

激光冲击强化 TC17 叶片前缘模拟件的抗 FOD 性能

吴俊峰^{1,2}, 邹世坤², 张永康³, 孙桂芳¹, 倪中华¹, 车志刚², 曹子文²

(1. 东南大学 江苏省微纳生物医疗器械设计与制造重点实验室, 江苏 南京 211189)

(2. 中国航空制造技术研究院 高能束流加工技术重点实验室, 北京 100024)

(3. 广东工业大学, 广东 广州 510000)

摘 要: 为研究激光冲击强化 (LSP) 叶片前缘抗外物损伤 (FOD) 性能, 设计截面尺寸近似叶片前缘的缺口模拟件。采用 YAG 激光器 (30 J 和 15 ns) 和方形光斑 (4 mm×4 mm) 对 TC17 模拟件的缺口尖端进行双面 LSP。采用 X 射线衍射仪、透射电镜、高频疲劳试验机和扫描电镜分别对 LSP 前后的残余应力、微观组织、疲劳性能和疲劳断口进行测试分析。结果表明, 与未强化缺口模拟件相比, LSP-TC17 合金的表面残余压应力最大值为 -403 MPa。LSP-TC17 合金表面形成高密度位错、孪晶和纳米晶。LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强度提高 55.6%。TC17 缺口模拟件的疲劳强化机理为高幅残余压应力和表面纳米晶。研究结果为 LSP-FOD 叶片奠定理论基础并提供工艺参考。

关键词: 激光冲击强化; TC17 合金; 抗 FOD 性能; 残余应力; 纳米晶

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2018)11-3359-06

TC17 合金 (对应 ASTM Ti17 合金) 因具有良好的机械性能, 满足疲劳损伤容限设计、高结构效益、高可靠性和低制造结构成本, 作为制造发动机风扇叶片和压气机叶片的重要材料^[1]。在飞机起飞和着陆 2 种工况下, 发动机叶片转速达 500 m/s, 高速气流吸入的外来物撞击叶片前缘, 导致叶片前缘形成凹坑和缺口等外物损伤 (Foreign Object Damage, FOD)^[2], 同时高速气流扰动等激起叶片高频振动。在高频振动和离心力耦合的拉-拉载荷作用下, FOD 引起的应力集中或破坏源导致叶片发生快速断裂, 断裂碎片甚至对发动机后续流道产生二次损伤, 严重影响了发动机的寿命和可靠性^[3]。美国和英国每年花费数百万美元甚至几十亿欧元, 解决 FOD 带来的安全问题^[4]。

国内外研究人员对 FOD 缺口特征和疲劳损伤工艺进行基础研究。模拟叶片前缘 FOD 损伤, 采用近似叶片截面尺寸的叶片模拟件^[5]进行 FOD 撞击分析。Nicholas^[6]等研究 FOD 对钛合金叶片模拟件前缘疲劳强度的影响, 发现 FOD 破坏特征为撕裂和凹坑, 与凹坑相比, 撕裂和凹坑混合模式的 FOD 大大地降低了钛合金的低周疲劳强度。Nowell^[7]等关注 FOD 叶片模拟件的疲劳强度降低特性。Ding^[8]和 Hall^[9]等研究低周、高周和高低周疲劳载荷下, FOD 叶片模拟件的早期疲

劳裂纹扩展 (Fatigue Crack Growth, FCG) 特性。Spanrad^[10]等采用立方射弹对激光冲击强化 (Laser Shock Processing, LSP) 叶片模拟件进行撞击试验, 研究 LSP 叶片模拟件的 FOD 特性。Ruschau^[5]等采用 U 型缺口模拟 FOD 叶片的疲劳行为, 研究发现 U 型缺口叶片模拟件和立方射弹 FOD 叶片模拟件经 LSP 后, 疲劳性能都得到显著提高。

对 LSP 叶片及叶片模拟件进行 FOD 疲劳特性基础认识, 有利于 LSP 在航空疲劳断裂关键部件中的应用^[11]。发动机叶片工作过程中, 主要承受由高频振动载荷和离心力引起的拉-拉载荷, 为模拟叶片实际工况, 采用三点弯曲或四点弯曲试验。Ruschau^[5]等采用三点弯曲试样, 模拟叶片实际工况的拉-拉载荷, 研究 FOD 叶片疲劳性能。Spanrad^[10]等采用四点弯曲试验研究 FOD 的 LSP 叶片的 FCG。Zabeen^[12]等研究发现当 FCG 至 6 mm 时, LSP 的 FOD 叶片模拟件的疲劳裂纹尖端残余压应力转为拉应力, 并获得线弹性断裂力学适合于研究 LSP 的 FOD 试样的疲劳行为。Lin^[13]等采用试验和数值模拟方法, 研究 LSP 的 Ti-6Al-4V 叶片模拟件在 FOD 后的 FCG 行为。

随着工艺技术的完善和成熟, 国内外相关单位对 LSP 叶片进行工业应用。LSP 诱导靶材表层深残余压

收稿日期: 2017-11-06

基金项目: 国家科技重大专项(2016YFB1102705); 装备预研教育部联合基金(6141A02033103); 国家博士后基金 (2015M570395, 2016T90400); 江苏省产学研前瞻性研究项目(BY2015070-05); 江苏省博士后基金(1501028A); 江苏省六大人才高峰高层次人才项目(2016-HKHT-001)

作者简介: 吴俊峰, 男, 1988 年生, 博士生, 东南大学机械工程学院, 江苏 南京 211189, E-mail: wjf88813@163.com

应力层和低幅冷加工^[14, 15], 降低靶材的疲劳平均应力和有效疲劳裂纹驱动力, 改善靶材的疲劳强度和 FCG 抗力^[16-18]。MIC 公司^[19]和 LSP 公司^[20]采用 LSP 技术对叶片实现疲劳延寿处理。国内空军工程大学实现钛合金叶片 LSP 处理^[21]。北京航空制造工程研究所^[22]采用方形光斑技术和吸波层技术对单叶片进行 LSP, 有效地提高了叶片的疲劳寿命。在此基础上, 北京航空制造工程研究所实现整体叶盘叶片 LSP, 强化叶片满足叶片设计要求。TC17 风扇叶片在 FOD 后, LSP 对其疲劳性能的影响及其疲劳强化机理需有待研究, 研究结果对 LSP 发动机叶片的应用具有重要意义。

为更好地模拟实际叶片 FOD, 本研究采用截面尺寸近似叶片前缘的 U 型缺口模拟件, 且模拟件设计为三点弯曲试样, 模拟叶片实际工况。利用 YAG 激光器和方形光斑对模拟件缺口尖端进行双面单次 LSP, 研究 LSP-TC17 缺口模拟件的表面残余应力分布、微观组织特征和三点弯曲疲劳强度, 并分析疲劳断口形貌, 获得 LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强化机理。

1 实 验

试验材料为 β 锻 TC17 合金, 一种 $\alpha+\beta$ 型双相网篮组织, 如图 1 所示, 热处理条件为 800 °C/4 h 固溶强化, 630 °C/8 h 时效处理, 化学成分见表 1。本研究设计截面尺寸近似叶片前缘的模拟件。采用慢走丝线切割在模拟件中心线加工 U 型缺口, 模拟 FOD 缺口效应。模拟件设计为三点弯曲试样, 模拟叶片承受的拉拉载荷, 如图 2 所示。从 β 锻 TC17 合金上, 线切割加工 3 根拉伸试样, 试样直径和长度分别为 10 mm 和 50 mm, 拉拉疲劳试验测试材料的平均屈服强度、抗拉强度、延伸率和断面收缩率见表 2。从 β 锻 TC17 合金上, 慢走丝线切割和数控铣床加工 12 根缺口模拟件 (三点弯曲试样), 8 根为未强化试样, 4 根为强化试样, 试样尺寸如图 2 所示。

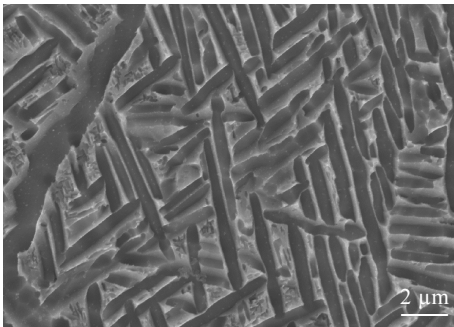


图 1 TC17 合金基体微观组织

Fig.1 Microstructure of as-received TC17 alloy

表 1 TC17 合金化学成分

Table 1 Composition of TC17 alloy (wt%)

Al	Sn	Zr	Mo	Cr	Ti
4.5~5.5	1.6~2.4	1.6~2.4	3.5~4.5	3.5~4.5	Bal.

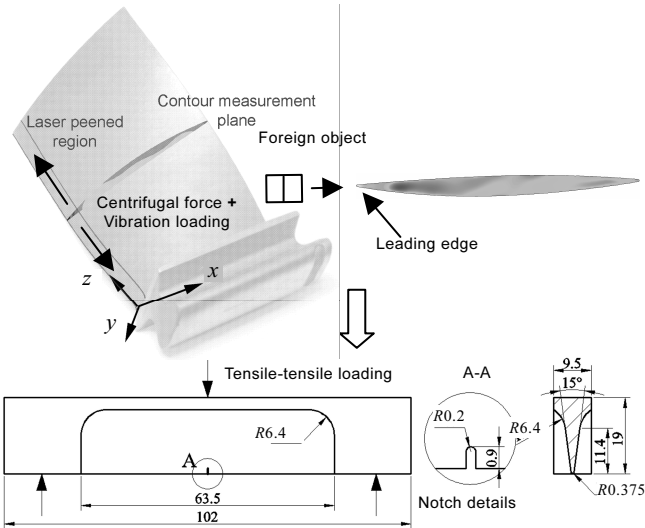


图 2 缺口模拟件尺寸

Fig.2 Dimension of the notched fatigue samples

表 2 TC17 合金的力学性能

Table 2 Mechanical properties of TC17 alloy

Mechanical properties	R_m /MPa	$R_{p0.2}$ /MPa	Elongation, A/%	Shrinkage on cross section, Z/%
Value	956.05	878.24	18.19	53.37

采用中航工业北京航空制造工程研究所的 Nd:YAG 激光器 (波长 1064 nm, 激光能量 $E=30$ J, 脉宽 15 ns) 和方形光斑 (4 mm×4 mm) 技术对模拟件缺口尖端表面进行双面单次 LSP, 如图 3 所示。光束整形镜将圆形光斑转换为近平顶分布的方形光斑。模拟件前缘表面和背面都粘贴 0.12 mm 厚铝箔介质。表面铝箔作为牺牲介质, 避免强化表面烧蚀。背面铝箔作为吸波层, 避免模拟件内部产生较大的动态拉应力。喷嘴给模拟件强化表面提供 2 mm 厚的去离子水帘, 保证纯净和稳定的约束层。

采用 X 射线衍射仪 (加拿大 Protoi-XRD) 对模拟件缺口尖端强化表面进行残余应力 (RS) 测试, 如图 4 所示。采用 Cu 靶辐射和 $\alpha\{213\}$ 晶面, 沿方形光斑中心且模拟件长度方向进行表面 X 方向和 Y 方向残余应力分析, 测试点间距 2 mm。

采用 Transmission Electron Microscope (TEM) 透射电镜 (FEI Tecnai G2 F20) 分析 LSP-TC17 合金的

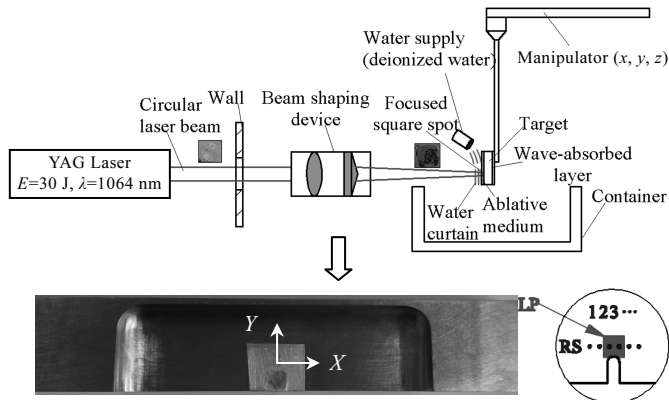


Fig.3 LSP 装置和缺口模拟件的试验示意图

Fig.3 LSP setup and schematic diagram of experiment for the notched fatigue samples

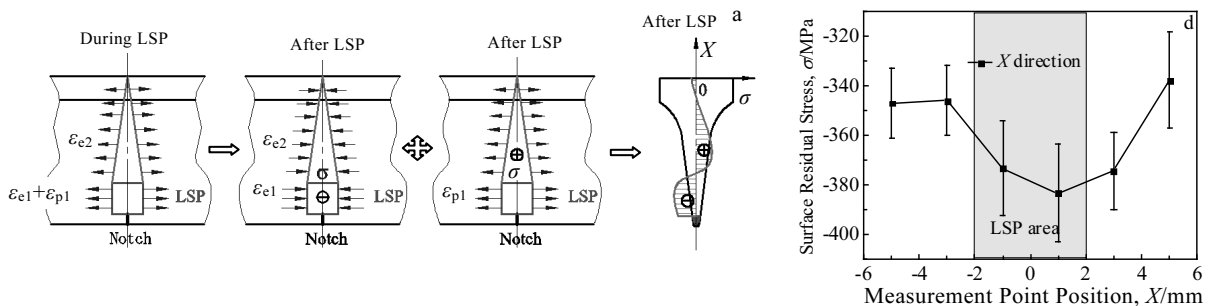


图 4 双面 LSP-TC17 合金的残余应力

Fig.4 Residual stress of TC17 alloy by LSP with double sides: (a) schematic diagram of residual stress and (b) surface residual stress distribution

率为 72 Hz, 应力比 $R=0.1$ 。当循环次数为 10^7 次或试样断裂时, 疲劳试验终止。

疲劳载荷 F 计算公式为:

$$F = \frac{4\sigma W_z}{L} \quad (1)$$

式中, σ 为疲劳应力, W_z 为中性轴 Z 的抗弯截面系数, 跨距 $L=83$ mm。

2 结果与分析

2.1 残余应力

LSP 诱导靶材表层产生严重塑性变形和残余压应力, 从而改善靶材的疲劳强度。图 4a 为 LSP 诱导残余应力示意图。当 LSP 时, 强化区域材料受压向四周延展产生弹性应变 ε_{e1} 和塑性应变 ε_{p1} , 强化区域周围材料产生延展弹性应变 ε_{e2} 。当 LSP 结束后, 强化区域材料的弹性应变 ε_{e1} 和强化区域周围材料的弹性应变 ε_{e2} 发生回弹, 但周围区域材料的弹性应变 ε_{e2} 大于强化区域材料的弹性应变 ε_{e1} , 因此强化区域材料受周围

表面微观组织, 加速电压为 200 kV。TEM 试样准备步骤: (1) 对尺寸 $38 \text{ mm} \times 26 \text{ mm} \times 1.5 \text{ mm}$ 的试样进行表面 LSP (搭接率为 8%), 其它工艺参数与缺口模拟件 LSP 参数一致; (2) 从 LSP 强化区域, 慢走丝线切割 $10 \text{ mm} \times 10 \text{ mm} \times 0.4 \text{ mm}$ 薄片, 0.4 mm 为 LSP 试样的影响层深度; (3) 对薄片进行打磨、抛光, 最后进行离子减薄。采用 Scanning Electron Microscope (SEM) 扫描电镜 (Zeiss Supra 55) 分析 TC17 缺口模拟件的疲劳断口形貌。

为获得缺口模拟件的疲劳极限/循环次数 10^7 次, 采用长春仟邦生产的 QRG-100 高频疲劳试验机 and 逐级降低疲劳应力水平的方法, 对 LSP 前后 TC17 缺口模拟件进行三点弯曲疲劳试验。疲劳载荷由公式 (1) 计算, 正弦动态疲劳载荷由电磁驱动共振器产生, 频

材料弹性回弹挤压而产生残余压应力 $-\sigma$ 。周围材料受强化区域材料塑性应变 ε_{p1} 延展而产生残余拉应力 $+\sigma$ 。因此, 三点弯曲试样截面残余应力分布为: LSP 区域材料为残余压应力, 周围材料为残余拉应力。沿试样截面 X 方向, 随着离缺口尖端距离的增加, 周围材料应力状态由压应力逐渐转为拉应力 (LSP 诱导三点弯曲试样前缘延伸且后缘受压)。图 4b 为 LSP-TC17 合金的表面残余应力分布。图 4b 显示, 未强化区域由外加工引入残余压应力最小值为 -318 MPa 且影响层为几微米, 而 LSP 区域表面 X 方向的残余压应力最大值为 -403 MPa 且双面强化将产生穿透性残余压应力。

Haddad 的疲劳极限公式为^[23]:

$$\Delta K_{th} = \Delta \sigma y [\pi(h + a_0)]^{0.5} \quad (2)$$

式中, $\Delta \sigma$ 为疲劳极限, ΔK_{th} 为应力强度因子门槛值, y 为形状因子, h 为表面裂纹槽深度, a_0 为疲劳裂纹长度。

LSP 诱导的残余压应力改善了靶材表层的疲劳极限^[24]。相应地, 公式 (2) 中的疲劳极限 $\Delta \sigma$ 也提高了,

最终改善了靶材的应力强度因子门槛值 ΔK_{th} , 从而使靶材疲劳裂纹源的形成和扩展更加困难。

Forman 的残余应力与 FCG 速率的关系公式为^[25]:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{[(1-R)K - \Delta K]} \quad (3)$$

式中, ΔK 为应力强度因子幅, K 为断裂韧性,

$R = \frac{\sigma_{eff min}}{\sigma_{eff max}}$ 为应力比, $\sigma_{eff min}$ 和 $\sigma_{eff max}$ 分别为最小和最大实际有效应力, C 和 m 为常数。

LSP 诱导的残余压应力 σ_2 (负值) 降低了疲劳循环的实际有效应力 $\sigma_{eff} = \sigma + \sigma_2$ (σ 为外加疲劳应力), 降低了应力比 R 。相应地, 公式 (3) 的 FCG 速率 da/dN 也降低了。

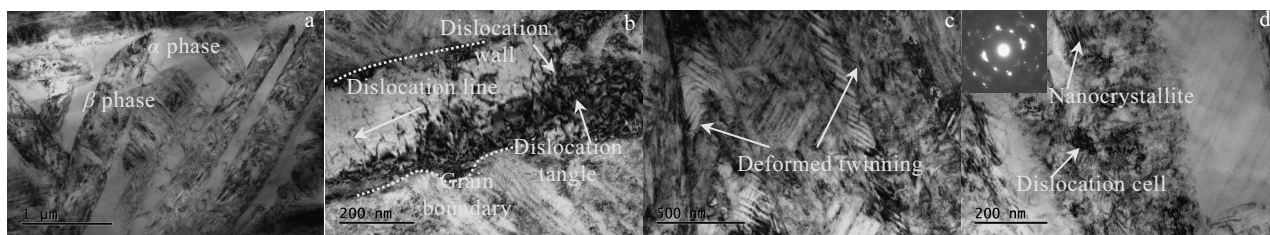


图 5 LSP 前后 TC17 合金表面的 TEM 照片

Fig.5 TEM images on the surface of TC17 alloy without (a) and with LSP (b-d)

度 LSP-TC17 合金的冲击波和微观组织作用原理。当冲击波压力超过 TC17 合金的动态屈服强度时, TC17 合金内部产生位错滑移, 并随着冲击波压力增大, 位错发生累积、相互作用和缠结。当冲击波压力超过纳米晶门槛值时, 高密度位错发生湮灭和重排, 形成纳米晶。晶粒细化分散相同体积的变形, 增加晶粒边界抗力, 降低应力集中^[26], 改善疲劳裂纹萌生和扩展^[27]。同时, 晶粒细化使疲劳裂纹更易进入相邻晶粒, 改变 FCG 方向, 消耗更多能量, 有效地降低 FCG 速率^[28], 提高疲劳强度。

2.3 疲劳强度

图 7 为 LSP 前后 TC17 缺口模拟件的疲劳强度 (疲劳极限)。图 7 显示, 疲劳寿命 10^7 次时, 未强化缺口模拟件的疲劳强度为 180 MPa。与未强化缺口模拟件相比, 双面单次 LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强度为 280 MPa, 提高了 55.6 %。由 2.1 节和 2.2 节可知, 双面单次 LSP 诱导 TC17 合金表面高幅残余压应力和纳米晶, 提高了 TC17 缺口模拟件的应力强度因子门槛值, 降低了应力比和应力集中, 且改变 FCG 方向, 从而有效地改善缺口模拟件的疲劳强度。因此, TC17 缺口模拟件的疲劳强化机理为高幅残余压应力和纳米晶。

综上所述, 双面 LSP 诱导的残余压应力能有效地改善缺口模拟件的疲劳裂纹萌生和扩展, 从而提高缺口模拟件的疲劳极限 (疲劳强度)。

2.2 表面微观组织

图 5 为 LSP 前后 TC17 合金表面的 TEM 照片。图 5a 显示, TC17 合金由 α 相和 β 相组成, 原始材料表面无位错。图 5b 显示, LSP-TC17 的 β 相内或边界处形成大量的高密度位错、位错缠结和位错墙。图 5c 显示, LSP-TC17 的 α 相内形成大量孪晶。图 5d 显示, LSP-TC17 的 β 相内形成位错胞, 任意方向的衍射环表明原始晶粒细化为纳米晶。TC17 合金纳米晶的演变规则与 TC6 和 TC11 合金相似^[11, 24]。图 6 为高功率密

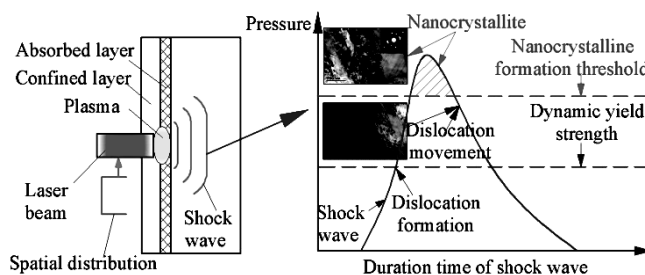


图 6 高功率密度 LSP-TC17 合金的冲击波和微观组织作用原理

Fig.6 Action principle of shock wave and microstructure of high power density LSP-TC17 alloy

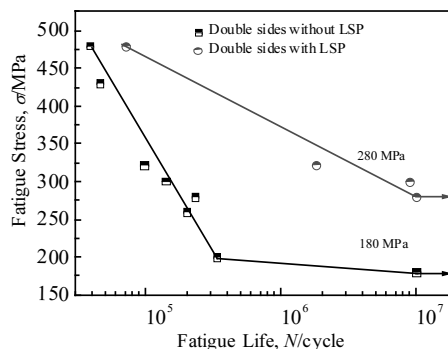


图 7 LSP 前后 TC17 缺口模拟件的疲劳强度

Fig.7 Fatigue strength of TC17 notched simulated samples without and with LSP

2.4 疲劳断口

高周疲劳条件下, 疲劳最大应力处于低应力水平, 疲劳寿命主要受短裂纹 FCG 的影响^[29, 30]。因此, 对短裂纹 FCG 的研究显得更为重要。图 8 为 FCG 早期断口形貌, 靠近疲劳裂纹萌生区域。疲劳条带分析有助于决定 FCG 方向, 同时定量分析疲劳条带间距将决定 FCG 细节。图 8a 和 8c 显示, LSP 前后缺口模拟件的 FCG 方向都垂直于疲劳载荷方向, 且疲劳断口形成大量的疲劳条带。与未强化缺口模拟件相比, 双面单次 LSP 缺口模拟件的疲劳条带更密且间距更小。未强化缺口模拟件的疲劳条带间距为 961.4 nm/cycle, LSP

缺口模拟件的疲劳条带间距降至 366.5 nm/cycle。疲劳条带间距与裂纹前沿的应力强度因子相关以及疲劳条带间距可以评估 FCG 速率^[31]。因此, 与未强化缺口模拟件相比, 双面单次 LSP 缺口模拟件的疲劳裂纹前沿的应力强度因子变小, FCG 速率降低, 与 2.1 节对应。同时, 与未强化缺口模拟件相比, 双面单次 LSP 缺口模拟件的疲劳断口的 α 片层内产生许多二次裂纹, 且裂纹向材料内部扩展, 消耗更多能量, 如图 8b 和 8d 所示。二次裂纹形成原因为晶粒细化易使疲劳裂纹进入相邻的晶粒内。因此, 双面单次 LSP 延缓了缺口模拟件的 FCG 速率, 提高了其疲劳强度, 与 2.2 节对应。

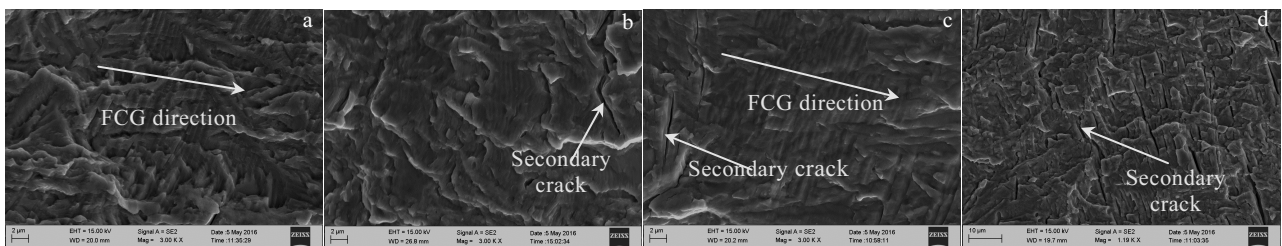


图 8 FCG 早期断口形貌

Fig.8 Fracture morphologies of FCG at the early stage without (a, b) and with LSP (c, d)

3 结 论

1) LSP 诱导 TC17 合金表面高幅残余压应力, 提高了缺口模拟件在疲劳载荷下的应力强度因子门槛值, 降低了应力比 R , 使裂纹源形成和扩展更加困难, 从而改善 TC17 缺口模拟件的疲劳强度。未强化区域由外加工引入残余压应力为 -318 MPa 且影响层为几微米, 而 LSP 区域表面 X 方向的残余压应力为 -403 MPa 且双面强化将产生穿透性残余压应力。

2) LSP-TC17 合金表面形成高密度位错、孪晶和纳米晶。晶粒细化使疲劳裂纹更易扩展进入相邻晶粒, 改变 FCG 方向, 消耗更多能量, 有效地降低 FCG 速率, 提高疲劳强度。

3) 与未强化缺口模拟件相比, 疲劳循环次数 10^7 次时, 双面单次 LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强度由 180 MPa 增至 280 MPa, 提高了 55.6%。LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强化机理为高幅残余压应力和纳米晶。

4) 与未强化缺口模拟件相比, 双面单次 LSP-TC17 缺口模拟件的早期 FCG 的疲劳条带间距由 961.4 nm/循环降至 366.5 nm/循环。双面单次 LSP-TC17 缺口模拟件疲劳断口的 α 片层内产生更多二次裂纹且向材料内部扩展, 二次裂纹消耗更多能量, 降低 FCG 速率, 提高疲劳强度。

参考文献 References

- [1] Luo J, Li L, Li M Q. *Materials Science and Engineering A*[J], 2014, 606: 165
- [2] Marandi S M, Rahmani K, Tajdari M. *Aerospace Science and Technology*[J], 2014, 33(1): 65
- [3] Li Donglin(李东霖), He Weifeng(何卫锋), You Xi(游熙) et al. *Chinese Journal of Lasers* (中国激光)[J], 2016(7): 122
- [4] Frankel P G, Withers P J, Preuss M et al. *Mechanics of Materials*[J], 2012, 55: 130
- [5] Ruschau J J, John R, Thompson S R et al. *International Journal of Fatigue*[J], 1999, 21 (1): S199
- [6] Nicholas T, Barber J P, Bertke R S. *Experimental Mechanics*[J], 1980, 20(10): 357
- [7] Nowell D, Duó P, Stewart I F. *International Journal of Fatigue*[J], 2003, 25(9-11): 963
- [8] Ding J, Hall R F, Byrne J et al. *International Journal of Fatigue*[J], 2007, 29(7): 1339
- [9] Hall R, Byrne J, Zhao T et al. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*[J], 2008, 31(5): 386
- [10] Spanrad S, Tong J. *Materials Science and Engineering A*[J], 2011, 528: 2128
- [11] Nie X, He W, Zhou L et al. *Materials Science and Engineering A*[J], 2014, 594: 161

- [12] Zabeen S, Preuss M, Withers P J. *Acta Materialia*[J], 2015, 83: 216
- [13] Lin B, Lupton C, Spanrad S *et al.* *International Journal of Fatigue*[J], 2014, 59: 23
- [14] Zhang Y K, Lu J Z, Ren X D *et al.* *Materials & Design*[J], 2009, 30(5): 1697
- [15] Gao Yukui(高玉魁). *Rare Metal Materials and Engineering* (稀有金属材料与工程)[J], 2016, 43(9): 2347
- [16] Maawad E, Sano Y, Wagner L *et al.* *Materials Science and Engineering A*[J], 2012, 536: 82
- [17] Correa C, Ruiz De Lara L, Díaz M *et al.* *International Journal of Fatigue*[J], 2015, 70: 196
- [18] Ren X D, Zhan Q B, Yang H M *et al.* *Materials & Design*[J], 2013, 44: 149
- [19] Chu J P, Rigsbee J M, Banaś G *et al.* *Metallurgical and Materials Transactions A*[J], 1995, 26(6): 1507
- [20] See D W, Dulaney J L, Clauer A H *et al.* *Surface Engineering* [J], 2002, 18(1): 32
- [21] Li Yinghong (李应红), He Weifeng(何卫锋), Zhou Liucheng (周留成). *Scientia Sinica Technological*(中国科学: 技术科学)[J], 2015(1): 1
- [22] Zou Shikun (邹世坤), Guo Enming (郭恩明), Li Bin (李斌). *Chinese Journal of Lasers*(中国激光)[J], 2011, 38(6): 76
- [23] Pook L P. *Metal Fatigue*[M]. Oxford: Clarendon Press, 1974
- [24] Nie X, He W, Zang S *et al.* *Surface and Coatings Technology*[J], 2014, 253: 68
- [25] Forman R G, Kearney V E, Engle R M. *Sen-ito Kogyo*[J], 1993, 49(3): 459
- [26] Lu J Z, Luo K Y, Zhang Y K *et al.* *Acta Materialia*[J], 2010, 58(16): 5354
- [27] Padiua H A, Boyce B L. *Experimental Mechanics*[J], 2010, 50(1): 5
- [28] Qin C, Zhang X, Ye S *et al.* *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2015, 142: 140
- [29] Peters J O, Lütjering G. *Metallurgical and Materials Transactions A*[J], 2001, 32(11): 2805
- [30] Zheng Xiulin(郑修麟). *Material Fatigue Theory and Engineering Application* (材料疲劳理论与工程应用)[M]. Beijing: Science Press, 2013.
- [31] Zhou J Z, Huang S, Sheng J *et al.* *Materials Science and Engineering A*[J], 2012, 539: 360

FOD Resistance of the Simulator Samples of TC17 Blades Leading Edges with Laser Shock Processing

Wu Junfeng^{1, 2}, Zou Shikun², Zhang Yongkang³, Sun Guifang¹, Ni Zhonghua¹, Che Zhigang², Cao Ziwen²

(1. Jiangsu Key Laboratory for Design and Manufacture of Micro-Nano Biomedical Instruments, Southeast University, Nanjing 211189, China)

(2. Science and Technology on Power Beam Processes Laboratory, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

(3. Guangdong University of Technology, Guangzhou 510000, China)

Abstract: Notched fatigue samples were designed to approximate a typical leading edge of the blade with foreign object damage (FOD) in order to study the anti-fatigue performance of FOD-blades with laser shock processing (LSP). The surface at the crack tip of the notches of TC17 fatigue samples was LSPed with double sides. A YAG laser system was used with laser energy of 30 J, pulse width of 15 ns and square spot of 4 mm×4 mm. The residual stress, microstructure, fatigue performance and fatigue fracture of samples with and without LSP were measured and analyzed by X-ray diffractometer, Transmission Electron Microscope (TEM), high-frequency fatigue tester and Scanning Electron Microscope (SEM). The results show that compared with the notched fatigue samples without LSP, the maximum surface residual stresses of LSP-TC17 alloy is -403 MPa. High density dislocation, twin and nanocrystallite are formed in the surface. The fatigue strength of LSP-TC17 notched fatigue samples increases by 55.6%. Fatigue strengthening mechanism of TC17 notched fatigue samples is high amplitude compressive residual stress and surface nanocrystalline. The experiment results lay the theoretical foundation and provide the technological reference for LSP-FOD blades.

Key words: laser shock processing; TC17 alloy; FOD resistance; residual stress; nanocrystallite

Corresponding author: Sun Guifang, Ph. D., Associate Professor, Jiangsu Key Laboratory for Design and Manufacture of Micro-Nano Biomedical Instruments, School of Mechanical Engineering, Southeast University, Nanjing 211189, P. R. China, E-mail: gfsun@seu.edu.cn