

激光冲击强化对 TC4 钛合金缺口叶片 疲劳强度的影响

田增^{1,2}, 何卫峰¹, 周留成¹, 王亚洲², 罗思海¹, 姜楠², 张梁舒怡²

(1.空军工程大学, 西安 710038; 2.西安天瑞达光电技术股份有限公司, 西安 710077)

摘要: **目的** 提高航空发动机叶片抗外物损伤的性能。**方法** 采用薄壁件激光冲击强化工艺, 对某型发动机 TC4 钛合金叶片包含一阶弯曲振动节线区域的表面进行处理, 随后在叶片前缘一阶弯曲振动节线位置设计不同应力集中系数的缺口。参考有限元仿真软件分析结果和相关标准要求, 预制应力集中系数 K_t 为 3.2 的缺口。通过力值校核和有限元仿真之间的多次迭代, 明确应力测试位置与缺口危险点应力之间的关系。通过振动疲劳试验对激光冲击强化效果进行评价。通过扫描电子显微镜观察疲劳断口的形貌, 采用残余应力仪对梯度残余应力进行测试, 并提取相应位置的半峰全宽值, 对激光冲击强化提升缺口叶片疲劳强度的原因进行分析。**结果** 经激光冲击强化处理后的钛合金缺口叶片在 10^7 次循环下的疲劳强度提升了 63.2%; 残余压应力层深度可达 1.5 mm, 且表层位错密度提升了 67.5%; 经激光冲击强化处理后钛合金缺口叶片裂纹萌生于近表面。**结论** 激光冲击强化引入的表层梯度残余压应力和位错增殖是缺口叶片疲劳强度提升的主要原因。

关键词: 钛合金; 叶片; 缺口; 激光冲击强化; 疲劳

中图分类号: V232.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-3660(2022)10-0030-08

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2022.10.004

Effect of Laser Shock Peening on Fatigue Strength of TC4 Titanium Alloy Notched Blade

TIAN Zeng^{1,2}, HE Wei-feng¹, ZHOU Liu-cheng¹, WANG Ya-zhou²,
LUO Si-hai¹, JIANG Nan², ZHANG Liang-shu-yi²

(1. Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Xi'an Tyrida Optical Electric Technology Co., Ltd., Xi'an 710077, China)

ABSTRACT: The work aims to improve the performance of aero-engine blade against foreign object damage (FOD). The surface of TC4 titanium alloy blade containing first-order bending vibration pitch line of a certain engine was processed by laser shock peening (LSP) technology of thin-walled component. The position of the blade to be processed was partitioned, and the

收稿日期: 2022-05-06; 修订日期: 2022-07-27

Received: 2022-05-06; Revised: 2022-07-27

基金项目: 国家自然科学基金 (52005508); 国家重大专项基金 (J2019-IV-0014-0082)

Fund: National Natural Science Foundation of China (52005508); National Science and Technology Major Project of China (J2019-IV-0014-0082)

作者简介: 田增 (1985—), 男, 博士生, 高级工程师, 主要研究方向为表面工程及抗疲劳制造与评价。

Biography: TIAN Zeng (1985-), Male, Doctoral candidate, Senior engineer, Research focus: surface engineering and fatigue resistance manufacturing and evaluation.

引文格式: 田增, 何卫峰, 周留成, 等. 激光冲击强化对 TC4 钛合金缺口叶片疲劳强度的影响[J]. 表面技术, 2022, 51(10): 30-37.

TIAN Zeng, HE Wei-feng, ZHOU Liu-cheng, et al. Effect of Laser Shock Peening on Fatigue Strength of TC4 Titanium Alloy Notched Blade[J]. Surface Technology, 2022, 51(10): 30-37.

guided wave material was pasted on the back to prevent the deformation and spallation of blade. Then, the notches with different stress concentration coefficients were designed at the first-order bending vibration pitch line of the blade leading edge. The stress gradient at the root of notch changed dramatically and the maximum stress was difficult to measure. Therefore, finite element method was used to find suitable monitoring area to characterize the stress of the notch location. According to the analysis results of finite element simulation software and the requirements of relevant standards, the notch with a stress concentration coefficient K_t of 3.2 was prefabricated. Through several iterations between stress calibration and finite element simulation, the relationship between stress test position and the stress at the notch risk point was clarified. According to the finite element simulation results, the strain gauge was pasted at the corresponding position of the blade, and the measured results further indicated that the stress at the notch could be better characterized by monitoring at other positions of the blade. The effect of laser shock peening was evaluated by vibration fatigue test. The standard required that the evaluation criterion of the blade was 10^7 . On the premise of satisfying the cycle life, the test was carried out through step by step loading method with 10^6 as a cycle. The fatigue strength of titanium alloy notched blade increased by 63.2% under 10^7 cycles after LSP. The morphology of the fatigue fracture was observed by scanning electron microscope. The fatigue fracture of the specimen after LSP was obviously larger than that of the un-LSP specimen, and the undulating morphology was formed in the process of fatigue crack propagation. In contrast, the surface of the un-LSP specimen was relatively flat. The crack initiation of titanium alloy notched blade was near the surface after LSP. Fatigue cracks often originated from the surface of components. The surface stress state and microstructure had great effect on the fatigue performance. Therefore, the gradient residual stress was measured by residual stress meter and the value of full width at half-maximum of corresponding position was extracted. The depth of residual compressive stress layer reached 1.5 mm, and the dislocation density of surface layer increased by 67.5%. The deeper residual stress layer meant that the applied stress could be effectively balanced and the crack propagation could be delayed during the whole working process of the component. The increase of dislocation density could effectively refine the grain size, and the effect of fine grain strengthening could also improve the fatigue performance. The gradient residual compressive stress and dislocation multiplication introduced by LSP are the main reasons for the improvement of fatigue strength of notched blades.

KEY WORDS: titanium alloy; blade; notch; laser shock peening; fatigue

飞机在起飞和降落过程中, 发动机不可避免地将鸟类、砂石等外来物吸入进气道, 这样会打伤风扇/压气机叶片, 造成外物损伤 (Foreign Object Damage, FOD)。由于钛合金缺口的敏感性较强, 打伤引起的局部应力集中会严重削弱叶片的疲劳性能, 造成发动机叶片断裂, 危害航空发动机服役安全^[1-3]。据外场数据统计, 因叶片进气边外物损伤而提前翻修的发动机占总数的 40% 以上^[4-5]。

叶片打伤严重影响了美军战机的飞行安全, 为此美国联合英国、加拿大等航空发达国家实施了“高周疲劳科学和技术计划” (High cycle fatigue science and technology program)。该项目提出使用激光冲击强化 (Laser Shock Peening, LSP) 工艺提升风扇和压气机叶片的抗 FOD 性能, 并在 TC4 钛合金等航空材料上进行了试验验证, 成功解决了 F110、F119 等发动机叶片的 FOD 问题^[6-8]。国外技术报告研究成果表明, 在 F-119 发动机压气机四级转子钛合金叶片进气边预制 1.27 mm 的缺口后, 叶片疲劳强度由 570~670 MPa 降至 200 MPa, 降幅为 64.9%~70.1%; 对于预先进行 LSP 处理的叶片, 预制缺口后的疲劳强度为 400 MPa, 降幅缩小为 29.8%~40.3%, 且满足该叶片最低强度 (368 MPa) 的设计要求^[9-12]。考虑到 LSP 在提升构

件疲劳性能方面的优势, 美国将激光冲击强化纳入其航空发动机结构完整性大纲 (ENSIP-1783B), 并投入了大量研究经费, 以增强飞机的战场环境适应性和使用安全性^[13]。此外, 激光冲击强化技术已被美国联邦航空局 (Federal Aeronautics Administration, FAA) 和欧洲联合适航局 (Joint Airworthiness Authority, JAA) 批准为飞机/发动机关键维修技术, 并应用于 CFM-56、GE90 等发动机叶片的制造和修理^[14]。

国内学者开展了采用 LSP 技术解决发动机叶片 FOD 问题的研究。在实验室条件下, 常用的缺口制备方法包括空气炮冲击、慢走丝切割和压入法等^[15]。空军工程大学聂祥樊等^[16]研究表明, TC17 钛合金模拟叶片前缘被空气炮打伤后, 经 LSP 处理, 在循环次数为 10^7 条件下, 疲劳强度提升了约 28%。中国航空制造技术研究院的吴俊峰等^[17]研究了 LSP 强化处理 TC17 钛合金风扇模拟叶片前缘抗 FOD 性能, 与未强化缺口模拟件相比, 在循环次数为 10^7 时, 双面单次 LSP-TC17 缺口模拟件的疲劳强度由 180 MPa 增至 280 MPa, 提高了约 55.6%。整体来看, 在 LSP 提升叶片抗 FOD 能力方面, 国内针对平板试样和叶片模拟件的研究已取得了显著成果。由于发动机叶片型面复杂, 其强化工艺、应力状态等与平板试件差距

较大, 强化对叶片抗 FOD 机理和模拟叶片存在差异, 疲劳性能影响规律也不尽相同, 因此十分有必要针对具体型号的发动机叶片开展研究。

文中以某型航空发动机风扇叶片为研究对象, 针对其前缘几何特征, 采取分区和导波的方式进行激光冲击强化处理, 有效避免了薄叶片冲击变形问题。随后, 根据叶片的有限元数值仿真结果, 在叶片进气边一阶弯曲振动节线位置制备具有一定应力集中系数的缺口。最后, 探索了激光冲击强化对缺口叶片振动疲劳性能的影响规律, 并讨论其对缺口叶片疲劳性能的提升机理。

1 试验

1.1 研究对象

压气机位于航空发动机前沿, 最易吸入外物而被打伤, 典型叶片 FOD 形貌如图 1 所示。文中以某型航空发动机压气机 TC4 钛合金叶片为研究对象,

如图 2 所示。

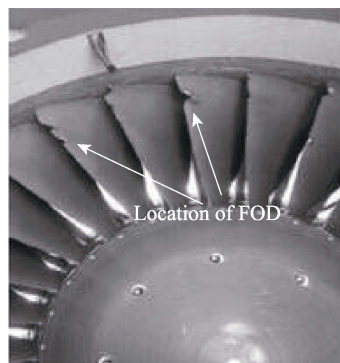


图 1 叶片 FOD 形貌
Fig.1 FOD morphology of blade



图 2 某型 TC4 钛合金叶片
Fig.2 TC4 titanium alloy blade of certain aero-engine

工艺试样取自叶片的模锻坯料, 热处理参数为 700~800 °C, 1~2 h, 空冷; 试样规格为 30 mm×30 mm×10 mm。TC4 钛合金的化学成分如表 1 所示。

表 1 TC4 钛合金化学成分
Tab.1 Chemical composite of TC4 titanium alloy

Element	Alloying elements			Impurities				
	Al	V	Ti	Fe	C	N	H	O
Mass fraction/%	5.50-6.80	3.50-4.50	Allowance	≤0.30	≤0.10	≤0.05	≤0.02	≤0.20

1.2 叶片 LSP 处理

对包含一阶弯曲振动节线在内的靠近榫头部位的强化区域进行了分区, 使脉冲激光尽可能垂直冲击, 分区示意图如图 3 所示。

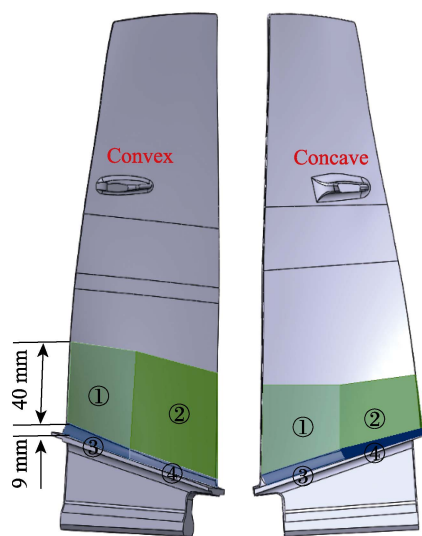


图 3 LSP 区域示意图
Fig.3 Schematic diagram of LSP area

叶片边缘的厚度小于 0.8 mm, 为了避免 LSP 造成层裂, 在叶片强化过程中, 在另一侧粘贴了导波涂层^[18]。

叶片 LSP 工艺的激光功率密度为 3.53 GW/cm², 脉宽为 18 ns, 搭接率为 50%。平板试样使用 600[#]、800[#]和 1200[#]砂纸依次对 30 mm×30 mm 强化表面进行打磨, 用酒精清洗后, 采用与叶片一致的 LSP 工艺进行处理。激光冲击强化设备型号为西安天瑞达光电技术股份有限公司生产的 YS80-R200B。

1.3 研究方法

空气炮冲击和压入法可以在实验室条件下制备出接近于外场打伤的缺口, 但缺口处的微观结构会发生改变, 引入变形残余应力、微裂纹和绝热剪切带可以增加试验结果的分散性^[19]。慢走丝切割对缺口附近材料状态的影响较小, 可以较好地保证加工后的一致性。为了量化评价 LSP 的强化效果, 文中采用慢走丝方式制备叶片缺口。

在东菱 ES-50-445 型振动台上进行振动疲劳试验。通过 ZLDS 100-100-140.9.4K 激光位移传感器测量特征点的位移, 使用东华动态信号测试分析系统采集应变数据。

采用 Maxwell 等^[20]提出的逐级加载疲劳方法对缺口叶片的疲劳强度进行考核, 参考《中国航空材料手册》, 未强化和强化缺口 TC4 叶片的初始加载应力分别为 220、260 MPa。以 $\Delta n=(3 \times 10^6)$ 为 1 个循环周次, 有效循环不低于 9×10^6 周次^[21]。若未发生断裂, 以一定应力增幅 (一般为初始应力的 5%~10%) 继续

加载, 直至在某个 Δn 循环加载周期内试样发生疲劳断裂。缺口叶片的疲劳强度 σ_{N-H} 采用式 (1) 计算。

$$\sigma_{N-H} = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{\Delta n} (\sigma_f - \sigma_{pr}) \quad (1)$$

式中: σ_f 为试样断裂时应力, MPa; N_f 为循环数; σ_{pr} 为断裂的前一级应力, MPa。

2 结果与讨论

2.1 缺口叶片力值校核

根据叶片尺寸和形状的不同, 缺口可分为短切口、类裂纹缺口和钝缺口等。包珍强^[22]的研究表明, 随着缺口根部半径的增加, 高周循环疲劳 (High Cycle Fatigue, HCF) 强度降低; 当缺口深度小于 2 mm 时, HCF 强度随着深度的增加而减小; 当深度在 2~4 mm 之间变化时, HCF 强度基本保持不变。应力最大位置位于叶片一弯节线附近, 容易在发动机服役过程中出现, 危害极大。胡本润等^[23]对铝合金、钛合金试样不同应力集中系数下的疲劳强度进行了研究, 获得了相应缺口尺寸的数据。采用 Abaqus 有限元软件辅助缺

口设计。叶片单元为十节点四面体单元 (C3D10), 采用位移归一法将叶片模型导入, 叶身网格尺寸为 1 mm; 在进气边一弯节线处设计了多个不同底部直径的尺寸缺口, 尺寸公差为 ± 0.05 mm, 缺口处网格尺寸为 0.1 mm; 叶片榫头斜面设置所有自由度的固定约束。采用 Lanczos 法求解叶片的振动频率和应力分布, 应力提取方向为叶片叶身高度方向。叶片施加约束及包含缺口在内的网格划分示意图如图 4a 所示。Abaqus 软件缺口应力集中系数 K_t 的计算结果如图 4b 所示。随着缺口底部半径的增加, 应力集中系数逐渐减小。较大的应力集中系数将导致叶片在工作过程中的缺口位置应力超过屈服极限, 不利于疲劳试验的开展。国外 FOD 损伤容限设计准则和 GJB 242A—2018 中将理论应力集中系数 $K_t=3$ 规定为航空发动机风扇叶片和压气机叶片对 FOD 的容限能力^[21]。综合考虑, 在叶片一弯节线位置制备 $K_t=3.2$ 的缺口。

一阶振型下叶片应力云图如图 5a 所示, 叶片缺口底部区域的应力梯度较大, 难以准确测量, 因此选取叶盆、叶背红色虚线框内应力梯度一致区域进行应力监测。如图 5b 所示, P_1 位置应变片位于叶盆, 距离缺

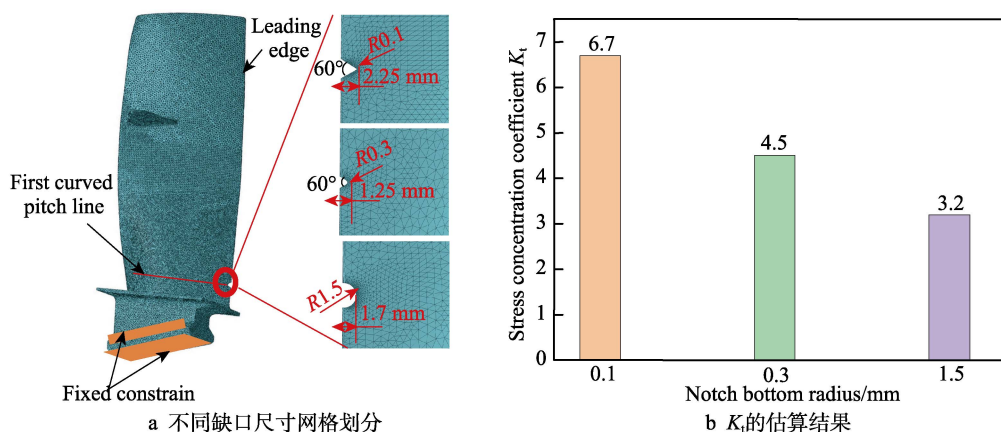


图 4 叶片缺口有限元模型及 K_t 估算

Fig.4 Finite element model of blade notch and corresponding K_t value: a) meshing of different notch sizes; b) calculation result of K_t

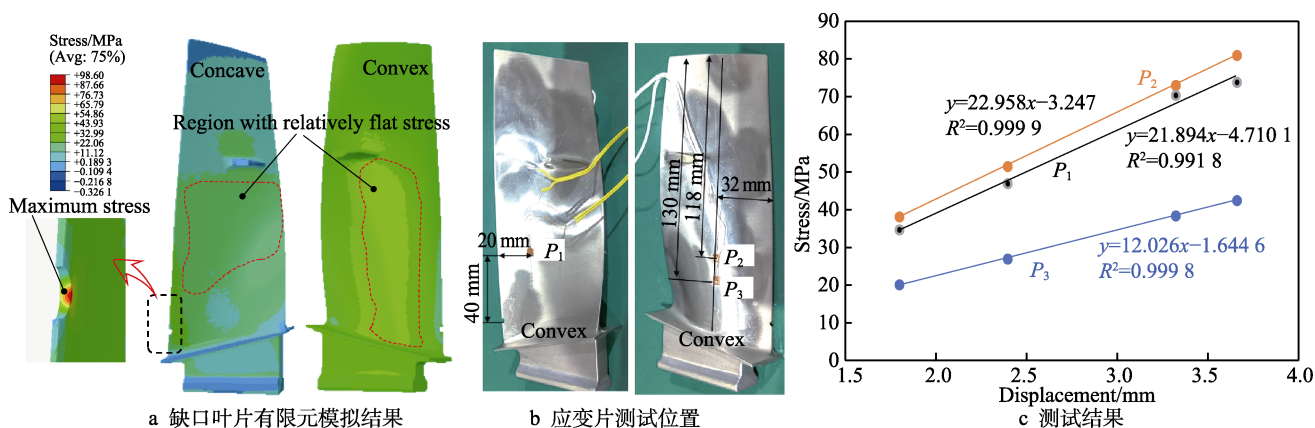
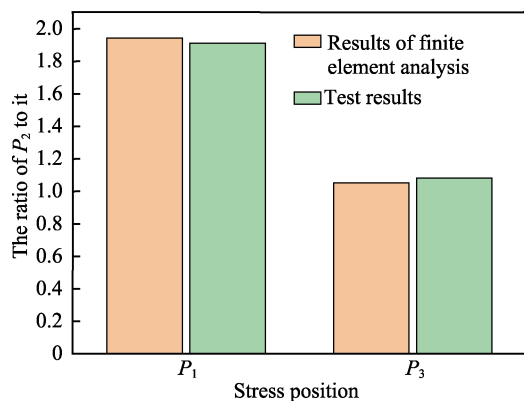


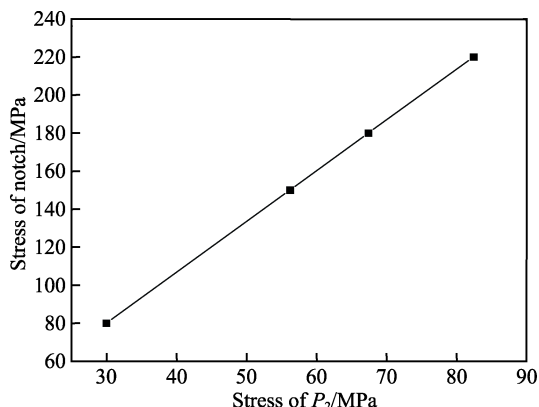
图 5 加载测试

Fig.5 Loading test: a) finite element simulation results of notched blade; b) test position of strain gauge; c) test results

口 40 mm, 距离进气边 20 mm; P_2 和 P_3 位置应变片位于叶背, 距离叶尖分别为 118 mm 和 130 mm, 距离进气边为 32 mm。应力校核结果如图 5c 所示, 各监测点的方差接近于 1, 表明叶片整体处于线弹性应变状态。



a 有限元模拟结果



b 缺口与 P_2 位置应力测试结果

图 6 应力测试结果

Fig.6 Stress test results: a) finite element simulation results; b) stress test results at notch and P_2 position

2.2 疲劳试验结果

疲劳试验结果如表 2 所示, 未强化缺口叶片最多循环 5 个应力水平; 经 LSP 处理后, 至少循环 8 个应力水平。

表 2 疲劳试验结果
Tab.2 Fatigue test results

Status	Initial stress/MPa	Loading times	Fatigue strength/MPa
Un-LSP	220	4	265.1
		5	291.4
		5	291.7
LSP	260	12	469.4
		15	520.9
		8	394.0

未强化缺口叶片的平均疲劳强度为 282.8 MPa, 强化缺口叶片的平均疲劳强度为 461.4 MPa。 N 为疲劳试验循环周次, 取相应的对数值 $\lg N$, 强化效果如图 7 所示。经 LSP 强化后, 缺口叶片的疲劳强度提升了约 63.2%, 同时循环寿命提升了 1.5 倍。

2.3 残余压应力作用数值分析

临界距离理论 (Theory of Critical Distances, TCD) 围绕缺口疲劳开裂点临界距离内的等效应力平均化, 进而确定其疲劳断裂位置^[24-25], 采用式 (2) 进行计算。

$$\frac{1}{d} \int_0^d \sigma_{eq} dy = \sigma_{-1} \quad (2)$$

式中: d 为临界距离, mm; σ_{eq} 为临界距离内的

如图 6a 所示, 在施加相同激励载荷下, 有限元模型与真实叶片的响应具有很好的一致性。如图 6b 所示, 在不同载荷条件下, 缺口处应力与 P_2 位置的应力比值为 2.67。

等效应力, MPa; σ_{-1} 为光滑试样应力比 R 为 -1 时疲劳强度, MPa。

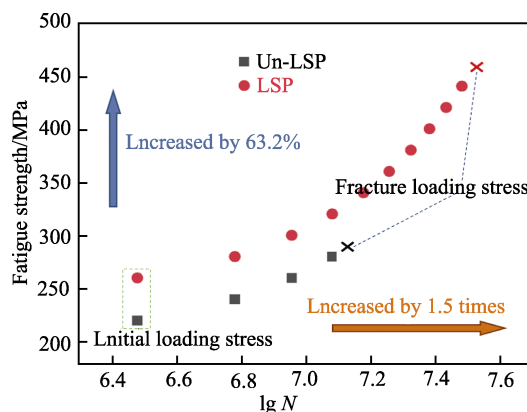


图 7 振动疲劳试验结果

Fig.7 Results of vibration fatigue test

未强化缺口叶片 $\sigma_{eq,u}$ 的表达式如式 (3) 所示。

$$\sigma_{eq,u} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2} \quad (3)$$

式中: σ_1 、 σ_2 、 σ_3 分别为沿叶身、弦长和叶片厚度方向的主应力, MPa。

叶片经 LSP 强化后, 预置的残余压应力可看作平均静水压力, 因此强化缺口叶片 $\sigma_{eq,L}$ 的表达式如式 (4) 所示。

$$\sigma_{eq,L} = \sigma'_{eq,u} + \alpha p_m \quad (4)$$

式中: $\sigma'_{eq,u}$ 的计算与式 (3) 相同; p_m 为残余应力引起的平均静水压力, MPa; α 为未强化状态的材料常数。

在振动疲劳试验中, 叶片呈平面常力状态, p_m 的计算如式 (5) 所示。

$$p_m = \frac{\sigma_1^{RS} + \sigma_2^{RS}}{3} \quad (5)$$

式中: σ_1^{RS} 和 σ_2^{RS} 分别为强化叶片缺口位置沿叶身和弦长方向的残余压应力。

α 的计算如式 (6) 所示。

$$\alpha = 3 \left(\frac{f_{-1}}{f_0} - 1 \right) \quad (6)$$

式中: f_{-1} 和 f_0 为规定循环次数条件下应力比 R 分别为 -1 和 0 时的疲劳强度。 R 小于 0 时, 存在裂纹闭合效应, f_{-1} 值较大, 因此, α 为正。

对比式 (4) 和式 (5) 发现, 经 LSP 强化处理后, 可以有效降低缺口处的等效应力 σ_{eq} , 从而达到提升缺口叶片疲劳强度的效果。

2.4 表层强化效果分析

使用加拿大 PROTO 公司的 LXR D 型残余应力测试仪, 配合使用 8818V-3 电解抛光仪对平板试样梯度残余应力进行测试, 同时提取相应位置的半峰全宽值 (Full Width at Half-maximum, FWHM)。

TC4 钛合金试样梯度测试结果如图 8 所示。从图 8 可以看出, 残余压应力作用层的深度可达 1.5 mm 以上。缺口表面残余压应力的强化效果已在 2.3 节进行了数值分析, 同时残余压应力作为附加闭合力被叠加在裂纹自身的闭合力上, 高强度材料缺口试件由于残余压应力的应力集中且在交变载荷下不易松弛, 因此可以有效提高疲劳强度^[26-27]。

LSP 处理会引起金属表层发生严重塑性变形, 使位错急剧增殖, 当位错增殖到一定程度后开始发生动态再结晶, 晶粒得到细化。位错密度可以通过提取相

应深度位置的 FWHM 值进行表征, 与半峰全宽的关系如式 (7) 所示。

$$\rho = \frac{\beta^2}{9b} \quad (7)$$

式中: ρ 为位错密度; β 为半峰全宽值; b 为柏氏矢量。

如图 8 所示, 经 LSP 强化处理后, 表层和 1 500 μm 位置的 FWHM 值分别为 2.42° 和 1.87°。带入式 (7) 计算可知, 经 LSP 处理后 TC4 钛合金表层的位错密度提高了 67.5%。高密度位错可使材料的屈服强度得到提高, 同时晶粒细化形成的多晶界有效阻碍了位错运动, 抑制了裂纹的萌生^[28-29]。

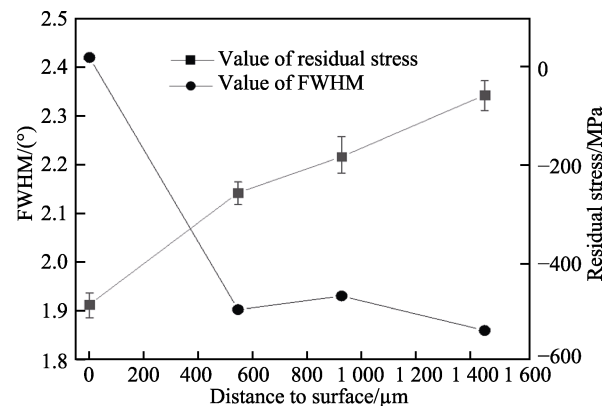


图 8 不同深度的强化效果

Fig.8 Strengthening effect at different depth

2.5 疲劳断口分析

采用 Zeiss Evo10 扫描电子显微镜对整个叶片疲劳断口区的形貌进行了观察, 如图 9 所示。图 9 中红

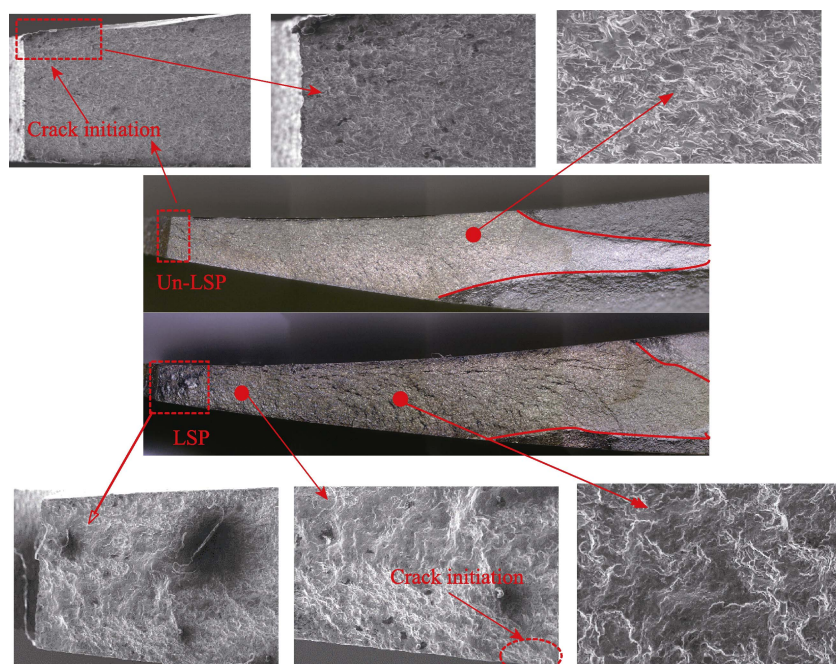


图 9 缺口叶片的断口形貌

Fig.9 Fracture morphology of notched blade

色虚线包围的区域为振动疲劳形成的断口形貌, LSP断口的疲劳形貌的占比较大, 且断口有明显的起伏形貌, 而未强化叶片断口表面平坦。对断面进一步放大观察发现, 未强化断口的河流状花样起源于缺口底部, 可以推测该处为裂纹源; 经 LSP 强化后, 疲劳源萌生于缺口底部的一定深度处。

邓维维^[30]认为 TC4 钛合金表面经过 LSP 处理后, β 相的内部出现了位错和位错缠结, 可以在材料表面至一定深度处诱导产生晶粒、应力、显微硬度的梯度结构, 使最大拉应力区域拉至次表层, 从而使裂纹源始于更深的材料的次表层, 较好地解释了经 LSP 处理后 TC4 钛合金缺口叶片裂纹萌生于近表面这一现象。

3 结论

对有无激光冲击强化的某型航空发动机 TC4 钛合金缺口叶片疲劳性能进行了研究, 得到以下结论。

1) 经激光冲击强化处理后, 某型航空发动机 TC4 钛合金叶片在预制应力集中系数为 3.2 的缺口处, 振动疲劳强度较未强化缺口叶片提升了约 63.2%。

2) 激光冲击强化使得金属表面位错大量增殖, 有效抑制了裂纹的萌生。

3) 激光冲击强化在金属表面引入了梯度残余压应力层, 有效降低了缺口处的等效应力, 同时使裂纹在距离表面一定位置萌生, 使叶片的疲劳强度得到提升。

参考文献:

- [1] 张海兵, 张泰峰, 郭奇. 航空发动机压气机叶片损伤分析与监控对策[J]. 无损检测, 2021, 43(1): 15-18.
ZHANG Hai-bing, ZHANG Tai-feng, GUO Qi. Damage Analysis and Monitoring Measures of Compressor Blades of an Aero Engine[J]. Nondestructive Testing Technology, 2021, 43(1): 15-18.
- [2] 牟园伟, 唐俊星, 赵勇铭. 外物损伤压气机叶片损伤容限分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(1): 52-57.
MU Yuan-wei, TANG Jun-xing, ZHAO Yong-ming. Tolerance Analysis of Foreign Object Damage on Compressor Blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(1): 52-57.
- [3] HU X T, WAN Y W, JIANG R, et al. Fatigue Strength Prediction of TC4 Titanium Alloy Following Foreign Object Damage Based on Contour Feature[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2019, 33(10): 4727-4734.
- [4] 徐志刚, 张栋. 航空发动机第三级压气机叶片断裂分析[J]. 电子显微学报, 2004, 23(4): 491.
XU Zhi-gang, ZHANG Dong. Fracture Analysis of Aero-Engine Third Stage Compressor Blade[J]. Journal of Chinese Electron Microscopy Society, 2004, 23(4): 491.
- [5] 舒畅, 程铭, 许煜, 等. 航空发动机压气机叶片外物损伤规律研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(13): 87-94.
SHU Chang, CHENG Ming, XU Yu, et al. Study on Foreign Object Damage Regular Pattern of Aero Engine Compressor Blades[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(13): 87-94.
- [6] 苟磊, 马玉娥, 杜永, 等. 7050 凹槽铝板激光冲击强化残余应力分布与疲劳寿命[J]. 航空学报, 2019, 40(12): 423096.
GOU Lei, MA Yu-e, DU Yong, et al. Residual Stress Profile and Fatigue Life of 7050 Aluminum Plate with Groove under Laser Shot Peening[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(12): 423096.
- [7] LIN B, LUPTON C, SPANRAD S, et al. Fatigue Crack Growth in Laser-Shock-Peened Ti-6Al-4V Aerofoil Specimens Due to Foreign Object Damage[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 59: 23-33.
- [8] 高玉魁. GH742 高温合金激光冲击强化和喷丸强化残余应力[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(9): 2347-2351.
GAO Yu-kui. Residual Stresses of GH742 Superalloy Induced by Laser Peening and Shot Peening[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2016, 45(9): 2347-2351.
- [9] CORBLY D M, MANNAVA S R, COWIE W D. Application of Laser Shock Peening (LSP) to Titanium Fan Blades[C]// 4th National High Cycle Fatigue Conference, Monterey, 1999.
- [10] DAVIS B, MANNAVA S, ROCKSTROH T, et al. Performance of Gen IV LSP for Thick Section Airfoil Damage Tolerance[C]// 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2004: 2062.
- [11] COWLES B, MORRIS B, NAIK R, et al. Applications, Benefits, and Challenges of Advanced Surface Treatments Surface Treatments an Industry Perspective[C]// The First International Conference on Laser Peening, 2008.
- [12] SOKOL D W, CLAUSER A H, DULANEY J L, et al. Applications of Laser Peening to Titanium Alloys[C]// Photonic Applications Systems Technologies Conference Optica Publishing Group, 2005: PTuB4.
- [13] FRANKEL P G, WITHERS P J, PREUSS M, et al. Residual Stress Fields after FOD Impact on Flat and Aerofoil-Shaped Leading Edges[J]. Mechanics of Materials, 2012, 55: 130-145.
- [14] 王辉, 吴宝海, 李小强. 新一代商用航空发动机叶片的先进加工技术[J]. 航空制造技术, 2014, 57(20): 26-31.
WANG Hui, WU Bao-hai, LI Xiao-qiang. Advanced Machining Technology of New Generation Commercial Aeroengine Blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(20): 26-31.
- [15] 王凌峰. 外物损伤对不锈钢叶片高周疲劳性能的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 10-18.
WANG Ling-feng. Research on Influence of Foreign Object Damage on Stainless Steel Blade High Cycle Fatigue

- gue Property[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 10-18.
- [16] 聂祥樊, 魏晨, 侯志伟, 等. 激光冲击强化提高外物打伤钛合金模拟叶片高周疲劳性能[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 137-147.
- NIE Xiang-fan, WEI Chen, HOU Zhi-wei, et al. Improving Fatigue Performance of Titanium Alloy Simulated-Blade Subjected to Foreign Object Damage by Laser Shock Peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 137-147.
- [17] 吴俊峰, 邹世坤, 张永康, 等. 激光冲击强化 TC17 叶片前缘模拟件的抗 FOD 性能[J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(11): 3359-3364.
- WU Jun-feng, ZOU Shi-kun, ZHANG Yong-kang, et al. FOD Resistance of the Simulator Samples of TC17 Blades Leading Edges with Laser Shock Processing[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(11): 3359-3364.
- [18] 周留成, 何卫峰, 李应红, 等. 纳秒脉冲激光冲击强化钛合金薄片冲击波吸收的方法: 中国, 108728782A[P]. 2018-11-02.
- ZHOU Liu-cheng, HE Wei-feng, LI Ying-hong, et al. Method of Absorbing Shock Waves of Nanosecond Impulse Laser Shock Strengthened Titanium Alloy Thin Blade: China, 108728782A[P]. 2018-11-02.
- [19] 费骏. TC4 钛合金等离子弧焊接接头缺口效应的研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 50-54.
- FEI Jun. Study on Notch Effect of TC4 Titanium Alloy Plasma Arc Welding Joint[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 50-54.
- [20] MAXWELL D C, NICHOLAS T. Rapid Method for Generation of a Haigh Diagram for High Cycle Fatigue[J]. ASTM Special Technical Publication, 1999(1332): 626-641.
- [21] GJB 242A—2018, 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S].
- GJB 242A-2018, General Specification for Aircraft Turboprop and Turboshift Engine[S].
- [22] 包珍强. 缺口对 TC4 高循环疲劳强度的影响及预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 47-52.
- BAO Zhen-qiang. Effect of Notch Geometry to the High Cycle Fatigue Strength of TC4 and Prediction[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 47-52.
- [23] 胡本润, 刘建中, 陈剑峰. 疲劳缺口系数 K_f 与理论应力集中系数 K_t 之间的关系[J]. 材料工程, 2007, 35(7): 70-73.
- HU Ben-run, LIU Jian-zhong, CHEN Jian-feng. Relationship between Fatigue Notch Factor K_f and Stress Concentration Factor K_t [J]. Journal of Materials Engineering, 2007, 35(7): 70-73.
- [24] TAYLOR D, BOLOGNA P, BEL KNANI K. Prediction of Fatigue Failure Location on a Component Using a Critical Distance Method[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(9): 735-742.
- [25] BENEDETTI M, FONTANARI V, SANTUS C, et al. Notch Fatigue Behaviour of Shot Peened High-Strength Aluminium Alloys: Experiments and Predictions Using a Critical Distance Method[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(10): 1600-1611.
- [26] 黄舒. 激光喷丸强化铝合金的疲劳裂纹扩展特性及延寿机理研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2012: 89-93.
- HUANG Shu. Investigation of Laser Peening on the Fatigue Crack Growth Properties and Life Extension Mechanism Of6061-T6Aluminum Alloy[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2012: 89-93.
- [27] 何家文, 胡奈赛, 张定铨, 等. 残余压应力对缺口疲劳性能的影响[J]. 表面工程, 1992, 5(1): 16-19.
- HE Jia-wen, HU Nai-sai, ZHANG Ding-quan, et al. Effect of Residual Compressive Stress on Notch Fatigue Performance[J]. China Surface Engineering, 1992, 5(1): 16-19.
- [28] 王锐坤, 郑志军, 高岩. 表面喷丸工艺对 Super304H 奥氏体耐热钢组织与性能的影响[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2017, 48(4): 903-909.
- WANG Rui-kun, ZHENG Zhi-jun, GAO Yan. Effect of Surface Shot Peening on Microstructure and Properties of Super304H Austenitic Heat-Resistant Steels[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2017, 48(4): 903-909.
- [29] 杨祥伟, 周建忠, 盛杰, 等. TC6 钛合金激光喷丸组织演变与表面强化机理[J]. 光学学报, 2017, 37(9): 138-145.
- YANG Xiang-wei, ZHOU Jian-zhong, SHENG Jie, et al. Microstructure Evolution and Surface Strengthening Mechanism of TC6 Titanium Alloy by Laser Peening[J]. Acta Optica Sinica, 2017, 37(9): 138-145.
- [30] 邓维维. 激光冲击波诱导 TC4 钛合金表面梯度结构及抗疲劳性能研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2018: 27-31.
- DENG Wei-wei. Surface Gradient Structure of TC4 Titanium Alloy Induced by Laser Shock Wave and Investigation on Fatigue Resistance Property[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2018: 27-31.

责任编辑: 彭颖