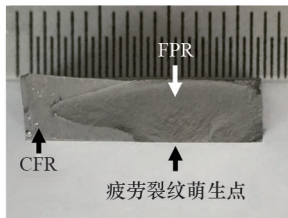


(a) GD区域和相邻的LSP区域

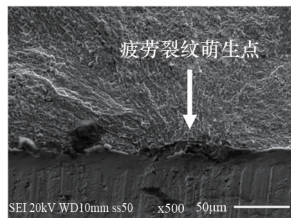


(b) SP区域和相邻的LSP+SP区域

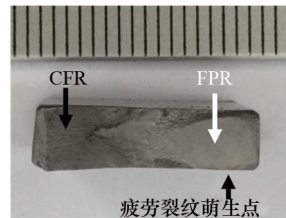
图6 4种工艺的表面二维轮廓曲线



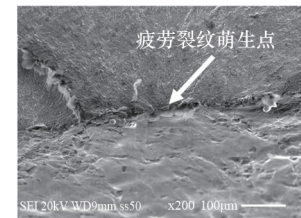
(a) 编号A3的GD试样的宏观断口照片(FPR为疲劳裂纹扩展区,CFR为瞬断区)



(b) 编号A3的GD试样的疲劳源SEM照片

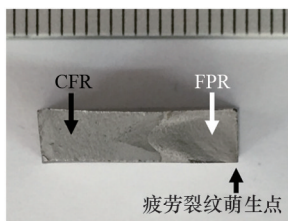


(c) 编号B1的GD试样的宏观断口照片(FPR为疲劳裂纹扩展区,CFR为瞬断区)

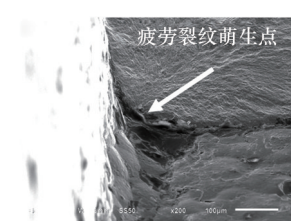


(d) 编号B1的GD试样的疲劳源SEM照片

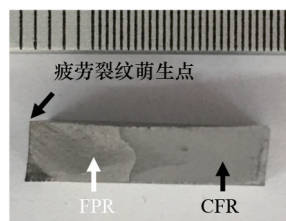
图7 GD和LSP组试样的疲劳断口



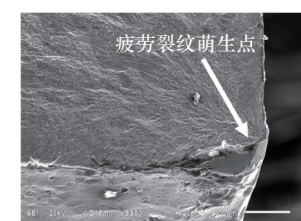
(a) 编号C3的SP试样的宏观断口照片(FPR为疲劳裂纹扩展区,CFR为瞬断区)



(b) 编号C3的SP试样的疲劳源SEM照片



(c) 编号D2的LSP+SP试样的宏观断口照片(FPR为疲劳裂纹扩展区,CFR为瞬断区)



(d) 编号D2的LSP+SP试样的疲劳源SEM照片

图8 SP和LSP+SP组试样的疲劳断口

强化作用,一方面残余压应力抑制疲劳裂纹在表面的萌生概率,延长疲劳裂纹萌生寿命;另一方面,残余压应力还可以压制初始疲劳裂纹的进一步扩展^[12-13]。喷丸产生表面残余压应力具有高幅值和良好的平面分布均匀性^[17]。而激光冲击强化产生的深层的残余压应力分布在抑制疲劳裂纹扩展方面表现出优势^[18]。对于LSP+SP工艺,形成的表面残余压应力场结合了LSP和SP的残余压应力场的特点,具有高幅值和大深度的双重优点。

再次,LSP、SP和LSP+SP工艺产生的表面塑性变形是TB6钛合金疲劳性能提升的另一个重要因素。已有研究表明,塑性变形带来的加工硬化效应对于疲劳性能提升具有重要作用^[8-10]。从微观角度看,塑性变形产生的位错密度增殖,可以提高裂纹扩展的激活能,阻碍裂纹的扩展,提高疲劳寿命。如图4所示,经过喷丸强化后,近表面层经过反复塑性变形,加工硬化程度明显上升,而经过激光冲击强化,加工硬化层深度显著增加,通过上述双重作用的复合强化,既有利于抑制疲劳裂纹萌生,也有利于阻碍疲劳裂纹的扩展,因此,LSP+SP工艺的疲劳性能显著提升。

3 结论

1) SP、LSP、LSP+SP对TB6钛合金的轴向疲劳性能具有重要的影响。在室温/600 MPa条件下,相比GD试样,LSP试样的轴向应力疲劳寿命提高了32.2倍,而SP和LSP+SP的试样疲劳寿命均提高了至少126.4倍。复合强化表现出比单一喷丸强化更优的疲劳极限增益效果。

2) 3种表面强化工艺造成的轴向疲劳性能差异的主要原因是表面形貌、残余应力场和微观组织这3项表面完整性主要参数存在差别。激光冲击+喷丸复合强化工艺形成了上述单一工艺的复合表面三维形貌,产生的残余应力场也具有喷丸强化的高幅值表面残余压应力和激光冲击强化的大深度表面残余压应力梯度,微观组织也呈现与残余应力场相类似的特点,因此,经过复合强化的TB6钛合金的轴向疲劳性能更优。

参考文献 (References)

- [1] Nakai M, Niinomi M, Hieda J, et al. Reduction in anisotropy of mechanical properties of coilable ($\alpha+\beta$)-type titanium alloy thin sheet through simple heat treatment for use in next-generation aircraft applications[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2014, 594: 103-110.
- [2] Ding J, Hall R, Byrne J. Effects of stress ratio and temperature on fatigue crack growth in a Ti-6Al-4V alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10): 1551-1558.
- [3] Lindemann J, Buque C, Appel F, et al. Effect of shot peening on fatigue performance of a lamellar titanium aluminum alloy[J]. *Acta Materialia*, 2006, 54(4): 1155-1164.
- [4] Peters J O, Ritchie R O. Influence of foreign-object damage on crack initiation and early crack growth during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2000, 67(3): 193-207.
- [5] Zhu L, Hu X, Jiang R, et al. Experimental investigation of small fatigue crack growth due to foreign object damage in titanium alloy TC4[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2019, 739: 214-224.
- [6] Altenberger I. Alternative mechanical surface treatments: Microstructures, residual stresses & fatigue behavior[M]. Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2006.
- [7] Field M, Kahles J F, Canmett J T. A review of measuring methods for surface integrity[R]. Switzerland: Ann CIRP, 1972.
- [8] Xu Z, Dunleavy J, Antar M, et al. The influence of shot peening on the fatigue response of Ti-6Al-4V surfaces subject to different machining processes[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 111: 196-207.
- [9] Lainé, S J, Knowles K M, Doorbar P J, et al. Microstructural characterization of metallic shot peened and laser shock peened Ti-6Al-4V[J]. *Acta Materialia*, 2017, 123: 350-361.
- [10] Yang Q, Zhou W L, Zhong Y N, et al. Effect of shot-peening on the fretting wear and crack initiation behavior of Ti-6Al-4V dovetail joint specimens[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 107: 83-95.
- [11] Luong H, Hill M R. The effects of laser peening and shot peening on high cycle fatigue in 7050-T7451 aluminum alloy[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2010, 527: 699-707.
- [12] Leap M J, Rankin J, Harrison J, et al. Effects of laser peening on fatigue life in an arrestment hook shank ap-

- plication for Naval aircraft[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33: 788-799.
- [13] Hatamleh O. A comprehensive investigation on the effects of laser and shot peening on fatigue crack growth in friction stir welded AA 2195 joints[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 31: 974-988.
- [14] 戴泽峰. 基于纳秒激光冲击波效应的金属表面形貌与性能研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2014.
- [15] 赵少汴. 抗疲劳设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015: 36-40.
- [16] 王欣, 王强, 宋颖刚, 等. 陶瓷丸喷丸对2124铝合金疲劳性能的影响[J]. 材料保护, 2011, 44(9): 10-11.
- [17] Zhan K, Jiang C H, Ji V. Uniformity of residual stress distribution on the surface of S30432 austenitic stainless steel by different shot peening processes[J]. Materials Letters, 2013, 99: 61-64.
- [18] Pant B K, Pavan A H V, Prakash R V, et al. Effect of laser peening and shot peening on fatigue striations during FCGR study of Ti6Al4V[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 93: 38-50.

Effect of laser shock peening, shot peening and their combination treatment on surface integrity and axial fatigue property of TB6 titanium alloy

LUO Xuekun¹, ZHAO Chunling², ZHA Xiaohui², WANG Xin¹, SONG Yinggang¹, TANG Zhihui¹

1. Aviation Key Laboratory of Advanced Corrosion and Protection on Aviation Materials, AECC Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095, China
2. Hunan Aviation Power Machinery Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412002, China

Abstract To improve the fatigue performance of aircraft rotor of TB6 titanium alloy, the effects of laser shock peening (LSP), shot peening (SP) and their combination processing methods on surface integrity and axial fatigue property of the titanium alloy are investigated. The surface topography, residual stress distribution and microstructure are characterized by white light interferometer, X-ray diffraction stress tester and scanning electron microscope. The axial fatigue life and limit are investigated by fatigue tester. Results show that compared with the grinding (GD) specimen under the same test conditions, the fatigue life of LSP specimens is improved by 32.2 times, while the fatigue lives of SP and the combination processing specimens are both increased by at least 126.4 times. The combination processing method exhibits better improvement for fatigue limit than the SP method.

Keywords laser shock peening; shot peening; titanium; fatigue limit; surface integrity ●



(责任编辑 王丽娜)