

引文格式: 罗学昆, 张文灿, 吴波, 等. 激光冲击 / 喷丸复合强化对 K4169 铸造合金的表面完整性和疲劳性能的影响 [J]. 航空制造技术, 2022, 65(11): 57-62.

LUO Xuekun, ZHANG Wencan, WU Bo, et al. Effect of combination of laser shock peening and shot peening on surface integrity and fatigue property of K4169 casting alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(11): 57-62.

# 激光冲击 / 喷丸复合强化对 K4169 铸造合金的表面完整性和疲劳性能的影响\*

罗学昆<sup>1</sup>, 张文灿<sup>2</sup>, 吴波<sup>2</sup>, 田凯<sup>1</sup>, 王琨<sup>2</sup>, 王一鸣<sup>1</sup>, 王欣<sup>1</sup>

(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空重点实验室, 北京 100095;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002)

**[摘要]** K4169 合金广泛应用于制造航空发动机静子部件。针对 K4169 合金高温疲劳性能提升的需求, 对旋转弯曲疲劳缺口试样进行了激光冲击 / 喷丸复合强化处理。对比分析了单一喷丸与复合强化高温疲劳性能, 并采用扫描电镜、白光干涉仪、X 射线应力测量仪及显微硬度计等仪器分析了试样的疲劳断口、表面三维形貌、粗糙度、表面残余应力和显微硬度梯度, 探讨了 K4169 铸造合金表面强化机制。结果表明, 在 647℃、450MPa 条件下, 复合强化表现出比单一喷丸更优异的疲劳寿命提升效果。复合强化后, 疲劳裂纹源的数量下降, 主裂纹源的萌生位置从表层转移至次表层, 疲劳裂纹扩展速率下降。另外, 表面微观应力集中系数  $K_t$  显著降低, 从 2.39 降低至 1.46, 表面残余压应力显著提升, 从 -258MPa 提高至 -1140MPa, 表层形成了深度约 0.20mm 的硬化层。这些表面完整性参数的变化是疲劳性能提升的重要原因。

**关键词:** 激光冲击 (LSP); 喷丸 (SP); 疲劳性能; 残余应力; 硬度

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2022.11.057



罗学昆

高级工程师, 博士, 研究方向为先进航空表面强化技术。

K4169 铸造高温合金是一种体心四方的  $\text{Ni}_3\text{Nb}$  和面心立方的  $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti}, \text{Nb})$  相沉淀强化的镍基高温合金。在高温下具有屈服强度高、塑性好、铸造性能好、焊接性能好等特点, 被广泛应用于制造航空、航天等热端铸造部件<sup>[1-3]</sup>。

发动机热端铸造部件服役时, 承受循环热应力、燃气腐蚀、交变机械力等多重载荷, 存在疲劳失效风险<sup>[2,4]</sup>。另外, 高温合金材料存在一定的应力集中敏感性, 并随着应力集中系数的提高, 疲劳性能急剧下降, 严重影响发动机的安全可靠服役<sup>[1,5]</sup>。由于减重、长寿命和高可靠性是航空发动机的永恒需求, 在不增加重量的前提

下, 通过表面强化技术提高零件的疲劳寿命是满足上述需求的重要途径。航空领域常用的表面强化技术包括喷丸 (Shot peening, SP)<sup>[6-7]</sup>、激光冲击强化 (Laser shock peening, LSP)<sup>[8-9]</sup>、孔冷挤压 (Hole cold expansion, HCE)<sup>[10]</sup> 等。其中, SP 具有适应性广、均匀性好、疲劳性能优异等优点, 被广泛应用。但是 SP 加工后的零件也存在表面粗糙度值高、强化层浅、能量低等不足<sup>[11-13]</sup>。LSP 因具有能量高、强化层深度可调范围大、表面粗糙度影响小、热稳定性好等优点, 受到了越来越多的关注。汪诚等<sup>[14]</sup> 研究了 LSP 对 K403 铸造高温合金疲劳性能的影响规律, 结果表明, 相比未强化态,

\* 基金项目: 国家重大科学与技术专项 (J2017-VII-0001-0094, J2019-VII-0015-0155); 中国航发创新平台项目 (CXPT-2019-034, 2021050386-JS)。

强化试片的室温高周疲劳寿命提高了1.4倍。聂祥樊等<sup>[15]</sup>研究了LSP对DZ17G定向凝固高温合金高周振动疲劳性能的影响规律,结果表明,强化后,模拟叶片的疲劳强度提高了17.5%。LSP对高温合金表现出良好的疲劳性能增益效果。

随着航空发动机整体性能的提升,对长寿命、高可靠性的要求也随之升高,为了提高叶片或叶盘的高周疲劳和抗外物损伤疲劳性能,激光冲击/喷丸复合强化(LSP+SP)被用于对叶身进行表面强化处理,研究表明,该技术表现出比单一LSP和单一SP更优的疲劳性能,该复合强化工艺在表面引入了高幅值的表面残余压应力和深层的残余压应力层,极具工程化应用前景<sup>[16-17]</sup>。发动机热端铸造部件也面临高温疲劳失效问题,亟须新型表面强化技术提高疲劳性能。然而,目前针对铸造合金的复合强化应用研究相对较少,其高温疲劳性能提升效果尚未开展系统研究。

本研究以应用广泛的K4169合金为研究对象,主要研究了LSP+SP对合金高温疲劳性能的影响规律,并通过对表面残余应力、表面粗糙度、硬度梯度、表面微观应力集中等主要表面完整性参数以及疲劳断口的分析,探讨LSP+SP复合强化的抗疲劳机理,以期促进K4169合金疲劳性能的提升。

## 1 试验及方法

### 1.1 材料

本试验所采用的疲劳性能试样为旋转弯曲疲劳缺口试样,缺口应力集中系数 $K_t=1.7$ ,其形状与尺寸如图1所示。先浇铸成直径8mm的铸棒,再通过机械加工成图1所示的试样。试样的基本力学性能如表1所示。

### 1.2 表面强化方法

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。

在该工艺条件下,激光器具有良好的能量输出稳定性。未强化(AR)试样的1.8mm缺口表面经过了磨削处理,表面粗糙度 $R_a \leq 0.8\mu\text{m}$ ,试样编号为 $A_1 \sim A_8$ 。而对 $B_1 \sim B_8$ 试样的缺口进行了SP处理,采用数控气动式喷丸机,按照航空工业标准HB/Z26—2011《航空零件喷丸强化工艺》进行表面处理。对 $C_1 \sim C_8$ 试样的缺口进行了LSP+SP处理,具体工艺参数见表2。

### 1.3 表征方法

表面完整性参数分析采用平板试样,尺寸为 $30\text{mm} \times 30\text{mm} \times 4\text{mm}$ ,试样表面磨削加工去除量为 $0.5\text{mm}$ ,表面粗糙度不超过 $R_a 0.8\mu\text{m}$ 。采用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,使用交叉相关法进行试样的表面残余应力测定,靶材为Mn K $\alpha$ 靶,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。采用电火花切割切取试样横截面,经研磨抛光后,用HMAS-C1000SZA显微硬度仪测量孔壁表面以下沿深度方向的硬度值,施加载荷为 $0.49\text{N}$ 。

疲劳试验采用PQ-6旋转弯曲疲劳试验机按HB5152—96要求进行测试,温度 $647^\circ\text{C}$ ,应力比 $R=-1$ ,频率 $5000\text{Hz}$ ,加载应力 $450\text{MPa}$ ,目标疲劳寿命为 $1 \times 10^7$ 周次。若试样在 $1 \times 10^7$ 周次内发生断裂,则记录疲劳

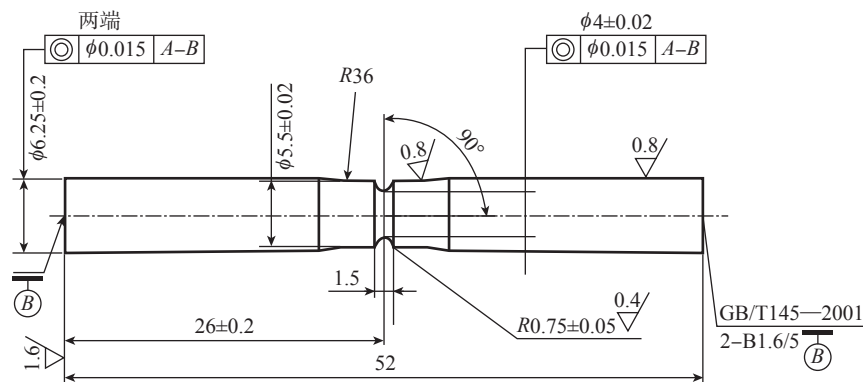


图1 旋转弯曲缺口试样尺寸(mm)

Fig.1 Geometry of notch specimen for rotary bending (mm)

表1 647°C时K4169铸造合金基本力学性能

Table 1 Basic mechanical properties of K4169 cast alloy at 647°C

抗拉强度 $\sigma_b/\text{MPa}$	屈服强度 $\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	延伸率 $\delta_5/\%$	断面收缩率 $\Psi/\%$
834	744	8.9	30.1

表2 K4169铸造合金表面处理工艺参数

Table 2 Process parameters of surface treatments on K4169 cast alloy

工艺名称	工艺编号	样品编号	主要参数
未强化	AR	$A_1 \sim A_8$	1.5mm宽缺口的表面终处理工艺为磨削,表面粗糙度 $R_a \leq 0.8\mu\text{m}$
单一喷丸强化	SP	$B_1 \sim B_8$	对缺口进行SP处理,参数为AZB300陶瓷弹丸,喷丸强度 $(0.1 \pm 0.025)\text{mmA}$ ,覆盖率100%~200%
激光冲击/喷丸复合强化	LSP+SP	$C_1 \sim C_8$	对缺口先进行LSP处理,再进行SP处理;LSP参数为激光功率密度 $7.2\text{GW}/\text{cm}^2$ ,搭接率为50%,1排光斑叠加强化次数1次

寿命;若试样超出  $1 \times 10^7$  周次发生断裂,停止测试,该试样的疲劳寿命视为  $1 \times 10^7$  周次。

## 2 结果与讨论

### 2.1 疲劳性能

首先研究了两种表面处理方法对 K4169 铸造合金高温旋转弯曲疲劳寿命的影响规律。表 3 列出了 AR、SP 和 LSP+SP 处理试样在  $647^\circ\text{C}$ 、 $450\text{MPa}$  条件下的高温疲劳寿命。图 2 为 AR、SP 和 LSP+SP 试样的疲劳寿命分布(每个方框附近的点代表该状态下试样的疲劳寿命,曲线代表每个状态下疲劳寿命离散度的变化)。以每组标本寿命的几何平均值作为估计量,在  $647^\circ\text{C}$ 、 $450\text{MPa}$  条件下,相比 AR 试样的疲劳寿命(47821 周次),SP 试样的疲劳寿命提高到了 588830 周次,增幅约达 11 倍;而经过 LSP+SP 复合强化试样的疲劳寿命提高到了 6100149 周次,增幅约达 127 倍,表现出良好的疲劳寿命增益效果。另外,相比 SP 试样(0.49),LSP+SP 试样的疲劳寿命分散度(0.39)更小。

### 2.2 疲劳断口

图 3 为 AR、SP 和 LSP+SP 试样的典型疲劳断口形貌。AR 试样呈现多源疲劳特征,见图 3(a)(其中红色指引区域代表主源;黄色指引区域代表次源);疲劳裂纹均起源于试样表面,其中主源萌生于表面不连续刀痕,见图 3(b);扩展区可见紧密排列的典型疲劳条带,见图 3(c)。而对于 SP 试样,仍然为多源疲劳断口,但疲劳源数量显著减少,见图 3(d);疲劳源位于试样表面,主源萌生于试样表面缺陷处,见图 3(e);扩展区可见典型疲劳条带,但疲劳条带的宽度小于 AR 试样相同位置(约  $0.3\text{mm}$ )处的疲劳条带宽度,见图 3(f)。对于 LSP+SP 试样,疲劳源数量进一步减少,见图 3(g),这表明 LSP+SP 产生的强化层抑制了疲劳

表 3 AR、SP 和 LSP+SP 处理试样在  $647^\circ\text{C}$ 、 $450\text{MPa}$  条件下的高温疲劳寿命  
Table 3 Fatigue lives of specimens treated by AR, SP and LSP+SP at  $647^\circ\text{C}$ ,  $450\text{MPa}$

工艺	试样编号	疲劳寿命 / 周次	对数值	平均值	几何平均值 / 周次	分散度
AR	$A_1$	34000	4.53	4.68	47821	0.20
	$A_2$	24500	4.39			
	$A_3$	53700	4.73			
	$A_4$	39600	4.60			
	$A_5$	66400	4.82			
	$A_6$	89400	4.95			
	$A_7$	33300	4.52			
	$A_8$	78100	4.89			
SP	$B_1$	324000	5.51	5.77	588830	0.49
	$B_2$	7610000	6.88			
	$B_3$	390000	5.59			
	$B_4$	214000	5.33			
	$B_5$	280000	5.45			
	$B_6$	433000	5.64			
	$B_7$	883000	5.95			
	$B_8$	656000	5.82			
LSP+SP	$C_1$	10000000	7.00	6.79	6100149	0.39
	$C_2$	10000000	7.00			
	$C_3$	2080000	6.32			
	$C_4$	10000000	7.00			
	$C_5$	1030000	6.01			
	$C_6$	8950000	6.95			
	$C_7$	10000000	7.00			
	$C_8$	10000000	7.00			

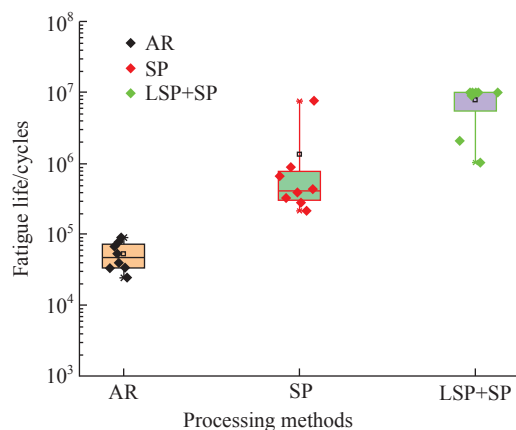


图 2 AR、SP 和 LSP+SP 处理试样在  $647^\circ\text{C}$ 、 $450\text{MPa}$  条件下的疲劳寿命分布  
Fig.2 Distribution of fatigue lives of specimens treated by AR, SP and LSP+SP at  $647^\circ\text{C}$ ,  $450\text{MPa}$

裂纹的萌生；主源位于次表层，源区可见明显的铸造孔洞，见图3(h)；距源区相同位置(约0.3mm)处的疲劳条带宽度进一步减小，见图3(i)，这说明疲劳裂纹扩展速率进一步下降，LSP+SP产生的强化层抑制了疲劳裂纹的扩展。

### 2.3 表面完整性的影响

表面微观应力集中、表面残余应力、微观组织等表面完整性都对疲劳寿命有重要影响<sup>[6,16-17]</sup>。

表4列出了3种试样的表面残余应力值。该残余应力值采用X射线衍射方法测量得到，“-”表示残余压应力状态。可知，相比AR试样，经SP处理后，试样表面的残余压应力值显著提高，而经LSP+SP处理后，试样表面的残余压应力值进一步提高。

研究表明，表面残余压应力是增强疲劳极限和减小疲劳缺口敏感性

的主要因素<sup>[8-9,11]</sup>。残余压应力对疲劳裂纹的抑制作用可通过修正后的Goodman关系来解释<sup>[18]</sup>，在不考虑微观组织的影响条件下，名义应力和应力幅呈线性关系，如式(1)所示。

$$\sigma_a = \sigma_f [1 - (\sigma_m + \sigma_R) / \sigma_n] \quad (1)$$

式中， $\sigma_a$ 是等效疲劳强度； $\sigma_f$ 是完全反向应力； $\sigma_m$ 是外载名义应力； $\sigma_n$ 是极限抗拉强度。本研究中，外力加载产生的应力幅和名义应力保持恒定，材料的极限抗拉强度为常数。将LSP+SP处理产生的残余压应力 $\sigma_R$ 视为静态应力。因此，等效疲劳强度 $\sigma_a$ 随着残余压应力值 $\sigma_R$ 的增大而提高，从而提高材料的疲劳裂纹萌生寿命。

图4为AR、SP和LSP+SP试样表层沿深度方向的硬度梯度曲线，可知，相比未处理试样表层20 $\mu$ m深度处的显微硬度(约410HV)，SP和LSP+SP试样表层材料的显微

表4 不同工艺试样的表面残余应力值  
Table 4 Surface residual stress of specimens treated by different processing

工艺	表面残余应力/MPa
AR	-258
SP	-1079
LSP+SP	-1140

硬度(476~490HV)显著提升，升幅达16%~20%。并形成了一定深度的显微硬度梯度分布，即随着深度的逐渐增加，显微硬度逐渐下降，直至与基体保持一致。其中，SP试样表层硬化层深度达到了0.14mm，而LSP+SP试样表层硬化层深度达到了0.20mm。研究表明，由于硬质弹丸的撞击和激光冲击波的力学作用，材料表层金属发生了塑性变形，而且越靠近表层，变形量越大。激光冲击波的力学作用具有更高的压力和变形速率，因而，LSP+SP复合强化产生了比SP单一强化更深的微观组织冷作硬化层。根据霍尔-佩奇公式，材料的显微硬度 $H$ 可被描述为<sup>[19]</sup>

$$H = H_0 + aGb\sqrt{\rho} \quad (2)$$

式中， $H_0$ 为无缺陷理想材料的表面显微硬度； $G$ 为剪切模量； $a$ 是材料常数； $\rho$ 为平均位错密度。材料显微硬度的显著增加与材料内部位错密度的大幅提高有重要关系。疲劳加载过程中，表面层内高密度位错相互缠结，形成钉扎，使得材料表面交滑移变得困难，主裂纹萌生的阻力增大，提高了疲劳裂纹萌生的临界应力值和疲劳强度，从而提高了疲劳裂纹萌生寿命。

图5(a)、(b)、(c)分别为AR、SP和LSP+SP试样表面形貌图。由图5(a)可知，AR试样表面经磨削后，表面形成了大量平行而规则的加工刀痕。由于这些刀痕底部圆角较小，具有较高的微观应力集中。微观应力集中系数可通过式(3)计算。

$$K_t = 1 + 2.1 \times (R_z / S) \quad (3)$$

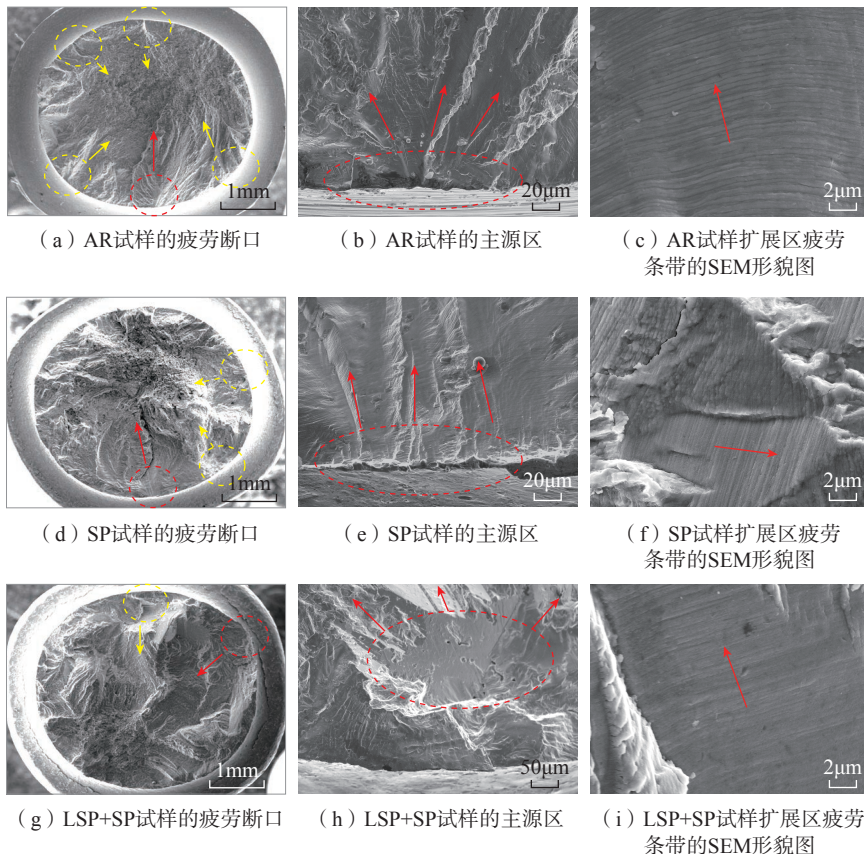


图3 3种试样的疲劳断口、源区及扩展区疲劳条带的SEM形貌图

Fig.3 Typical SEM morphologies of fatigue fracture, crack source and fatigue striation of 3 samples

式中,  $K_t$  为实际应力集中系数;  $R_z$  为峰谷高度差;  $S$  为两个相邻峰的半宽(尖端圆角半径的近似表示, 从轮廓图中获得)。AR 试样表面的微观应力集中系数  $K_t$  为 2.39, 而经过 SP 处理后, 试样表面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 5 (b), 表面微观应力集中系数  $K_t$  也下降到了 2.02。而经过 LSP+SP 处理后, 试样表面呈现与 SP 处理相似的三维形貌。但是, 表面微观应力集中系数  $K_t$  显著下降至 1.46。虽然经 SP 和 LSP+SP 处理后, 试样表面的粗糙度从 AR 的  $S_a$  0.276 $\mu\text{m}$  提高至  $S_a$  1.210 $\mu\text{m}$  和  $S_a$  1.352 $\mu\text{m}$ , 但是, 表

面微观应力集中系数  $K_t$  的显著下降, 在循环载荷作用下, 有利于提高试样的疲劳裂纹萌生寿命。

### 3 结论

(1) 在 647 $^{\circ}\text{C}$ 、450MPa 条件下, 相比 AR 未强化试样, SP 单一喷丸试样的疲劳寿命提高了约 11 倍; 而 LSP+SP 复合强化试样的疲劳寿命提高了约 127 倍。LSP+SP 复合强化表现出良好的疲劳寿命增益效果。

(2) LSP+SP 复合强化显著降低了疲劳源数量, 使主源的萌生区从表层转移至次表层, 并表现出明显的疲劳裂纹扩展速率抑制效果。

(3) 经 LSP+SP 复合强化后, 试样表面微观应力集中系数  $K_t$  从 2.39 降低至 1.46, 并形成了高幅值的残余压应力 (-1140MPa), 有利于显著提高疲劳裂纹萌生寿命; 另外, 表层形成了深度约 0.20mm 的梯度硬化层, 有利于提高疲劳裂纹扩展的阻力, 从而显著提高了试样整体的疲劳寿命。

### 参考文献

[1] 吴赞, 刘雅辉, 康茂东, 等. K4169 合金循环加载过程中的微观组织演变[J]. 金属学报, 2020, 56(9): 1185-1194.

WU Yun, LIU Yahui, KANG Maodong, et al. Microstructure evolution of K4169 alloy during cyclic loading[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2020, 56(9): 1185-1194.

[2] 李妍佳, 柳瑞, 何金珊, 等. 不同热处理工艺对 K4169 高温合金组织和力学性能的影响[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4): 119-127.

LI Yanjia, LIU Rui, HE Jinshan, et al. Effect of different heat treatment processes on microstructure and mechanical properties of K4169 superalloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(4): 119-127.

[3] 许章华, 谢志雄, 康茂东, 等. K4169 高温合金铸件铸造缺陷修复及疲劳性能研究[J]. 材料导报, 2021, 35(22): 22115-22120.

XU Zhanghua, XIE Zhixiong, KANG Maodong, et al. Study of casting defect repair and fatigue performance of K4169 superalloy casting[J]. Materials Reports, 2021, 35(22): 22115-22120.

[4] 谭喜平, 郑朝会, 周喜艳, 等. K4169 镍基高温合金薄壁机匣的热疲劳行为[J]. 特种铸造及有色合金, 2018, 38(8): 880-883.

TAN Xiping, ZHENG Chaohui, ZHOU Xiyang, et al. Thermal fatigue behavior of K4169 Ni-base superalloy for thin-wall investment castings[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2018, 38(8): 880-883.

[5] 康茂东, 高海燕, 王俊, 等. K4169 合金铸件的常温疲劳断裂行为[J]. 上海交通大学学报, 2012, 46(9): 1461-1465.

KANG Maodong, GAO Haiyan, WANG Jun, et al. Fatigue fracture behavior of K4169 alloy casting at room temperature[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2012, 46(9): 1461-1465.

[6] XU Z K, DUNLEAVEY 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.

[7] LAINÉ S J, KNOWLES K M, DOORBAR P J, et al. Microstructural

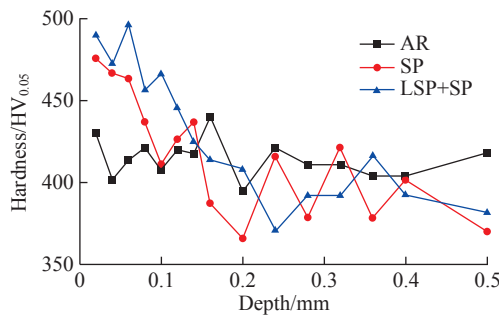


图4 不同试样表层沿深度方向的显微硬度梯度分布曲线

Fig.4 Distribution of micro-hardness as a function of depth along surface of different treated specimens

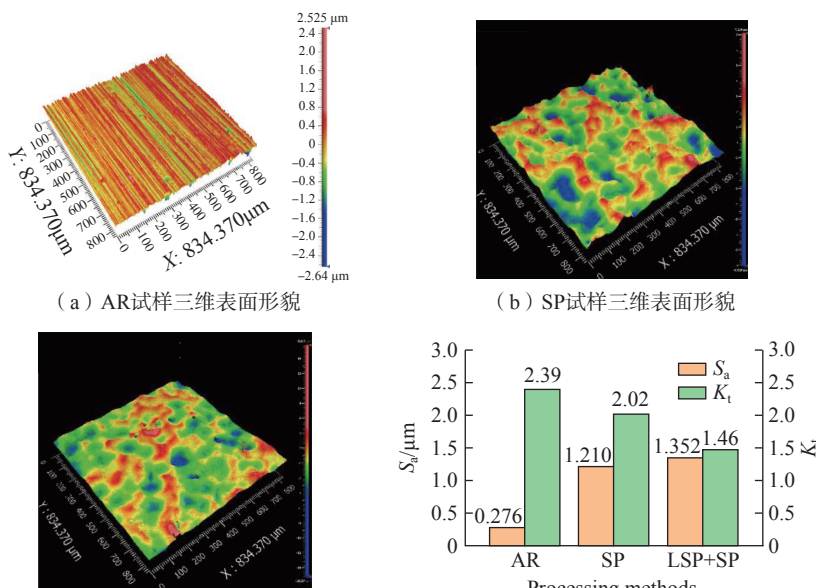


图5 不同试样的三维表面形貌及表面粗糙度  $S_a$  与表面微观应力集中系数  $K_t$  对比  
Fig.5 Comparison of three-dimensional surface morphology, surface roughness  $S_a$  and surface micro-stress concentration factor  $K_t$  of different specimens

characterisation of metallic shot peened and laser shock peened Ti-6Al-4V[J]. *Acta Materialia*, 2017, 123: 350-361.

[8] CHI J X, CAI Z Y, WAN Z D, et al. Effects of heat treatment combined with laser shock peening on wire and arc additive manufactured Ti17 titanium alloy: Microstructures, residual stress and mechanical properties[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2020, 396: 125908.

[9] SUN R J, CHE Z G, CAO Z W, et al. Fatigue behavior of Ti-17 titanium alloy subjected to different laser shock peened regions and its microstructural response[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2020, 383: 125284.

[10] WANG X, XU C L, CHEN X, et al. Effect of cold expansion on high-temperature low-cycle fatigue performance of the nickel-based superalloy hole structure[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 151: 106377.

[11] WU D X, YAO C F, ZHANG D H. Surface characterization and fatigue evaluation in GH4169 superalloy: Comparing results after finish turning; shot peening and surface polishing treatments[J]. *International Journal of Fatigue*,

2018, 113: 222-235.

[12] MALEKI E, UNAL O, KASHYZADEH K R. Effects of conventional, severe, over, and re-shot peening processes on the fatigue behavior of mild carbon steel[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2018, 344: 62-74.

[13] MALEKI E, UNAL O, AMANOV A. Novel experimental methods for the determination of the boundaries between conventional, severe and over shot peening processes[J]. *Surfaces and Interfaces*, 2018, 13: 233-254.

[14] 汪诚, 薛彦庆, 柴艳, 等. 激光冲击强化提高 K403 铸造高温合金疲劳性能 [J]. *强激光与粒子束*, 2014, 26(10): 296-300.

WANG Cheng, XUE Yanqing, CHAI Yan, et al. Laser shock processing for improving fatigue property of K403 cast superalloy[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2014, 26(10): 296-300.

[15] 聂祥樊, 李应红, 何卫锋, 等. DZ17G 定向凝固高温合金的微激光冲击强化方法与疲劳试验研究 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2018, 47(10): 3141-3147.

NIE Xiangfan, LI Yinghong, HE Weifeng, et al. Micro-scale laser shock peening method and fatigue test of DZ17G directionally solidified superalloy[J].

*Rare Metal Materials and Engineering*, 2018, 47(10): 3141-3147.

[16] LUO X K, DANG N, WANG X. The effect of laser shock peening, shot peening and their combination on the microstructure and fatigue properties of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 153: 106465.

[17] WANG L F, ZHOU L C, LIU L L, et al. Fatigue strength improvement in Ti-6Al-4V subjected to foreign object damage by combined treatment of laser shock peening and shot peening[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 155: 106581.

[18] 于洋, 罗学昆, 刘勇军, 等. 孔挤压强化对 FGH95 合金室温及高温疲劳性能的影响 [J]. *航空制造技术*, 2019, 62(18): 76-82.

YU Yang, LUO Xuekun, LIU Yongjun, et al. Effect of hole cold expansion on fatigue property of FGH95 superalloy under room and high temperature[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2019, 62(18): 76-82.

[19] LI J K, YAO M, WANG D, et al. An analysis of stress concentrations caused by shot peening and its application in predicting fatigue strength[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1992, 15(12): 1271-1279.

## Effect of Combination of Laser Shock Peening and Shot Peening on Surface Integrity and Fatigue Property of K4169 Casting Alloy

LUO Xuekun<sup>1</sup>, ZHANG Wencan<sup>2</sup>, WU Bo<sup>2</sup>, TIAN Kai<sup>1</sup>, WANG Kun<sup>2</sup>, WANG Yiming<sup>1</sup>, WANG Xin<sup>1</sup>

(1. Aviation Key Laboratory of Advanced Corrosion and Protection on Aviation Materials,

AECC Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

**[ABSTRACT]** K4169 alloy is widely used to fabricate the stator component of aeroengine. In order to improve the high-temperature fatigue property of K4169 alloy, notch specimens for rotating bending fatigue were treated by the combination processing of laser shock peening (LSP) and shot peening (SP). The fatigue lives of single SP and combination processing (LSP+SP) were compared and analyzed. The fatigue fracture, three-dimensional surface morphology, roughness, surface residual stress and microhardness distribution were characterized by scanning electron microscopy (SEM), white light interferometer, X-ray diffractometer and microhardness tester. The mechanism of the combination processing on the fatigue performance was also investigated. The results indicate that the LSP+SP treatment shows better improvement of fatigue life than that of SP under the 647°C, 450MPa conditions. After LSP+SP, the number of fatigue crack source decreases, and the location of the main source transferred from the surface to the subsurface. Moreover, the fatigue crack growth rate also decreases. In addition, the micro-stress concentration factor  $K_t$  of the surface decreased from 2.39 to 1.46, and the surface residual compressive stress increased from -258MPa to -1140MPa. A work hardening layer with the depth of about 0.20mm was also generated. The improvement of fatigue life is considered to be mainly ascribed to the change of above surface integrity parameters.

**Keywords:** Laser shock peening (LSP); Shot peening (SP); Fatigue property; Residual stress; Hardness

(责编 阳光)