

TC17 钛合金激光冲击强化实验研究

张恭轩¹, 吴嘉俊^{2,3}, 高宇¹, 桓恒¹, 胡太友^{2,3}, 乔红超², 陆莹²

(1.中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043;

2.中国科学院沈阳自动化研究所, 沈阳 110016; 3.中国科学院大学, 北京 100049)

摘要:目的 探索更为高效的激光冲击强化方式, 提高 TC17 钛合金板片的疲劳寿命。方法 先采用设备 4 个光路对 TC17 钛合金板片进行强化, 强化试验结束后, 应用 LXR-D-X 射线应力分析仪测定其表面残余应力, 再对板片进行表面粗糙度测试。选取新的板片进行应力分布测试, 确定 TC17 钛合金板片在一阶弯曲振型下的应力水平, 然后在该应力水平下对经冲击强化和未经冲击强化的板片进行疲劳对比试验。结果 板片表面产生了残余压应力层, 在相同激光能量下, 椭圆形光斑强化区域的残余应力大约是方形光斑强化区域的 1.33 倍, 且椭圆形区域各点残余应力数值相差更小。强化区域的表面粗糙度为 0.25~0.34 mm, 未强化区域的表面粗糙度为 0.13~0.16 mm。疲劳试验时, 未经激光冲击强化的板片均在 6~11 min 内发生断裂, 而经激光强化后的 4 块板片中, 1 块未断裂, 另外 3 块分别在 59、381、709 min 断裂。结论 激光冲击强化对材料性能起到了强化作用, 且椭圆形光斑的强化优于方形光斑。强化后, 板片的表面粗糙度增加了 1 倍, 疲劳寿命提高了 52 倍。

关键词:激光冲击强化; 疲劳; 应力; 表面粗糙度; 钛合金

中图分类号: TG147 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2018)03-0096-05

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2018.03.016

Experimental Study on Laser Shock Peening of TC17 Titanium Alloy

ZHANG Gong-xuan¹, WU Jia-jun^{2,3}, GAO Yu¹, HUAN Heng¹, HU Tai-you^{2,3}, QIAO Hong-chao², LU Ying²

(1.AECC Shenyang Liming Aero-engine Corporation, Shenyang 110043, China;

2.Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Science, Shenyang 110016, China;

3.University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

ABSTRACT: The work aims to explore a more efficient laser shock peening method, and improve fatigue life of TC17 titanium alloy sheet bars. Firstly, TC17 titanium alloy sheet bars were peened with four optical paths, then surface residual stress of the sheet bars was measured with LXR-D-X-ray stress analyzer, and finally surface roughness test was performed to the sheet bars. New sheet bars were selected to perform stress distribution test and determine stress level of the TC17 titanium alloy sheet bars in first-order bending mode. Then, fatigue comparison test was performed to original sheet bars and shock peened ones at the stress level. A residual compressive stress layer took shape on the surface of the sheet bars. Provided with the same laser energy, residual stress of elliptic spot peened area was about 1.33 times that of rectangular spot peened area. Residual stress value in each point in the elliptic area differed slightly from each other. Surface roughness of peened area was 0.25~0.34 mm, and for unpeened area, 0.13~0.16 mm. In the fatigue test, the sheet bars not receiving laser impact peening fractured in 6~11 minutes. Among 4 sheet bars receiving laser impact peening, one did not fracture, and the other three fractured in 59, 381 and 709 min, respectively. Laser shock peening can enhance properties of materials, peening of elliptic spot is superior to that of square spot.

收稿日期: 2017-11-10; 修订日期: 2017-12-10

Received: 2017-11-10; Revised: 2017-12-10

作者简介: 张恭轩 (1986—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为激光加工工艺。

Biography: ZHANG Gong-xuan (1986—), Male, Master, Engineer, Research focus: laser processing.

Surface roughness of sheet bars increases by 1 times and fatigue life by 53 times after laser shock peening.

KEY WORDS: laser shock peening; fatigue; stress; surface roughness; titanium alloy

TC17 钛合金是一种富 β 相的 $\alpha+\beta$ 型钛合金，其名义成分为 Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr，该合金具有高强度、高韧性、高淬透性等独特的优点，同时，其也具有强度和韧性的良好配合。TC17 钛合金采用 β 锻造工艺可获得网篮组织，从而提高断裂韧性和疲劳性能，可应用于航空发动机风扇、压气机盘件和大截面锻件等的制造，最高工作温度达到 427℃^[1]。

虽然 TC17 钛合金凭借其断裂韧性好、强度高、锻造温度宽及淬透性好等特点，能较好地满足航空发动机叶片的使用要求——损伤容限设计苛刻、可靠性好、结构强度高、制造成本低^[2-3]，但是由于钛合金对表面损伤和缺陷有较大的敏感性，其在工作过程中经常因为疲劳而发生断裂^[4]。因此，钛合金材料的表面完整性对其疲劳性能，尤其是高周疲劳性能具有较大影响^[5]。

激光冲击强化（又名激光喷丸，Laser Shock Peening/Processing，LSP）作为材料表面改性的一种新型技术，将激光诱导的等离子体冲击波作用于金属材料表面，使金属表层发生强烈的塑性变形，并产生一定深度的残余压应力场、加工硬化和组织细化等有利因素，从而提升材料的抗疲劳、耐磨损和抗应力腐蚀等性能^[6-12]。风扇/压气机叶片是航空发动机最为关键的零部件之一，每台发动机有 8~9 级整体叶盘（整体叶盘结构）或数百个转子叶片（无整体叶盘结构）。在工作过程中，叶片容易被外来物打伤（Foreign Object Damage，FOD），使叶片前缘受到破坏，产生裂痕。在高频载荷的作用下，叶片前缘产生的裂痕将会发展成疲劳裂纹，并蔓延，最终使整个叶片损坏，甚至危及发动机的其他部件，严重时，还可能引起飞行事故。研究采用激光冲击强化技术对航空发动机叶片/叶盘零件进行表面改性以提高零件抗疲劳、抗异物损伤等性能，从而提高整个发动机的使用寿命，具有重大的军事意义与经济效益。

本文开展了 TC17 钛合金航空发动机板片的激光冲击强化试验，并研究了 TC17 钛合金板片在激光冲击强化后的疲劳性能、表面粗糙度以及残余应力分布。通过将试验结果分析与实际工作经验进行对比，找出了影响叶片疲劳寿命的问题所在，为今后航空发动机叶片的制造提供数据支持和工艺改进方法。

1 试验

1.1 表面残余应力试验

以 TC17 钛合金板片为试验对象。试验前，先对板片进行激光冲击强化。激光器采用北京镭宝光电技

术有限公司生产的 Extra 系列纳秒脉冲 Nd:YAG 激光器，激光器的主要技术参数如表 1 所示。采用黑胶带作为激光冲击强化的吸收层，采用过滤后的自来水作为约束层，要求水层平稳，且厚度为 1~2 mm。强化光斑采用方形光斑和椭圆形光斑两种。其中，方形光斑的边长为 3.2mm，椭圆形光斑的短轴和长轴分别是 2.3、3mm。采用设备的 4 个光路进行强化，激光冲击强化能量为 18J，同时要求左方光路、右方光路强化搭接率为 30%，左圆光路、右圆光路强化搭接率为 50%。试验激光脉宽为 20ns，激光频率为 1Hz，氮气流量为 3L/min，工作间温度控制在 20~24℃。

图 1 为试片的激光强化区域。其中，1 位置为右圆光路强化区域，2 位置为右方光路强化区域，3 位置为左圆光路强化区域，4 位置为左方光路强化区域。

采用 LXRD-X 射线应力分析仪测定激光冲击强化试件的表面残余应力。采取的应力测试方法是高斯

表 1 激光器主要技术参数
Tab.1 Main technical parameters of laser

Parameters	Value
Output wavelength/nm	1064
Repeat frequency/Hz	2
Pulse width/ns	15~20
Maximum energy/J	Single way:10, Dual way:20
Energy adjustment range/J	40~20
Energy adjustment step size/J	0.25
Internal magnification (series)	7
Divergence angle/mrad	≤3
Cooling system (volume)/L	30

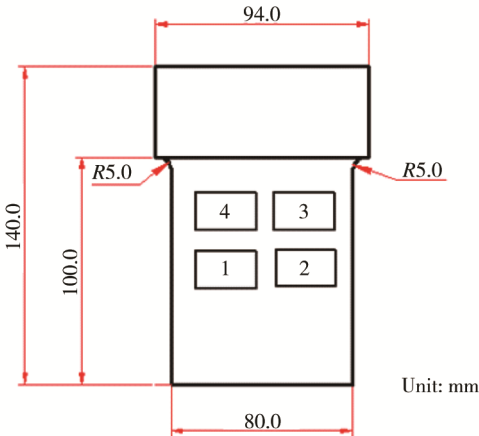


图 1 试片的激光强化区域
Fig.1 Laser peened area of sample

法定峰 80%，其特征谱线和衍射晶面分别是 CuK-Alpha 和 HCP(213)，X 射线应力常数为 $-269.39\text{MPa}/(^{\circ})$ ，准直管直径为 $\phi 3\text{ mm}$ 。

在图 1 中的 4 个强化区域各取 3 个点进行测试。

1.2 表面粗糙度试验

采用哈尔滨量具刃具集团有限责任公司生产的 2300A-R 型触针式表面粗糙度测试仪，测试激光冲击强化试件强化区域和未强化区域的表面粗糙度。测试时，温度为 20°C ，相对湿度为 40%。

1.3 疲劳性能对比试验

对激光冲击强化前后的 TC17 钛合金板片进行疲劳性能对比试验，以验证激光强化工艺的优越性和稳定性，并找出影响叶片疲劳寿命的问题所在。

疲劳试验设备由电磁振动台、振动台控制系统、应力测量系统、偏振测量系统和试件装夹系统等组成。在相同应力水平下，对激光冲击强化前后的两种板片进行振动疲劳试验，以此考核板片的疲劳寿命。

在进行疲劳对比试验前，需要进行应力分布试验，测量在一阶弯曲振型下 TC17 钛合金板片表面的应力分布，并确定最大应力点。应变片的粘贴位置如图 2 所示，测得的应力分布数据见表 2。由表 2 可知，位置 6 处为最大应力点。

TC17 钛合金板片在一弯共振作用下进行疲劳试

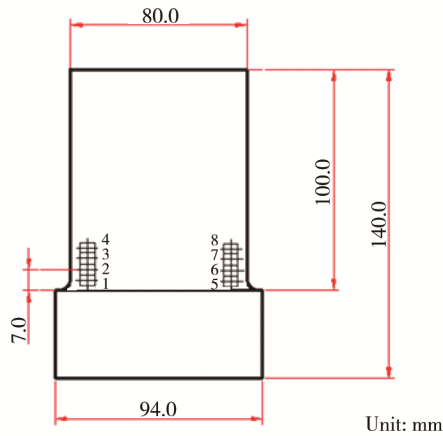


图 2 应变片粘贴位置示意图

Fig.2 Schematic diagram for strain gauge pasting position

表 2 应力分布试验数据
Tab.2 Test data of stress distribution

Strain gauge numbering	Strain	Strain gauge numbering	Strain
1	0.613	5	0.701
2	0.921	6	1.000
3	0.801	7	0.924
4	0.691	8	0.795

验，通过调整振动台的激振力，读取不同激振力下叶尖的振动幅值，利用最小二乘法进行直线拟合，并求出直线方程，确定幅值与应力之间的对应关系。其中，弹性模量 $E=113\text{GPa}$ ，应变片灵敏度系数 $K=2.32$ 。应力水平由未经激光强化的 4 片 TC17 钛合金板片通过试验确定，为 450MPa 。

在试验应力水平为 450MPa 的条件下，对经激光冲击强化前后的板片进行疲劳试验，两种类型的板片试件各 4 件，并进行编号。板片规格与图 2 板片一致，激光冲击强化技术参数与 1.1 试验中一致，光路选择为椭圆形光斑。

2 结果与分析

2.1 表面残余应力

表 3 为板片表面残余应力。从表中可以看出，经激光冲击强化后，板片表面产生了残余压应力。通过对比发现，椭圆形光斑强化区域的表面残余应力大约是方形光斑强化区域的 1.33 倍，同时，椭圆形光斑强化区域的残余应力分布更加均匀，数值差距更小。由此可见，激光冲击强化可以提高材料的表面性能，且椭圆形光斑的强化效果比方形光斑更优异。

表 3 板片表面残余应力
Tab.3 Surface residual stress of sheet bars

Test area	Residual stress on the surface/MPa
1	-539.86、-538.55、-539.09
2	-432.12、-411.09、-392.91
3	-540.11、-541.13、-539.66
4	-423.76、-389.36、-412.43

2.2 表面粗糙度

表 4 为板片的表面粗糙度。从表中可以看出，TC17 钛合金板片强化区域的表面粗糙度大约是未强化区域的 2 倍，即经激光冲击强化后，试件的表面粗糙度值增加了 1 倍，说明板片变得更加“凹凸不平”，这跟激光冲击强化过程中爆炸性等离子体诱导冲击波的形成有关。因此，材料经激光冲击强化处理后，需要对材料表面进行适当的后续处理来提高材料的表面精度。

表 4 板片表面粗糙度
Tab.4 Surface roughness of sample

Measured size name	Measured size Rz/mm
No peening	0.13、0.14、0.14、0.15、0.15、0.16
Peening	0.25、0.27、0.29、0.30、0.31、0.34

2.3 疲劳性能

表 5 为 TC17 钛合金板片疲劳试验对比结果。从表中可以看出，未经激光冲击强化的 TC17 钛合金板片平均疲劳寿命为 $2.475\times10^5\text{cycle}$ ，而经激光冲击强化板片的平均疲劳寿命为 $1.303\times10^7\text{cycle}$ 。其中，未经激光冲击强化的 4 块板片均在 6~11min 之内断裂，而经激光冲击强化后的 4 块板片中，有 1 块板片通过了测试，其疲劳寿命是 $2\times10^7\text{cycle}$ ($>12\text{ h}$)，另外三块分别在 59、381、709 min 时断裂。这说明冲击强化板片的平均疲劳寿命是未强化板片的 53 倍。分析原因，一方面是激光冲击强化使材料表面形成了一定

深度的残余压应力层，降低了交变载荷的拉应力水平，从而延缓了裂纹的萌生，同时残余压应力可以引起裂纹的闭合效应，能有效降低裂纹的扩展驱动力，延长了裂纹扩展时间；另一方面，在激光冲击强化过程中诱导冲击波的作用下，材料表层形成了高密度位错或位错胞结构，使疲劳过程中的循环滑移程度随之降低，裂纹扩展阻力也随之上升，从而有效提高了材料的抗疲劳性能^[13]。

另外，由于这两种板片的疲劳性能有可能存在较大差异，而选取的较大试验应力水平，有可能大于激光冲击板片的最低疲劳极限。因此，经激光冲击强化的板片发生断裂属于正常现象。

表 5 TC17 钛合金板片疲劳试验对比结果
Tab.5 Fatigue test comparison results of TC17 titanium alloy sheet bars

Plate number	Fatigue life (cycle)	Remarks	Average fatigue life (cycle)
No LSP-1	1.7×10^5	6 min broken	2.475×10^5
No LSP-2	1.9×10^5	6 min broken	
No LSP -3	3.3×10^5	11 min broken	
No LSP -4	3.0×10^5	10 min broken	
LSP-1	1.65×10^6	59 min broken	1.303×10^7
LSP-2	10.66×10^6	381 min broken	
LSP-3	1.98×10^7	709 min broken	
LSP-4	2×10^7	Not broken, pass	

3 结论

激光冲击强化使材料表面形成了一定的残余压应力层，材料的性能也因此得到强化。采用椭圆形光斑和方形光斑两种光路进行强化，均取得了良好效果。其中，椭圆形光斑强化区域的残余压应力值约是方形光斑强化区域的 1.33 倍，且椭圆形区域各点残余压应力数值相差更小，表明用椭圆形光路进行强化可以取得更加理想的效果。

经激光冲击强化后，TC17 钛合金板片的表面粗糙度增加了 1 倍，疲劳寿命提高了 52 倍。

参考文献：

[1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册第 4 卷钛合金铜合金[M]. 北京：中国标准出版社，2002：179-187.
Editorial Board of China Aviation Materials Handbook.China Aviation Materials Handbook Volume 4: Titanium alloy, Copper Alloy[M]. Beijing: China Standard Press, 2002:179-187.

[2] WORD R A, FAVOR R J. 钛合金手册[M]. 刘静安，译. 重庆：科学技术文献出版社重庆分社，1983：

281.
WORD R A, FAVOR R J. Titanium Alloy Handbook[M]. LIU Jing-an, Translated. Chongqing: Science and Technology Literature Publishing House Chongqing Branch, 1983: 281.

[3] 吴冰，李晋伟，巩水利，等. TC17 钛合金电子束焊接接头的疲劳裂纹扩展规律及疲劳剩余寿命[J]. 稀有金属材料与工程，2009，38(增刊 3): 170-174.
WU Bing, LI Jin-wei, GONG Shui-li, et al. Fatigue Crack Propagation Law and Fatigue Residual Life of TC17 Titanium Alloy Electron Beam Welded Joint[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2009, 38(S3): 170-174.

[4] 《工程材料实用手册》编辑委员会. 工程材料实用手册第 4 卷钛合金铜合金[M]. 第 2 版. 北京：中国标准出版社，2002：2-5.
Editorial Board of Practical Materials for Engineering Materials. Engineering Materials Practical Handbook Volume 4 Titanium Alloy Copper Alloy[M]. 2nd edition. Beijing: China Standard Press, 2002: 2-5.

[5] 陶春虎，刘庆琰，刘昌奎，等. 航空用钛合金得失效及其预防[M]. 北京：国防工业出版社，2013：190.
TAO Chun-hu, LIU Qing-quan, LIU Chang-kui, et al. Failure of Titanium Alloy for Aviation and Its Prevention[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 190.

- [6] CHARLES S M, TAO W, LIN Y, et al. Laser Shock Processing and Its Effects on Microstructure and Properties of Metal Alloys: A Review[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(2): 1021-1036.
- [7] 李伟, 李应红, 何卫锋, 等. 激光冲击强化技术的发展和应用[J]. *激光与光电子学进展*, 2008, 45(12): 15-19.
LI Wei, LI Ying-hong, HE Wei-feng, et al. Development and Application of Laser Shock Enhancement Technology[J]. *Advances in Laser and Optoelectronics*, 2008, 45(12): 15-19.
- [8] BARRADAS S, JEANDIN M, BOLIS C, et al. Study of Adhesion of Protel Copper Coating of Al2017 Using the Laser Shock Adhesion Test (LASAT)[J]. *Journal of Materials Science*, 2004, 39(3): 2707-2716.
- [9] ZHANG Yong-kang, CHEN Ju-fang, XU Ren-jun. Experimental Research of Laser Shock Strengthening AM50 Magnesium Alloy[J]. *Laser*, 2008, 35(7): 1068- 1072.
- [10] SANO Y, OBATA M, KUBO T, et al. Retardation of Crack Initiation and Growth in Austenitic Stainless Steels by Laser Peening without Protective Coating[J]. *Materials Science and Engineering*, 2016, 417(1-2): 334-340.
- [11] HOLMLID L, BADIEI S. Laser Initiated Detonation in Rydberg Matter with a Fast Propagating Shock Wave, Releasing Protons with keV Kinetic Energy[J]. *Applied Physics Letters*, 2005, 344(2-4): 265-270.
- [12] CHEN Gao-jin, SHEHADEH M A. Multiscale Dislocation Dynamics Analyses of Laser Peening in Silicon Single Crystals[J]. *International Journal of Plasticity*, 2006, 22(12): 71-94.
- [13] 李媛, 何卫锋, 聂祥樊, 等. 激光冲击 TC17 钛合金疲劳裂纹扩展试验[J]. *中国表面工程*, 2017, 30(3): 40-47.
LI Yuan, HE Wei-feng, NIE Xiang-fan, et al. Fatigue Crack Growth Behavior of TC17 Titanium Alloy with Laser Shock Peening[J]. *China Surface Engineering*, 2017, 30(3): 40-47.