

引文格式: 林爽, 蔡晋, 王刚, 等. TC17 钛合金超声喷丸强化残余应力场分析[J]. 航空制造技术, 2023, 66(16): 117-123.

LIN Shuang, CAI Jin, WANG Gang, et al. Residual stress field analysis of TC17 titanium alloy by ultrasonic shot peening[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(16): 117-123.

TC17 钛合金超声喷丸强化残余应力场分析*

林爽¹, 蔡晋², 王刚¹, 师俊东¹, 徐如雪¹, 于森¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136)

[摘要] 为探究 TC17 钛合金超声喷丸强化残余应力场分布状态, 基于 ABAQUS/Explicit 建立了超声喷丸振动系统, 结合仿真与试验结果分别探究了 0.15 A 与 0.25 A 喷丸强度下 TC17 钛合金试样的应力场、表面形貌和应变层分布状态。两种喷丸强度下, 残余压应力最大值均处于次表面区域。在表面残余应力均值、次表面残余压应力最大值、残余应力层深度方面仿真数值与试验结果差异较小, 整体偏差小于 15%。随着喷丸强度增加, 施密特因子集中分布范围有降低的趋势。0.25 A 喷丸强度下应变层与残余压应力层深度分布相近, 分别较 0.15 A 喷丸强度下的深度值提升 57.1% 与 53.3%。高周疲劳结果表明, 相比 0.15 A 喷丸强度, 0.25 A 喷丸强度下疲劳极限提高 4.7%, 两种喷丸强度下疲劳寿命均达到 10^7 次循环。残余压应力层深度在高载荷低循环下作用较小, 在低载荷高循环下对裂纹萌生的抑制作用增加, 较高的表面残余压应力及较深的残余压应力层深度对抑制残余拉应力引起的疲劳失效效果更显著。

关键词: 表面强化; 超声喷丸; 钛合金; 残余应力; 有限元; 高周疲劳

Residual Stress Field Analysis of TC17 Titanium Alloy by Ultrasonic Shot Peening

LIN Shuang¹, CAI Jin², WANG Gang¹, SHI Jundong¹, XU Ruxue¹, YU Miao¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[ABSTRACT] In order to explore the distribution of residual stress field in TC17 titanium alloy with ultrasonic shot peening, an ultrasonic shot peening vibration system was established based on ABAQUS/Explicit. Combined with simulation and experiment, the stress field, surface morphology and strain layer distribution of TC17 titanium alloy with 0.15 A and 0.25 A shot peening intensities were investigated respectively. Under two shot peening intensities, the maximum value of compressive residual stress is all in the sub-surface region. There is a small difference between the value of simulation and the test in the mean value of residual stress on the surface, the maximum value of compressive residual stress on the sub-surface and the depth of residual stress layer, and the overall deviation is less than 15%. With the increase of shot peening intensity, the concentrated distribution of Schmid factor tends to decrease. Under shot peening intensity of 0.25 A, the depth distribution of strain layer and compressive residual stress layer is similar, increasing by 57.1% and 53.3% compared to 0.15 A respectively. High cycle fatigue results show that, compared with 0.15 A, 0.25 A shot peening intensity fatigue limit increases by 4.7%, and the fatigue life under two kinds of shot peening intensities achieve 10^7 cycles. The depth of compressive residual stress layer has little effect under high load and low cycle, and inhibition of crack initiation increases under low load and high cycle. Higher surface compressive residual stress and depth of compressive residual stress layer have more significant effects on restraining fatigue caused by tensile residual stress.

Keywords: Surface strengthening; Ultrasonic shot peening; Titanium alloy; Residual stress; Finite element; High cycle fatigue

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.16.117

* 基金项目: 国防基础科研项目(JCKY2019213C011)。

TC17 钛合金是一种近 β 型的 $\alpha+\beta$ 两相钛合金, 屈服强度高, 断裂韧性好, 多用于制造航空发动机风扇盘、压气机盘和叶片、离心叶轮等承载力需求高的零部件^[1-3]。TC17 钛合金制造成本、维修及更换费用高, 一般采用表面处理工艺进行强化及维护^[4-6]。超声喷丸 (Ultrasonic shot peening, USP) 是一种机械表面处理工艺, 通过超声波发生器 (通常振动频率为 20 kHz) 将弹丸以高度离散状态冲击到构件表面 (腔室内部各区域喷丸强度可控)。

在加工制造过程中, 通常每种类型的构件会设计不同类型的超声喷丸腔室, 如压气机、涡轮的盘和叶片、齿轮等具有复杂遮蔽结构、变壁厚复杂曲面几何形状等构件^[7-9]。Stoll 等^[4] 比较分析了超声喷丸强化与传统喷丸强化对两种钛合金表面粗糙度、残余应力的影响, 结果表明, 超声喷丸处理比传统喷丸处理产生更深的残余压应力层及更低的表面粗糙度。Badreddine 等^[10] 研究了初始条件对多体动力学的影响, 利用多体动力学模型获得撞击密度的预测值和撞击前球体速度的空间分布, 评价了其对超声喷丸工艺参数的影响, 采用多棱体几何模型研究了喷丸腔室几何形状变化对超声喷丸工艺的影响, 认为零件内部产生的残余应力与对应的超声喷丸振幅有关。Rousseau 等^[11] 研究了弹丸数量对超声喷丸表面的影响, 结果表明, 弹丸数量对残余应力深度分布有较大影响, 增加弹丸数量, 将增加残余压应力在处理表面上的分布范围。Si 等^[12] 研究了超声喷丸强化对钛合金重铸层表面粗糙度、组织和腐蚀行为的影响, 结果表明, 超声喷丸后重铸层的表面粗糙度明显降低, 且重铸层和其下基体钛合金的晶粒尺寸均得到细化。刘辉等^[13] 通过数值仿真, 对比分析了超声喷丸与传统喷丸 2 种工艺过程后表面粗糙度及表面残余应力场的差异, 结果与 Stoll 等^[4] 结论相似。王业辉^[14] 采用超声喷丸多场耦合模型对残余应力场进行了分析, 得出超声喷丸工艺参数与应力场分布之间的关系。蔡晋等^[15] 研究了超声喷丸过程中影响目标强化区域冲击力分布的主要因素, 验证了通过改变工艺参数控制零件目标区域强化的可行性。杨天南等^[16] 研究了超声喷丸激励振动对钛合金表面状态的影响, 将应力场分为低应力区、常规应力区和高应力区, 建立了残余应力与几何覆盖率之间的关系。

对于超声喷丸的研究多集中在应力场与覆盖率相关领域, 在应力应变、疲劳性能与喷丸强度关系方面的研究较少, 本文以 TC17 钛合金为研究对象, 基于超声喷丸振动仿真系统结合应力、应变场微观表征分析, 研究不同喷丸强度下超声喷丸对疲劳前后应力场的影响。

1 试验材料与研究方法

1.1 试验材料

试验材料采用 β 锻 TC17 钛合金, 化学成分见表 1。基体微观形貌为典型的网篮组织, 如图 1 所示。

1.2 研究方法

结合某型号航空发动机压气机盘件表面强化需求, 采用 0.15 A 与 0.25 A 喷丸强度对 TC17 钛合金进行超声喷丸处理, 超声喷丸过程中振动频率为 20 kHz, 弹丸采用 2.5 mm 直径氧化锆陶瓷球, 结合数值仿真预测结果, 研究不同喷丸强度对表面形貌、应变梯度、残余应力场的影响。基于高周疲劳试验结果, 分析不同喷丸强度对试样高周疲劳寿命的影响, 比较疲劳试验前后残余应力场变化。施密特因子应变分析采用 Oxford NordlysNan 电子背散射衍射进行识别, 试样磨光后进行电解抛光 (5% 高氯酸 + 95% 乙醇, 电压 20 V、电流 0.4 A、时间 30 s), 扫描步距和范围分别为 0.8 μm 和 256 $\mu\text{m} \times 289 \mu\text{m}$, 用 Channel 5 软件分析 EBSD 结果。残余应力场测试采用 PROTO LXRDMG 残余应力测试分析系统, 测试条件: Cu 靶 K- α 波段、靶电压 25 kV、靶电流 30 mA、布拉格角 142°、曝光时间 2 s、曝光次数 10 次、焦斑大小 3 mm。为了获得残余应力沿深度的分布情况, 采用电化学 (30% 氢氟酸 + 10% 硝酸 + 60% 水) 剥层的方法对试样进行腐蚀剥层。高周轴向疲劳试验采用 QBG-100 疲劳试验机, 疲劳试验方法及试棒尺寸参照 HB5287—1996 标准, 采用圆形横截面的光滑试棒工作部分直径 5 mm、总长度 70 mm、两端夹持长度 14 mm, 加工工艺为车削、磨削及机械抛光, 在室温下对两种喷丸强度下疲劳试棒进行疲劳试验, 应力比 $R=-1$, TC17

表 1 TC17 钛合金的化学成分 (质量分数)

Table 1 Composition of TC17 titanium alloy (mass fraction) %

Cr	Al	Ti	Zr	Mo	Sn	Fe
3.72	4.85	83.15	1.72	3.52	2.24	0.2

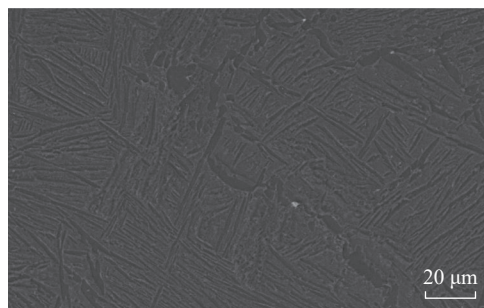


图 1 基体组织微观形貌

Fig.1 Microstructure of matrix

钛合金超声喷丸研究示意图如图 2 所示。

2 有限元模型的建立

以 TC17 钛合金试块为试验及仿真研究对象,平板试样尺寸设置为 50 mm × 60 mm × 5 mm。基于 0.15 A、0.25 A 两种喷丸强度,建立两组喷丸有限元模型,通过减缩积分单元 (C3D8R) 进行六面体网格划分,试块网格单元尺寸为 0.5 mm × 0.5 mm × 0.5 mm,目的是研究不同喷丸强度对 TC17 钛合金试样表面应力场分布的影响,通过 X 射线衍射试验检测数值预测模型的有效性。

超声喷丸过程中,材料表层受弹丸连续冲击影响,发生高度塑性变形,材料的屈服极限在不同的应变速率下将发生改变,Johnson-Cook 材料模型^[17]一般用于描述连续高应变率塑性变形过程,因此 TC17 钛合金材料的塑性变形参数采用 Johnson-Cook^[18]模型,通过将 Johnson-Cook 模型导入有限元仿真材料本构设置模块,描述超声喷丸过程中材料的塑性变形规律。

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n)(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

式中, σ 为材料应力; A 为材料静态屈服应力; B 为材料应变幂指数; ε 为材料等效塑性应变; n 为应变硬化指数; C 为应变率敏感系数; $\dot{\varepsilon}^*$ 为应变影响因子; T^* 为温度影响因子; m 为温度敏感性系数。相应的本构参数见表 2^[19]。

3 仿真与试验结果分析

3.1 表面形貌与应变分析

图 3 为在 0.15 A 与 0.25 A 喷丸强度下,超声喷丸

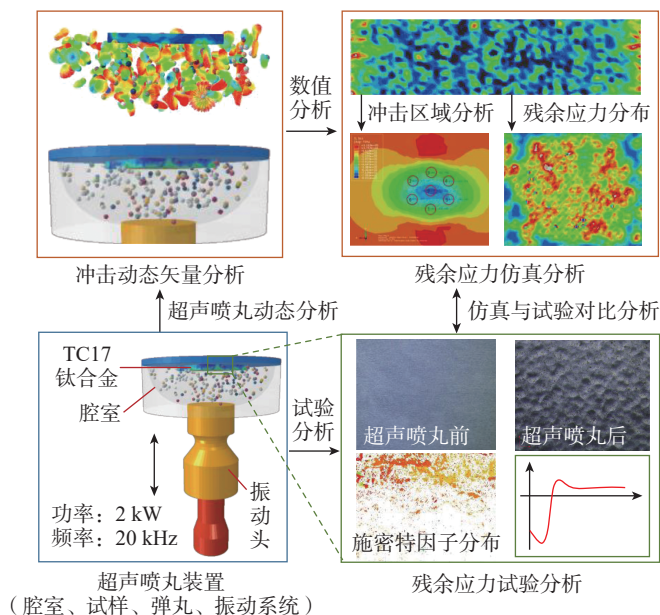


图 2 TC17 钛合金超声喷丸示意图

Fig.2 Schematic diagram of ultrasonic shot peening of TC17 titanium alloy

处理后的 TC17 钛合金试样表面形貌。超声喷丸过程中,材料表面受弹丸随机冲击挤压发生塑性变形,在材料上形成凸起和凹陷特征。与 0.15 A 喷丸强度相比,在 0.25 A 喷丸强度下,TC17 钛合金试样表面冲击凹坑面积增大,凹坑分布离散度降低。

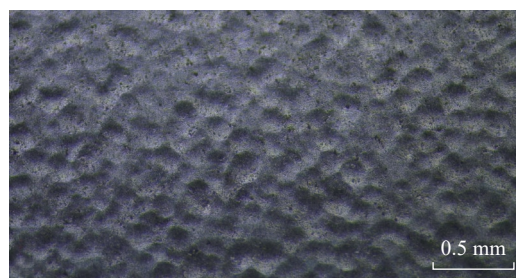
图 4 为 0.15 A 与 0.25 A 喷丸强度下 TC17 钛合金密排面 {1-101} 施密特因子统计图在 <11-20> 方向上施密特因子在 (0,0.5) 范围内的分布状态。结果显示,在 0.25 A 喷丸强度下,施密特因子集中分布范围为 (0.28~0.45),没有达到 0.5,呈硬取向分布;在 0.15 A 喷丸强度下,施密特因子集中分布范围为 (0.31~0.50),部分达到 0.5,呈软取向分布。在 0.15 A 喷丸强度下引入的塑性层较浅,加工硬化程度低,更容易产生滑移变形。

图 5 为 0.15 A 和 0.25 A 喷丸强度下 TC17 钛合金超声喷丸截面施密特因子分布图。通过施密特因子分布图定性反映超声喷丸引起的塑性应变分布规律(红色区域表示施密特因子值较高,黄色及绿色区域表示施密特因子值较低),塑性应变与施密特因子呈负相关关系。0.15 A 和 0.25 A 两种喷丸强度引起的塑性应变分别分布在材料表面下约 140 μm 和 220 μm 的深度区域,并且

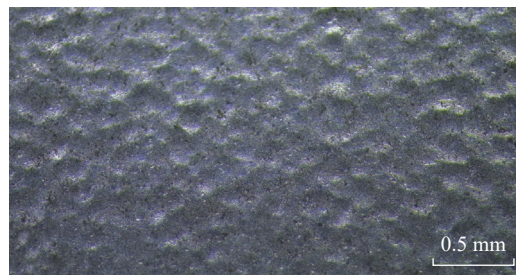
表 2 TC17 材料本构模型参数

Table 2 Material constitutive model parameters of TC17

A/MPa	B/MPa	n	m	熔点/K	C
1100	590	0.41	0.833	1675	0.0152



(a) 0.15 A



(b) 0.25 A

图 3 不同喷丸强度对 TC17 钛合金表面形貌的影响

Fig.3 Effect of different Almen intensities on surface morphology of TC17 titanium alloy

应变沿深度方向呈降低趋势。与 0.15 A 相比,0.25 A 喷丸强度引起的塑性应变层深度值提升约 57.1%。

3.2 残余应力仿真与试验分析

图 6 为 0.15 A、0.25 A 喷丸强度下,TC17 钛合金试样表面残余应力场的分布情况。在两种喷丸强度下,试样表面均处于残余压应力状态,两组试样边缘均存在低应力区域,这是由弹丸冲击试样边缘棱角引起的,边缘效应引入的残余拉应力抵消了部分残余压应力。残余应力场分布结果显示,0.15 A 喷丸强度下试样表面中心区域残余应力均值约为 -560 MPa。0.25 A 喷丸强度下,试样表面中心区域残余应力均值约为 -639 MPa。相比 0.15 A 喷丸强度,0.25 A 喷丸强度下试样表面中心区域残余压应力均值提高约 14.1%。

图 7 比较了两种喷丸强度下试样残余应力试验值 (EXP) 与数值仿真结果 (FEM) 的差异,以及 FEM 分布

情况。两组试样残余压应力最大值均处于次表面区域。0.15A 喷丸强度下次表面残余压应力最大值约为 -619 MPa,处于距表面 20 μm 深度区域,残余压应力层深度约为 150 μm。0.25 A 喷丸强度下次表面残余压应力最大值约为 -651 MPa,处于距表面 30 μm 深度区域,残余压应力层深度约为 230 μm。相比 0.15 A 喷丸强度,0.25 A 喷丸强度下次表面残余压应力最大值提高约 5.2%,残余压应力层深度值提升约 53.3%,与截面施密特因子应变层分布相近。残余压应力最大值深度随喷丸强度的提高,向次表面延伸约 50%。残余压应力最大值随喷丸强度提高波动较小。受网格单元细化精度影响,与数值分析结果相比残余压应力试验值整体偏高。0.15 A 喷丸强度下表面残余应力均值试验值与数值仿真结果相差 22 MPa,试验结果提高了 3.9%;残余压应力最大值相差 23 MPa,试验结果提高了 3.7%;残余压应力层深度相差 20 μm,试验结果提高了 13.3%。0.25 A 喷丸强度下,表面残余压应力均值试验值与数值仿真结果相差 22 MPa,试验结果提高了 3.4%;残余压应力最大值试验值与数值仿真结果相差 21 MPa,试验结果提高了 3.2% ;

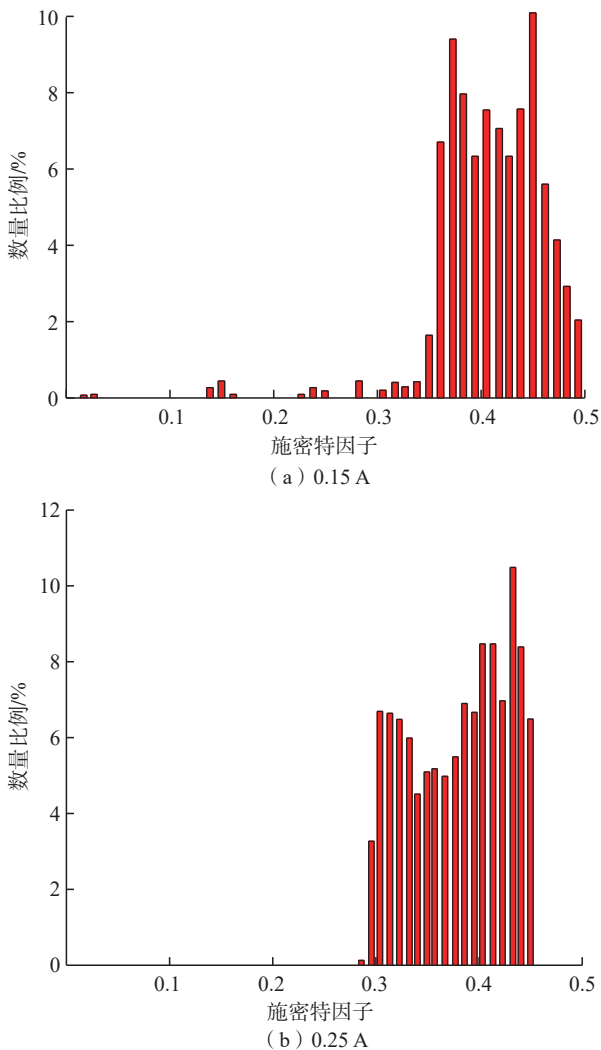


图 4 不同喷丸强度 TC17 钛合金施密特因子统计

Fig.4 Schmid factor of TC17 titanium alloy with different Almen intensities

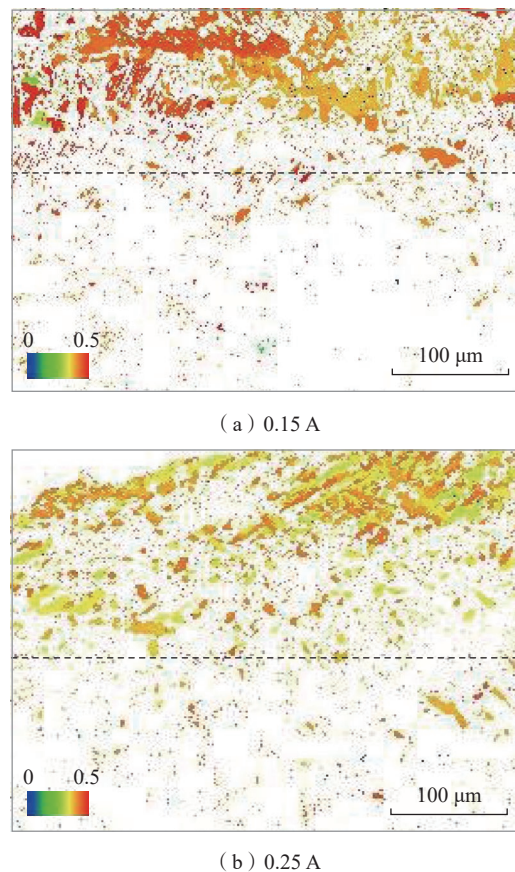


图 5 不同喷丸强度 TC17 钛合金施密特因子分布

Fig.5 Distribution of Schmid factor for TC17 titanium alloys with different Almen intensities

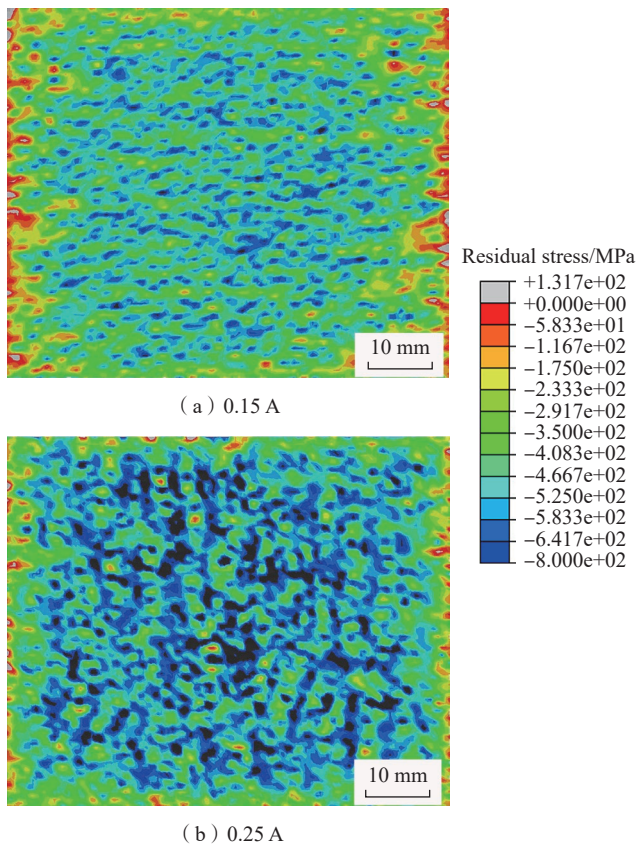


图6 不同喷丸强度试样表面残余应力场分布

Fig.6 Distribution of residual stress field on the surface of samples with different Almen intensities

0.25 A 喷丸强度下,仿真结果受高残余压应力影响,应力在纵向网格单元传递距离增加,使数值结果残余压应力层深度增加,与试验值残余压应力层深度相比,数值结果增加 $5\ \mu\text{m}$,相比试验值提高约 2.1%。两种喷丸强度下,在表面残余应力均值、次表面残余压应力最大值、残余应力层深度方面,试验值与数值仿真结果差异较小,整体误差小于 15%,表明 TC17 钛合金超声喷丸数值模型在残余应力预测方面的有效性。

3.3 疲劳试验分析

图 8 (a) 为 0.15 A 和 0.25 A 喷丸强度下的 TC17 钛合金试棒高周疲劳 $S-N$ 曲线。可见,0.15 A 喷丸强度下试棒疲劳极限约 747 MPa; 0.25 A 喷丸强度下试棒疲劳极限约 782 MPa,相比 0.15 A 提高约 4.7%。小于 10^5 循环次数的部分处于高载荷疲劳状态下,两种喷丸强度在该范围内差异较小。在 $10^5\sim 10^7$ 循环次数范围内,0.25 A 喷丸强度疲劳极限显著提高,表明残余压应力层在低载荷高循环下对裂纹萌生的抑制作用增加。图 8 (b) 为疲劳试验前后试棒残余应力场分布状态, Stoll 等^[4] 研究表明,喷丸引入的残余应力在高周疲劳阶段影响更显著,因此在试验过程中参考钟丽琼等^[20] 对喷丸

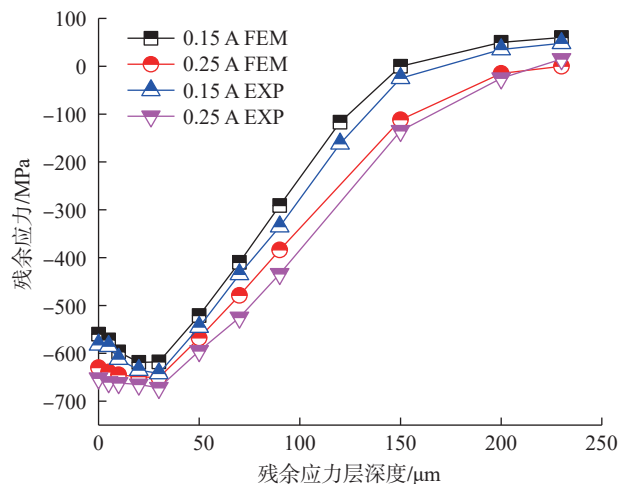
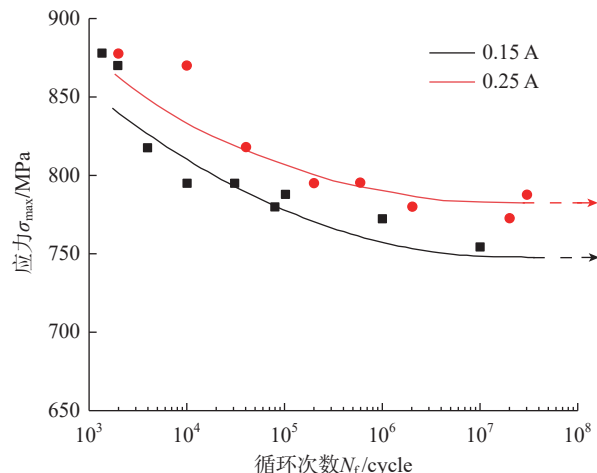
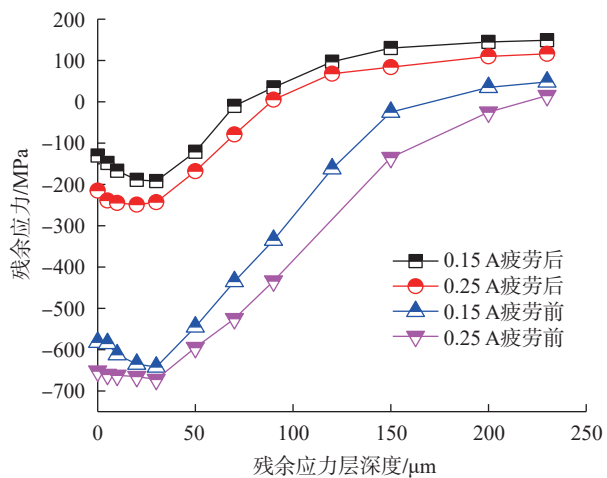


图7 不同喷丸强度试样残余应力层深度分布

Fig.7 Depth distribution of residual stress layer of samples with different Almen intensities



(a) 高周疲劳 $S-N$ 曲线



(b) 疲劳前后残余应力场分布

图8 不同喷丸强度试样疲劳寿命及疲劳前后试样残余应力分布
Fig.8 Fatigue life of samples with different Almen intensities and residual stress distribution of samples before and after fatigue failure

试棒疲劳前后残余应力检测方式,选择低应力幅、高循环下试样进行研究,两种喷丸强度在低应力幅下(770 MPa),各选2个试棒分别研究疲劳断口与未疲劳试棒中心截面残余应力沿深度分布状态。结果表明,疲劳试验后试棒表层部分处于残余压应力状态,残余压应力值及残余压应力层深度受疲劳试验拉应力影响显著降低。在0.15 A 喷丸强度下,疲劳试验后表面残余压应力值为-130 MPa,较疲劳试验前下降约77.6%,残余压应力层深度值降低100 μm;在0.25 A 喷丸强度下,疲劳试验后表面残余压应力值为-215 MPa,较疲劳试验前下降约67%,残余压应力层深度值降低125 μm。两种喷丸强度下,高周疲劳试验引起的残余应力松弛程度相近。与0.15 A 喷丸强度相比,在0.25 A 喷丸强度下疲劳试验后表面残余压应力及残余压应力层深度仍处于较高的水平。结果表明,较高的表面残余压应力及残余压应力层深度对抑制残余拉应力引起的疲劳失效效果更显著。

4 结论

(1) 超声喷丸后试样表面受挤压发生塑性变形,形成凸起和凹陷特征。随着喷丸强度的提高,试样表面冲击凹坑面积增加,凹坑分布离散度降低。试样表层区域应变层深度增加,施密特因子集中分布范围有降低的趋势,超声喷丸引起的加工硬化使滑移变形趋势减弱,呈硬取向分布。在较低喷丸强度下引入的塑性层较浅,加工硬化程度低,更容易产生滑移变形。

(2) 两种喷丸强度下,残余压应力最大值深度随喷丸强度的提高向次表面延伸约50%,残余压应力最大值随喷丸强度提高波动较小。残余压应力层深与应变层分布相近。两种喷丸强度下,数值仿真结果与试验结果在表面残余应力均值、次表面残余压应力最大值、残余应力层深度方面差异较小,整体误差小于15%,表明TC17钛合金超声喷丸数值模型在残余应力预测方面的有效性。

(3) 两种喷丸强度下疲劳寿命均达 10^7 次循环。两种喷丸强度在小于 10^5 循环次数范围内差异较小。在 $10^5\sim 10^7$ 循环次数范围内,喷丸强度疲劳极限显著提高,表明残余压应力层深在高载荷低循环下作用较小,在低载荷高循环下对裂纹萌生的抑制作用增加。

(4) 疲劳试验后残余压应力值及深度受疲劳试验拉应力影响显著降低。在较高喷丸强度下,疲劳试验后表面残余压应力及残余压应力层深度仍处于较高的水平,对抑制残余拉应力引起的疲劳失效效果更显著。

参考文献

[1] LIU Y G, LI H M, LI M Q. Characterization of surface layer in

TC17 alloy treated by air blast shot peening[J]. *Materials & Design*, 2015, 65: 120-126.

[2] QIAO H C. Experimental investigation of laser peening on Ti17 titanium alloy for rotor blade applications[J]. *Applied Surface Science*, 2015, 351: 524-530.

[3] CELLARD C, RETRAINT D, FRANÇOIS M, et al. Laser shock peening of Ti-17 titanium alloy: Influence of process parameters[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2012, 532: 362-372.

[4] STOLL I, HELM D, POLANETZKI H, et al. Ultrasonic shot peening (USP) on Ti-6Al-4V and Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo aero engine components[C]//The 11th International Conference on Shot Peening. South Bend: International Scientific Committee for Shot Peening, 2011: 371-376.

[5] REVATHI A, MITUN D, BALLA V K, et al. Surface properties and cytocompatibility of Ti-6Al-4V fabricated using laser engineered net shaping[J]. *Materials Science and Engineering: C*, 2019, 100: 104-116.

[6] PRAKASH C, SINGH S, PRUNCU C, et al. Surface modification of Ti-6Al-4V alloy by electrical discharge coating process using partially sintered Ti-Nb electrode[J]. *Materials*, 2019, 12(7): 1006.

[7] LIU K K, HILL M R. The effects of laser peening and shot peening on fretting fatigue in Ti-6Al-4V coupons[J]. *Tribology International*, 2009, 42(9): 1250-1262.

[8] XING Y M, LU J. An experimental study of residual stress induced by ultrasonic shot peening[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2004, 152(1): 56-61.

[9] BOYCE B L, CHEN X, HUTCHINSON J W, et al. The residual stress state due to a spherical hard-body impact[J]. *Mechanics of Materials*, 2001, 33(8): 441-454.

[10] BADREDDINE J, ROUHAUD E, MICOULAUT M, et al. Simulation of shot dynamics for ultrasonic shot peening: Effects of process parameters[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2014, 82: 179-190.

[11] ROUSSEAU T, HOC T, GILLES P, et al. Effect of bead quantity in ultrasonic shot peening: Surface analysis and numerical simulations[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2015, 225: 413-420.

[12] SI C R, DUAN B B, CAI J. Surface repairing and strengthening of TC4 alloy with recast layer by ultrasonic shot peening[J]. *Materials Letters*, 2020, 263: 127272.

[13] 刘辉, 蔡晋, 孟庆勋, 等. 超声喷丸与传统喷丸对TC4钛合金残余应力影响的仿真分析[J]. *航空发动机*, 2020, 46(2): 87-92.

LIU Hui, CAI Jin, MENG Qingxun, et al. Simulation analysis of influence of ultrasonic and conventional shot peening on residual stress of TC4 titanium alloy[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(2): 87-92.

[14] 王业辉. TC4钛合金超声喷丸强化残余应力数值模拟分析[J]. *航空发动机*, 2019, 45(3): 58-64.

WANG Yehui. Numerical simulation analysis of residual stress in ultrasonic shot peening of TC4 titanium alloy[J]. *Aeroengine*, 2019, 45(3): 58-64.

[15] 蔡晋, 刘建邦. 能量输入对TC4钛合金超声喷丸力学影响的仿真研究[J]. *表面技术*, 2019, 48(9): 140-149.

CAI Jin, LIU Jianbang. Simulation study on effect of energy input on mechanical properties of TC4 titanium alloy by ultrasonic shot peening[J]. *Surface Technology*, 2019, 48(9): 140-149.

[16] 杨天南, 林爽, 蔡晋. 超声喷丸激励振动幅值对TC4钛合

金表面状态影响的仿真研究[J]. 航空精密制造技术, 2020, 56(4): 14-18.

YANG Tiannan, LIN Shuang, CAI Jin. Simulation study of effect of excited vibration on ultrasonic shot peening surface state of TC4 titanium alloy[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2020, 56(4): 14-18.

[17] LESUER D. Experimental investigation of material models for Ti-6Al-4V and 2024-T3[R]. USA: Lawrence Livermore National Laboratory, 1999.

[18] JOHNSON G R, COOK W. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures[C]. Proceedings of the 7th International Symposium of Ballistics. Hague: International Ballistics Committee, 1983.

[19] DUAN C H, HAO X J, PEI Y T, et al. Stress wave and residual stress characteristics of TC17 titanium alloy subjected to warm laser shock peening[J]. Advanced Engineering Materials, 2019, 21(2): 1800448.

[20] 钟丽琼, 梁益龙, 严振, 等. 喷丸强化对FGH4097粉末高温合金室温高周疲劳极限的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(7): 2198-2204.

ZHONG Liqiong, LIANG Yilong, YAN Zhen, et al. Effect of shot peening on high cycle fatigue limit of FGH4097 P/M superalloys at room temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(7): 2198-2204.

通讯作者: 林爽, 高级工程师, 研究方向为航空发动机表面强化工艺技术。

(责编 晓月)

(上接第 110 页)

[9] 武涛. 复合材料多钉干涉连接应力分布及损伤萌生研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.

WU Tao. Stress distribution and damage initiation analysis of composite multi-pin joints with interference fit[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017.

[10] 魏誉豪, 曹增强. 复合材料结构装配中的干涉衬套强化工艺研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(15): 63-67, 74.

WEI Yuhao, CAO Zengqiang. Research on reinforcement of interference bushing in composite structure assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(15): 63-67, 74.

[11] KIM S Y, HENNIGAN D J, KIM D D W. Influence of fabrication and interference-fit techniques on tensile and fatigue properties of pin-loaded glass fiber reinforced plastics composites[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2012, 134(4): 041012.

[12] 程晖, 樊新田, 徐冠华, 等. 航空复合材料结构精密干涉连接技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(10): 524876.

CHENG Hui, FAN Xintian, XU Guanhua, et al. State of the art of precise interference-fit technology for composite structures in aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(10): 524876.

[13] 郁大照, 陈跃良, 高永. 螺栓连接单搭接件疲劳特性试验与全寿命估算方法研究[J]. 中国机械工程, 2013, 24(20): 2747-2752.

YU Dazhao, CHEN Yueliang, GAO Yong. Study on fatigue property tests and holistic life assessment method for single bolted joints[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(20): 2747-2752.

[14] 高志刚, 何宇廷, 张天宇, 等. 干涉配合对飞机机翼螺栓连接结构力学性能的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(1): 22-27.

GAO Zhigang, HE Yuting, ZHANG Tianyu, et al. Effect of interference fit on mechanical properties of aircraft wing bolt connection structure[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(1): 22-27.

[15] SEONG M S, KIM T H, NGUYEN K H, et al. A parametric study on the failure of bonded single-lap joints of carbon composite and aluminum[J]. Composite Structures, 2008, 86(1-3): 135-145.

[16] DUMONT D, DESCHAMPS A, BRECHET Y. A model for predicting fracture mode and toughness in 7000 series aluminium alloys[J]. Acta Materialia, 2004, 52(9): 2529-2540.

[17] 张岐良, 曹增强, 李红梅, 等. 干涉配合弹性强化机理分析[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 421687.

ZHANG Qiliang, CAO Zengqiang, LI Hongmei, et al. Elastic fatigue enhancement mechanism of interference fit[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 421687.

通讯作者: 赵庆云, 研究员, 研究方向为飞机机械连接工艺技术。

(责编 晓月)

(上接第 116 页)

[11] 张久文. 铝合金高压扭转变形及其强化模型[D]. 大连: 大连理工大学, 2011.

ZHANG Jiuwen. High pressure torsion deformation and strengthening models of aluminium alloys[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2011.

[12] 徐红星, 程晓农, 许晓静, 等. 超细亚晶粒铝合金的强化机理[J]. 江苏大学学报(自然科学版), 2011, 32(1): 51-55.

XU Hongxing, CHENG Xiaonong, XU Xiaojing, et al. Strengthening mechanism of ultra-fine sub-grained Al alloy[J]. Journal of Jiangsu University (Natural Science Edition), 2011, 32(1): 51-55.

[13] 巫荣海. 6061 铝合金的热变形行为及各向异性研究[D]. 长沙: 中南大学, 2013.

WU Ronghai. An investigation on hot deformation behavior and anisotropy of 6061 aluminium alloy[D]. Changsha: Central South University, 2013.

[14] KRASILNIKOV N, LOJKOWSKI W, PAKIELA Z, et al. Tensile strength and ductility of ultra-fine-grained nickel processed by severe plastic deformation[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 397(1-2): 330-337.

通讯作者: 胡永祥, 教授, 博士, 研究方向为激光加工、激光喷丸/激光冲击强化、航空自动制孔工艺与装备。

(责编 阳光)