

不同喷丸强度对 TC17 钛合金 抗疲劳性能影响

卜嘉利, 吕 扬, 刘博志, 韩振宇, 佟文伟, 高志坤
(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为提升 TC17 钛合金抗疲劳性能, 对其表面进行喷丸处理。通过旋转弯曲疲劳试验、断口分析、残余应力场分析、表层组织分析及喷丸前、后钛合金表面完整性分析等手段, 开展不同喷丸强度对 TC17 钛合金抗疲劳性能影响研究。结果表明: 喷丸强化后钛合金表面粗糙度增大, 由 $0.315\ \mu\text{m}$ 变为 $0.5\sim 1.0\ \mu\text{m}$; 表层发生塑性变形, 晶粒发生细化; 表面引入残余压应力, 残余压应力层深约为 $125\sim 151\ \mu\text{m}$, 最大残余压应力位于层深 $30\ \mu\text{m}$ 附近处。 $0.3\ \text{mm}\cdot\text{N}$ 喷丸状态旋转弯曲试样疲劳寿命优于其他状态试样, 在 $740\ \text{MPa}$ 和 $840\ \text{MPa}$ 应力水平下, 分别比未喷丸状态试样疲劳寿命提升 4.5 倍与 7.5 倍。疲劳寿命提升归因于试样表层晶粒细化、高密度位错组织及残余压应力对疲劳裂纹萌生与扩展的抑制作用。 $0.35\ \text{mm}\cdot\text{N}$ 与 $0.4\ \text{mm}\cdot\text{N}$ 喷丸状态试样疲劳寿命下降与喷丸强度过大时试样表面粗糙度高, 并有脱层及微裂纹生成有关。

关 键 词: 喷丸强度; TC17 钛合金; 疲劳寿命; 残余压应力; 脱层; 微裂纹

中图分类号: V261.93

文献标志码: A

Effect of different shot peening intensities on fatigue resistance of TC17 titanium alloy

BU Jiali, LÜ Yang, LIU Bozhi, HAN Zhenyu,
TONG Wenwei, GAO Zhikun

(Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to improve the fatigue resistance of the TC17 titanium alloy, shot peening on the surface was carried out. The effects of different shot peening intensities on fatigue resistance of TC17 titanium alloy were studied by means of rotary bending fatigue test, fracture analysis, residual stress field analysis, microstructure observation and surface integrity analysis before and after shot peening. The results showed that surface roughness of titanium alloy was increased from $0.315\ \mu\text{m}$ to $0.5\sim 1.0\ \mu\text{m}$ after shot peening. Severe plastic deformation occurred on the surface during shot peening and the surface grains were refined. Residual compressive stress was introduced into the surface, the layer depth of residual compressive stress was about $125\sim 151\ \mu\text{m}$, and the maximum compressive stress appeared about $30\ \mu\text{m}$ in depth from the surface. The fatigue life of the rotary bending sample after $0.3\ \text{mm}\cdot\text{N}$ shot peening was better than that of other samples. Under the stress levels of $740\ \text{MPa}$ and $840\ \text{MPa}$, the fatigue life of $0.3\ \text{mm}\cdot\text{N}$ shot

收稿日期: 2021-05-23

基金项目: 关键材料和工艺工程对比应用研究基金项目

作者简介: 卜嘉利(1985—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机零部件材料应用研究及失效分析工作。

引用格式: 卜嘉利, 吕扬, 刘博志, 等. 不同喷丸强度对 TC17 钛合金抗疲劳性能影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(6): 1225-1233. BU Jiali, LÜ Yang, LIU Bozhi, et al. Effect of different shot peening intensities on fatigue resistance of TC17 titanium alloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(6): 1225-1233.

peened sample increased by 4.5 times and 7.5 times than that of non-shot peened sample, respectively. The increase of fatigue life was attributed to the inhibition of fatigue crack initiation and propagation by the refined grains, high-density dislocations and residual compressive stress on the surface induced by shot peening. Excessive shot peening intensity caused the high surface roughness, delamination and microcrack formation on the surface, which resulted in the decrease of fatigue life of 0.35 mm·N and 0.4 mm·N shot peened samples.

Key words: shot peening intensity; TC17 titanium alloy; fatigue life; residual compressive stress; delaminating; microcrack

风扇转子叶片是航空发动机的关键部件之一,其作用是将发动机外部空气压缩到内涵道内,与燃料一同在燃烧室内燃烧并产生大量燃气,然后燃气经尾喷管高速喷出,形成发动机的动力^[1-4]。TC17 钛合金拥有十分优异的物理力学性能,同时具有极强的耐腐蚀性能,因此在航空发动机风扇转子叶片基体选材上应用较广^[5-8]。发动机大涵道比和大推质比的不断提升,给风扇转子叶片使用可靠性带来巨大挑战。在离心载荷和气动载荷的作用下,风扇转子叶片极易产生振动,使其发生疲劳断裂^[9-12],因此仅依靠 TC17 钛合金自身优异的力学性能显然不能满足叶片长寿命服役要求,如何进一步提升叶片抗疲劳性能显得尤为重要。

喷丸强化工艺具有操作简单、材料适用范围广、经济成本低、抗疲劳性能提升效果显著等优点,因此工程上常选用喷丸强化工艺对零部件表面进行强化处理,进而提升零部件自身的抗疲劳能力^[13-15]。叶片表面喷丸强化是指在喷丸过程中,将大量丸粒按照一定的入射角度和喷射速度,反复撞击叶片表面,使钛合金叶片基体表面产生塑性变形,同时在叶片表面及一定深度范围内的次表面产生残余压应力,形成残余压应力影响层,残余压应力不仅可以抵消叶片疲劳载荷中的部分拉应力,还可抑制叶片表面疲劳裂纹的萌生,达到提升叶片抗疲劳性能的目的^[16]。

喷丸强度是喷丸强化工艺中的一个重要参数,因此国内外在喷丸强度对各种材料抗疲劳性能及表面完整性影响方面开展了诸多研究。阴晓宁等^[17]研究发现,TC4 钛合金湿喷丸强化后,钛合金表层组织产生塑性形变,位错密度增加,晶粒发生细化,TC4 钛合金抗疲劳性能得到显著提升。Lindemann 等^[18]在对钛铝合金表面进行喷丸强化后发现,钛铝合金表面形成了残余压应力层与硬化层,厚度约为 200 μm 。熊谛等^[19]研究了不同喷丸强度对镍铝青铜表面喷丸效果的影响,当喷丸

强度过高时,镍铝青铜表面会有裂纹萌生。

目前国内鲜有关于不同喷丸强度对 TC17 钛合金抗疲劳性能影响方面的报道,且研究内容不够细致及深入,因此本文通过旋转弯曲疲劳试验、旋转弯曲疲劳试验件断口分析、残余应力场分析、截面表层组织分析及喷丸前、后钛合金表面完整性分析等技术手段,开展不同喷丸强度对 TC17 钛合金抗疲劳性能影响研究,阐明不同喷丸强度下 TC17 钛合金试样抗疲劳性能、残余应力、表层组织及表面状态的变化规律,最终为某型发动机风扇转子叶片基体 TC17 钛合金抗疲劳性能提升提供试验依据与技术支持。

1 试验材料与方法

1.1 试验材料

本文提及的旋转弯曲试验件与平板试样材料均为 β 锻 TC17 钛合金,化学成分见表 1。 β 锻 TC17 钛合金经热处理后的抗拉强度 σ_b 、屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 、延伸率 δ_5 及收缩率 ψ 等力学性能参数见表 2,其基体组织微观形貌为典型的网篮组织,如图 1 所示。热处理工艺为固溶处理(800 $^{\circ}\text{C}$,保温 4 h,风冷)+时效处理(650 $^{\circ}\text{C}$,保温 8 h,空冷)。

表 1 TC17 钛合金化学成分

Table 1 Chemical composition of TC17 titanium alloy

化学成分	质量分数/%
Cr	3.69
Al	4.83
Ti	83.38
Zr	1.76
Mo	3.57
Sn	2.57
Fe	0.2

表 2 TC17 钛合金力学性能	
Table 2 Mechanical properties of TC17 titanium alloy	
参数	数值
σ_b /MPa	1 120
$\sigma_{0.2}$ /MPa	1 025
δ_5 /%	6.5
ψ /%	10.0

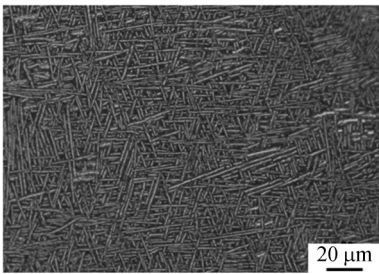


图1 基体组织微观形貌
Fig.1 Microstructure of matrix

1.2 喷丸强度参数确定

按照 HB/Z 26-2011《航空零件喷丸强化工艺》将阿尔门 N 型试片放入气动式数控喷丸机内进行表面喷丸处理。喷丸处理时选择的弹丸为陶瓷丸,直径为 0.3 mm,硬度为 643-785HV,喷丸覆盖率为 100%。通过控制喷丸压力、喷射角度、时间、速度及距离等参数,获取不同弧高度值的阿尔门试片饱和曲线,进而确定本试验选取的喷丸强度分别为 0.2、0.25、0.3、0.35 mm·N 及 0.4 mm·N。

1.3 旋转弯曲疲劳

旋转弯曲疲劳试验件加工示意图,如图 2 所示。旋转弯曲疲劳试验件工艺流程为:光饰-喷丸-手工抛光-二次光饰。试验件总共分为表面不喷丸处理 0 mm·N(只振动光饰)、表面喷丸强度 S 为 0.2、0.25、0.3、0.35 mm·N 和 0.4 mm·N(喷丸前、后各 1 次振动光饰)这 6 种试验状态,每种试验状态各 5 根旋转弯曲疲劳试验件。根据 GB/T 4337-2008《金属材料-疲劳试验-旋转弯曲方法》,采用 QBWP-1000 旋转弯曲疲劳试验机,在室温条件下对试验件进行疲劳试验,应力水平分别为 740 MPa 与 800 MPa,频率为 80 Hz,应力比 $R=-1$ 。旋转弯曲疲劳试验结束后,采用 Sigma-500 场发射电镜对表面不同喷丸强度的试验件进行断口分析,确定断口性质,疲劳起源位置以及疲劳源区有无缺陷等。

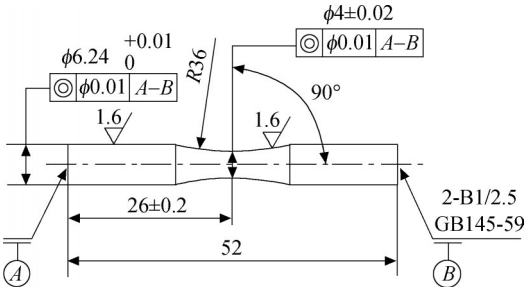


图2 旋转弯曲疲劳试验件(单位:mm)
Fig.2 Specimen of rotational bending fatigue (unit:mm)

1.4 残余应力及表面完整性分析

采用线切割方式将β 锻 TC17 钛合金加工成 50 mm×30 mm×10 mm 的平板试样,如图 3 所示。平板试样同样分为表面不喷丸处理 0 mm·N、表面喷丸强度 S 为 0.2、0.25、0.3、0.35 mm·N 和 0.40 mm·N 这 6 种状态。采用 X-ray diffraction 表面残余应力分析仪对不同喷丸强度平板试样表面及垂直试样表面剥层深度方向分布的残余应力进行测量。通过化学腐蚀剥层方法对平板试样表面反复进行腐蚀,获得不同深度的试样表面。每次腐蚀后,用千分尺测量腐蚀深度。化学腐蚀液体体积比例为:HF(30 mL)+HNO₃(10 mL)+HCL(10 mL)+H₂O(50 mL)。

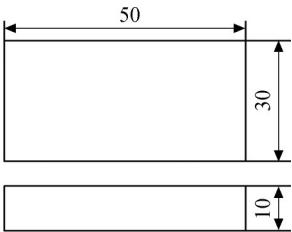


图3 平板试样(单位:mm)
Fig.3 Plate sample (unit:mm)

通过喷丸前、后平板试样表面形貌、表面粗糙度及截面组织的差异性,对平板试样开展表面完整性分析。

2 试验结果

2.1 旋转弯曲疲劳试验结果

在 740 MPa 和 800 MPa 应力水平下,不同喷丸强度试验件旋转弯曲疲劳试验结果如图 4、图 5 所示。喷丸强度在 0~0.3 mm·N 范围内,试验件疲劳寿命随着喷丸强度的增加而得到显著提升;而喷丸强度在 0.35~0.4 mm·N 范围内,试验件疲劳寿命却随着喷丸强度的增加而下降。喷丸强度在 0.3 mm·N 时,试验件疲劳寿命改善效果

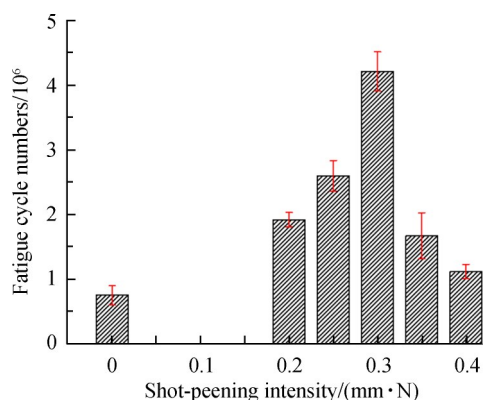


图4 740 MPa应力水平下不同喷丸强度试验件疲劳寿命
Fig.4 Fatigue life of specimen under different shot peening intensities at 740 MPa

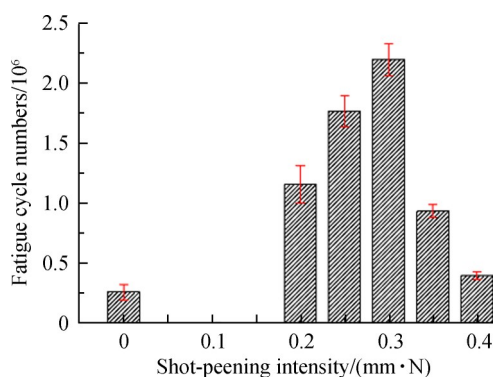


图5 800 MPa应力水平下不同喷丸强度试验件疲劳寿命
Fig.5 Fatigue life of specimen under different shot peening intensities at 800 MPa

最为明显。在 740 MPa 和 840 MPa 应力水平下, 0.3 mm·N 喷丸状态试样分别比未喷丸状态试样旋转弯曲疲劳寿命提升 4.5 倍与 7.5 倍。

2.2 断口分析结果

在 740 MPa 和 800 MPa 应力水平下, 对不同喷丸强度的旋转弯曲疲劳试验件进行断口宏、微观分析后, 发现不同应力、相同喷丸强度下的试验件断口形貌特征相近, 疲劳起源位置也基本一致, 因此本文只对 800 MPa 应力下, 不同喷丸强度的试验件断口进行详细描述。

未喷丸与喷丸试验件断口宏观形貌, 如图 6 所示。断口表面呈银白色, 可见明显的疲劳弧线和放射棱线特征, 表明断口的性质均为疲劳。未喷丸与喷丸试验件断口微观形貌见图 7, 根据放射棱线汇聚方向判断, 未喷丸 (0 mm·N) 试验件断口疲劳起源于试样基体表面处, 而喷丸强度为 0.2~0.4 mm·N 的试验件断口疲劳均起源于试样亚表面处, 源区距断口边缘距离分别约为 93、102、112、120 μm 和 134 μm 。

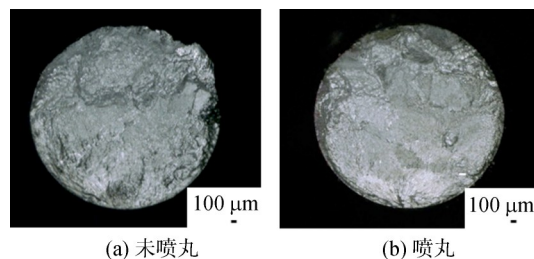


图6 断口宏观图像

Fig.6 Macro image of fracture

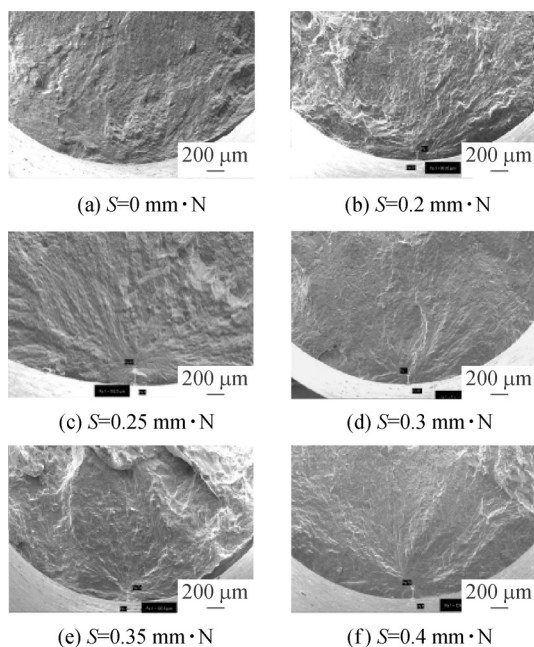


图7 断口微观图像

Fig.7 Microscopic image of fracture

2.3 残余应力场分析结果

不同喷丸强度平板试样表面残余应力测量结果见图 8, 喷丸强度在 0~0.3 mm·N 范围内, 平板试样表面残余压应力随着喷丸强度增加而增大; 喷丸强度为 0.3 mm·N 时, 平板试样表面残余压应力值达到最大, 残余压应力约为 722 MPa; 当喷丸强度在 0.35~0.4 mm·N 范围内, 平板试样表面残余压应力随着喷丸强度增加而逐渐减小。

不同喷丸强度平板试样残余应力沿表面剥层深度的变化趋势, 如图 9 所示。0 mm·N 状态试样表面存在一定的残余压应力, 其大小从表面向心部逐渐减小, 残余压应力层深度约为 40 μm ; 在 0.2~0.4 mm·N 喷丸强度下, 平板试样表面的残余压应力均明显高于 0 mm·N 状态试样。相同喷丸强度下, 残余压应力同样随着剥层深度的增加呈先增大后减小的变化规律, 在次表层残余压应力值达到最大, 最大残余压应力层深度约为

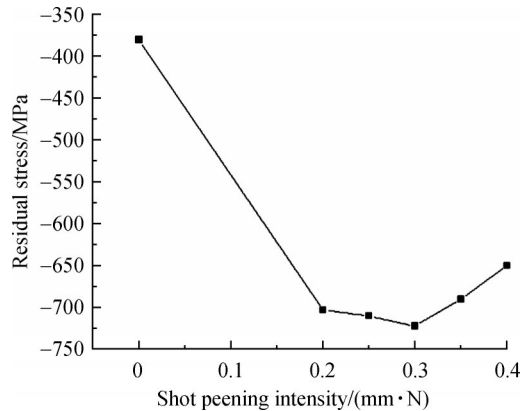


图 8 不同喷丸强度平板试样表面残余应力

Fig.8 Residual stress distribution of plate samples under different shot peening intensities

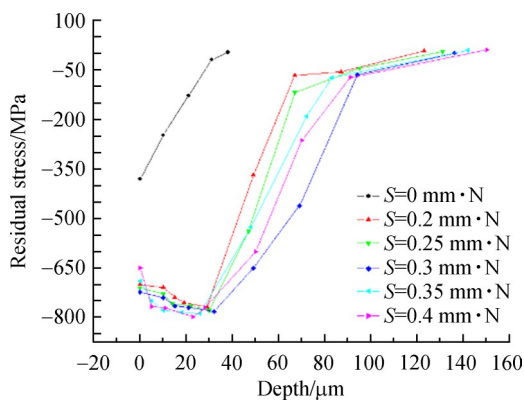


图 9 不同喷丸强度平板试样残余应力沿剥层深度分布

Fig.9 Residual stress distribution along the stripping depth of plate samples under different shot peening intensities

30 μm 。在 0.2~0.4 $\text{mm}\cdot\text{N}$ 喷丸强度下,随着喷丸强度的增加,次表面最大残余压应力值及其残余压应力层深度均逐渐增大,次表面最大残余压应力值分别为 769、778、782、788 MPa 和 798 MPa;残余压应力层深度分别约 125、130、136、143 μm 和 151 μm 。

2.4 表面完整性分析结果

喷丸前、后平板试样表面宏观形貌,如图 10 所示。喷丸前平板试样表面可见明显的机加刀

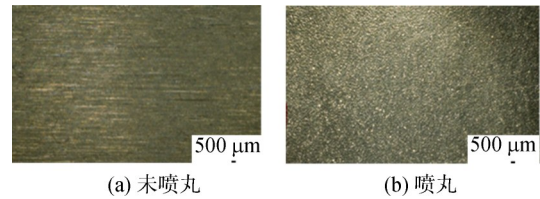


图 10 喷丸前、后平板试样表面宏观图像

Fig.10 Macro image of plate sample surface before and after shot peening

痕,而喷丸后平板试样原始表面机加刀痕基本消失,表面出现由弹丸撞击后形成的弹坑。

喷丸前、后平板试样表面微观形貌,如图 11 所示。喷丸前平板试样表面同样可见明显机加刀痕,喷丸后平板试样原始表面机加刀痕基本消失,喷丸强度在 0.2~0.3 $\text{mm}\cdot\text{N}$ 时,试样表面主要呈弹坑形貌特征,喷丸强度在 0.35~0.4 $\text{mm}\cdot\text{N}$ 时,试样表面出现脱层损伤现象。

各平板试样喷丸前表面长度(L)方向与宽度(W)方向表面粗糙度 R_a 检查结果见表 3,表中 $R_{a,ave}$ 表示平均表面粗糙度,各平板试样喷丸前表面粗糙度基本一致。对不同喷丸强度下各平板试样表面分别进行长度方向与宽度方向表面粗糙度检查,结果见表 4。不同喷丸强度平板试样表面粗糙度变化趋势见图 12,可见平板试样表面粗糙度随着喷丸强度增加而增大。不同喷丸强化后钛合金表面粗糙度由喷丸前 0.3 μm 变为 0.5~1.0 μm 。

不同喷丸强度平板试样截面组织微观形貌如图 13 所示,各试样截面组织均为网篮组织。未喷丸试样截面外表面轮廓较为平坦,表层组织未见明显塑性变形。0.2~0.3 $\text{mm}\cdot\text{N}$ 喷丸强度平板试样截面外表面(喷丸表面)轮廓可见高低起伏特征,且表层组织可见明显的塑性变形及晶粒细化现象。0.35~0.4 $\text{mm}\cdot\text{N}$ 喷丸强度平板试样截面外表面轮廓同样可见高低起伏特征,表层组织塑性变形及晶粒细化程度进一步加重,同时可见试样表面脱层处有微裂纹萌生,且微裂纹已扩展

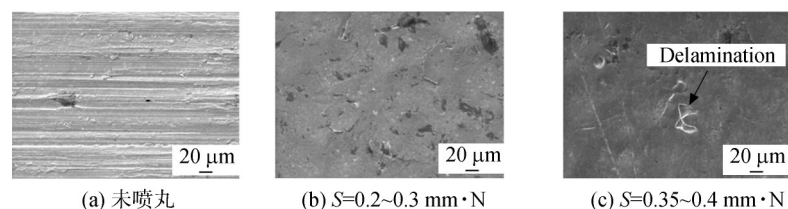


图 11 喷丸前、后平板试样表面微观图像

Fig.11 Microscopic image of plate sample surface before and after shot peening

表 3 喷丸前平板试样表面粗糙度
Table 3 Surface roughness of plate sample before shot peening

试样	$R_a/\mu\text{m}$				$R_{a,\text{ave}}/\mu\text{m}$
	长度方向		宽度方向		
1#	0.282	0.281	0.312	0.387	0.315
2#	0.271	0.362	0.299	0.330	0.315
3#	0.292	0.263	0.363	0.351	0.317
4#	0.285	0.294	0.352	0.330	0.315
5#	0.362	0.324	0.275	0.293	0.314

表 4 喷丸后平板试样表面粗糙度
Table 4 Surface roughness of plate sample after shot peening

喷丸强度/ (mm·N)	$R_a/\mu\text{m}$				$R_{a,ave}/\mu\text{m}$
	长度方向		宽度方向		
0.20	0.453	0.512	0.476	0.579	0.505
0.25	0.584	0.667	0.541	0.584	0.594
0.30	0.703	0.693	0.714	0.674	0.696
0.35	0.739	0.746	0.742	0.756	0.745
0.40	1.213	1.167	0.983	0.817	1.045

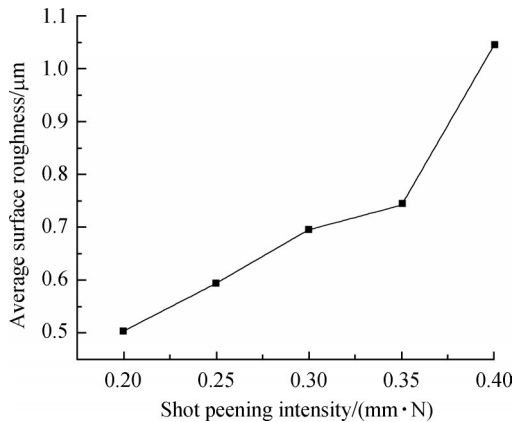


图 12 不同喷丸强度平板试样表面粗糙度变化趋势图
Fig.12 Variation trend diagram of surface roughness of plate samples with different shot peening intensities

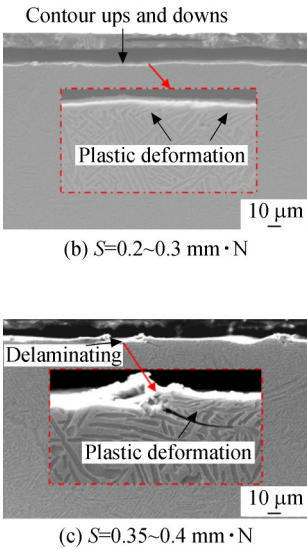
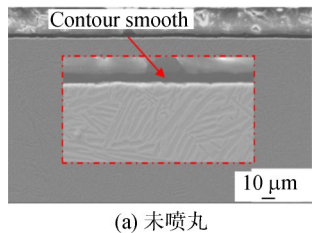


图 13 不同喷丸强度平板试样截面组织微观图像
Fig.13 Microscopic image of cross-section structure of plate sample with different shot peening intensities

至试样基体内部。

3 分析与讨论

通过旋转弯曲疲劳试验结果可知,740 MPa 和 800 MPa 应力水平下,旋转弯曲疲劳试验件表面喷丸强化后均比表面未喷丸试验件的疲劳寿命有所提升。喷丸强度在 0~0.3 mm·N 范围内,试验件疲劳寿命随着喷丸强度的增加而得到显著提升;而喷丸强度在 0.35~0.4 mm·N 范围内,试验件疲劳寿命却随着喷丸强度的增加而下降。试验件疲劳寿命并不是随着喷丸强度的不断增强而一直得到提升,喷丸强度需选取一个合理的参数。TC17 钛合金表面喷丸强化后,表面引入有益的表面残余压应力与冷作硬化层,可抑制初始疲劳裂纹的萌生与扩展。在本文实验条件下,喷丸强度参数为 0.3 mm·N 时,740 MPa 和 800 MPa 应力水平下的旋转弯曲疲劳试验件疲劳寿命改善效果最为明显。

断口分析表明,旋转弯曲疲劳试验件断口的性质为疲劳,表面未喷丸(0 mm·N)试验件疲劳起源于断口基体表面,呈点源起始特征;表面喷丸强化(0.2~0.4 mm·N)试验件疲劳均起源于断口亚表面,同样呈点源起始特征;随着喷丸强度增加,TC17 钛合金旋转弯曲疲劳试样疲劳源区距断口边缘表面距离也随之增大。发生这种现象的原因是不同喷丸强度在旋转弯曲疲劳试样引入的表面残余压应力和压应力层深度所造成的。表面

残余压应力可以抵消疲劳载荷中的部分拉应力,减小表面应力集中,将疲劳裂纹起源位置由表面转移至次表面,阻碍早期疲劳裂纹的扩展,从而提高旋转弯曲疲劳试样的抗疲劳性能。

喷丸前、后平板试样表面宏、微观检查结果表明,喷丸前试样表面可见明显机加刀痕,而喷丸后试样表面的机加刀痕基本消失,说明喷丸可以明显改变试样表面状态。另外喷丸强度在 $0.2\sim 0.3\text{ mm}\cdot\text{N}$ 时,试样表面主要为弹坑形貌特征;喷丸强度在 $0.35\sim 0.4\text{ mm}\cdot\text{N}$ 时,试样表面出现脱层损伤现象。通过上述现象表明,喷丸强度过大会对试样表面造成损伤。喷丸前、后平板试验件表面粗糙度检查结果表明,平板试样表面粗糙度随着喷丸强度增加而增大。试样表面机加刀痕和表面粗糙度较高的试样表面易产生应力集中,促进疲劳裂纹萌生,所以试样表面应尽量消除机加刀痕,同时也要尽可能减小试样表面粗糙度,从而达到提升抗疲劳性能目的。

由不同喷丸强度平板试样截面组织分析可知,在喷丸处理过程中,大量弹丸快速冲击试样表面,使试样表面产生剧烈塑性变形,这种塑性变形会使试样表层晶粒发生细化,产生高密度的位错组织,在交变载荷作用下阻碍组织反复滑移,抑制疲劳裂纹萌生,从而达到提升抗疲劳性能的目的。喷丸强度在 $0.2\sim 0.3\text{ mm}\cdot\text{N}$ 时,表层组织发生明显塑性变形;而当喷丸强度增大到 $0.35\sim 0.4\text{ mm}\cdot\text{N}$ 时,表层组织有微裂纹萌生。微裂纹在振动应力作用下,易萌生为疲劳裂纹,从而降低零部件抗疲劳性能^[20]。

喷丸过程中,高速喷射的陶瓷丸与平板试样表面撞击后会使平板表面和内部基体产生塑性变形,晶面间距减小,在塑性变形区引入一个梯度分布的压应力场。残余应力场分析结果表明,平板试样表面残余压应力并不随着喷丸强度增加而持续增大。喷丸强度在 $0\sim 0.3\text{ mm}\cdot\text{N}$ 范围内,平板试样表面残余压应力随着喷丸强度增加而增大;而喷丸强度在 $0.35\sim 0.4\text{ mm}\cdot\text{N}$ 范围内,平板试样表面残余压应力却随着喷丸强度增加而减小。喷丸强度为 $0.3\text{ mm}\cdot\text{N}$ 时,平板试样表面残余压应力达到最大值。表面残余压应力可以抵消疲劳载荷中的部分拉应力,并使零件表面产生加工硬化,抑制裂纹的萌生,延迟微观裂纹的扩展,从而提高材料的抗疲劳性能。另外由不同喷丸强度下试样表层残余应力沿剥层深度分布可知, $0\text{ mm}\cdot\text{N}$ 状

态试样表面存在一定的残余压应力,主要是由于试样表面机械加工所产生的,其大小从表面向心部逐渐减小,残余压应力层深度较浅,层深约为 $40\text{ }\mu\text{m}$; $0.2\sim 0.4\text{ mm}\cdot\text{N}$ 喷丸状态下,残余压应力随着深度的增加,先增大后减小,在次表层残余压应力值达到最大,残余压应力层深度随着喷丸强度增加而变长^[21],这与喷丸旋转弯曲疲劳试验件断口疲劳起源于亚表面以及疲劳源区距断口边缘表面距离随喷丸强度增加而增大相符。

随着喷丸强度增加,平板试样表面也会发生不同程度塑性变形,平板表面残余压应力也随之增加。但喷丸强度达到一定强度后,试样表面塑性变形会达到产生微裂纹之前的最大程度,试样表面向心部的塑性变形程度会逐渐减小,呈梯度分布,塑性变形的存在会导致残余压应力发生松弛,使得从心部到试样表面一定范围内的残余压应力逐渐减小。

喷丸强度过大时,平板试样表面出现脱层现象,引发应力释放,从而使平板试样表面残余压应力降低。由于钛合金表面缺口敏感性极强,脱层处会促进疲劳裂纹源萌生,降低钛合金的抗疲劳性能。

综上所述,喷丸强化处理会改善平板试样表面状态及提高旋转弯曲疲劳试验件抗疲劳性能,但喷丸强度参数要控制在一个合理范围内,喷丸强度不宜过大。通过旋转弯曲疲劳试验、断口分析、残余应力场分析、试样表面宏、微观检查、试样表面粗糙度检查及不同喷丸强度平板试样截面组织分析等手段,最终确定 TC17 钛合金疲劳寿命提升归因于试样表层晶粒细化、高密度位错组织及残余压应力对疲劳裂纹萌生与扩展的抑制作用。而钛合金疲劳寿命下降与喷丸强度过大时试样表面粗糙度高,并伴有脱层及微裂纹生成有关。通过本研究希望为某型发动机风扇转子叶片基体 TC17 钛合金抗疲劳性能提升提供试验依据与技术支持。

4 结 论

1) 喷丸会使钛合金表层组织发生塑性变形,晶粒发生细化,产生高密度的位错组织。

2) 不同喷丸强度处理后,会在 TC17 钛合金表面引入梯度分布的残余压应力, $0.3\text{ mm}\cdot\text{N}$ 喷丸状态下试样表面残余压应力最大,约为 722 MPa 。残余压应力沿试样剥层深度方向呈先增大后减小

的变化趋势,最大残余压应力层深度约为 30 μm 。

3) 喷丸强化可以基本消除试样表面机加刀痕,改善试样表面完整性。试样表面粗糙度随着喷丸强度增加而增大。不同喷丸强化后钛合金表面粗糙度为 0.5~1.0 μm 。

4) 在本文实验条件下,应力水平在 740 MPa 和 840 MPa 时,旋转弯曲试样疲劳寿命都随喷丸强度的增加呈现先增大后降低的规律。0.3 mm·N 喷丸状态下的旋转弯曲试样疲劳寿命优于其他喷丸状态试样,分别比未喷丸状态下的旋转弯曲试样疲劳寿命提升 4.5 倍和 7.5 倍。

5) 疲劳寿命提升归因于试样表层晶粒细化、高密度位错组织及残余压应力对疲劳裂纹萌生与扩展的抑制作用。疲劳寿命下降与喷丸强度过大时试样表面粗糙度高、脱层及有微裂纹生成有关。

参考文献:

- [1] 史磊,杨光,林文俊.前缘侵蚀对风扇转子叶片气动特性的影响机理[J].航空学报,2019,40(10):123007.1-123007.11.
SHI Lei, YANG Guang, LIN Wenjun. Influence mechanism of leading-edge erosion on aerodynamic performance of fan rotor blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(10):123007.1-123007.11. (in Chinese)
- [2] 陈云永,杨小贺,卫飞飞.大涵道比风扇设计技术发展趋势[J].航空学报,2017,38(9):520953.1-520953.8.
CHEN Yunyong, YANG Xiaohe, WEI Feifei. Development trend of high bypass ratio turbofans design technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9):520953.1-520953.8. (in Chinese)
- [3] 朱启晨,陈勇,肖贾光毅.复合材料风扇叶片铺层设计方法研究[J].航空发动机,2018,44(3):49-54.
ZHU Qichen, CHEN Yong, XIAO Jianguangyi. Study on laminate design method of composite fan blade[J]. Aeroengine, 2018, 44(3):49-54. (in Chinese)
- [4] 杨瑞瑶.发动机风扇叶片疲劳寿命计算及振动特性分析[D].成都:电子科技大学,2016.
YANG Ruiyao. The fatigue life calculation and vibration characteristic analysis on fan blades of aircraft engine [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [5] 董轶,李巍,周阳洋,等.TC17钛合金的热压缩变形行为研究[J].世界有色金属,2020(8):22-26.
DONG Yi, LI Wei, ZHOU Yangyang, et al. The thermal compression deformation behavior of TC17 titanium alloy[J]. World Nonferrous Metals, 2020(8):22-26. (in Chinese)
- [6] 卜嘉利,高志坤,佟文伟,等.某型风扇转子叶片裂纹失效分析[J].航空发动机,2019,45(1):12-16.
BU Jiali, GAO Zhikun, TONG Wenwei, et al. Crack failure analysis of a fan rotor blade[J]. Aeroengine, 2019, 45(1):12-16. (in Chinese)
- [7] 于冰冰,陈志勇,赵子博,等.TC17钛合金电子束焊接接头的显微组织与力学性能研究[J].金属学报,2016,52(7):831-841.
YU Bingbing, CHEN Zhiyong, ZHAO Zibo, et al. Microstructure and Mechanical properties of electron beam weldment of titanium alloy TC17[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2016, 52(7):831-841. (in Chinese)
- [8] 金俊龙,万晓慧,郭德伦.TC17钛合金焊接接头组织与力学性能分析[J].航空制造技术,2017,60(10):79-81.
JIN Junlong, WAN Xiaohui, GUO Delun. Microstructure and mechanical properties of welded joint of TC17 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(10):79-81. (in Chinese)
- [9] 李迪,陈云永,廖连芳.空心风扇叶片高循环疲劳试验设计与验证[J].航空动力学报,2017,32(6):1359-1365.
LI Di, CHEN Yunyong, LIAO Lianfang. Experimental design and verification of hollow fan blade high cycle fatigue [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6):1359-1365. (in Chinese)
- [10] 王仲林,陈勇,欧阳华,等.钛合金宽弦风扇叶片的振动特性[J].航空动力学报,2018,33(11):2593-2601.
WANG Zhonglin, CHEN Yong, OUYANG Hua, et al. Vibration characteristics of titanium wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11):2593-2601. (in Chinese)
- [11] CHAMIS C C. Vibration characteristics of composite fan blades and comparison with measured data[J]. Journal of Aircraft, 2013, 14(7):644-647.
- [12] 郑娟丽.航空发动机叶片气动激励的相关振动响应研究[D].南京:南京航空航天大学,2009.
ZHENG Juanli. Research on the vibration response of aero-engine rotor which weighted aero-dynamic force [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [13] 李卫,严世榕,张乐.表面喷丸强化处理对TC11钛合金疲劳性能的影响[J].表面技术,2017,46(3):172-176.
LI Wei, YAN Shirong, ZHANG Le. Effects of surface shot peening strengthening on fatigue property of tc11 titanium alloy[J]. Surface Technology, 2017, 46(3):172-176. (in Chinese)
- [14] 高玉魁.表面完整性理论与应用[M].北京:化学工业出版社,2014.
- [15] GAO Yukui. Effect of shot-peening on microstructure of tc4 titanium alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(9):1536-1539.
- [16] 罗学昆,艾莹珺,王欣,等.喷丸强化对TB6钛合金疲劳性能和表面完整性的影响[J].钛工业进展,2017,34(4):33-38.
LUO Xuekun, AI Yingjun, WANG Xin, et al. Effect of shot peening on fatigue property and surface integrity of titanium alloy[J]. Titanium Industry Progress, 2017, 34(4):33-38. (in Chinese)
- [17] 阴晓宁,付雪松,陈国清,等.湿喷丸强化对TC4钛合金表面状态及疲劳性能的影响[J].金属热处理,2016,41(3):

- 48-53.
- YIN Xiaoning, FU Xuesong, CHEN Guoqing, et al. Effects of wet shot peening on surface morphology and fatigue property of Ti-6Al-4V alloy[J]. Heat Treatment of Metals, 2016, 41(3):48-53. (in Chinese)
- [18] LINDEMANN J, BUQUE C, APPEL F. Effect of shot peening on fatigue performance of a lamellar titanium aluminide alloy[J]. Acta Materialia, 2006, 54(4):1155-1164.
- [19] 熊谛, 王立强, 徐小严, 等. 不同喷丸强度下镍铝青铜的表面喷丸强化效果[J]. 机械工程材料, 2017, 41(4):15-19.
- XIONG Di, WANG Liqiang, XU Xiaoyan, et al. Surface strengthening effect of nick-aluminum bronze treated by shot peening at different intensities[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2017, 41(4):15-19. (in Chinese)
- [20] 卜嘉利, 高志坤, 佟文伟, 等. 航空发动机油管固定支架断裂失效分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(3):40-45.
- BU Jiali, GAO Zhikun, TONG Wenwei, et al. Fracture failure analysis of fixed bracket for aero-engine oil tube [J]. Aero-engine, 2020, 46(3):40-45. (in Chinese)
- [21] 周文龙, 吕成, 李烨, 等. 喷丸强度对 316 不锈钢表面完整性及疲劳寿命的影响[J]. 表面技术, 2020, 49(7):230-237.
- ZHOU Wenlong, LÜ Cheng, LI Ye, et al. Effect of shot peening intensity on surface integrity and fatigue life of 316 stainless steel[J]. Surface Technology, 2020, 49(7):230-237. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)