文章编号:1001-5078(2017)09-1108-05

·激光应用技术·

# 激光冲击强化对钛合金棒件疲劳寿命的影响

姜银方<sup>1</sup>,彭涛涛<sup>1</sup>,虞文军<sup>2</sup>,冯文龙<sup>1</sup>,赵 勇<sup>3</sup>,万全红<sup>3</sup> (1. 江苏大学机械工程学院,江苏镇江212013;2. 中航工业成都飞机工业(集团)有限公司,四川成都 610000 3. 中航工业成都飞机设计研究所,四川成都 610000)

摘 要:为了研究激光冲击对 TC4-DT 钛合金圆棒残余应力分布及疲劳特性的影响,采用 ABAQUS 有限元软件分析了不同冲击载荷下圆棒最小直径截面内残余应力的分布,并对试样 先后进行了激光冲击强化试验和拉-拉疲劳试验,最后对疲劳断口形貌进行了对比分析。结 果表明,圆棒试样会在表面及近表面形成残余压应力层,在内部及中心区域产生拉应力,且表 面残余压应力和内部拉应力皆随冲击载荷的增大而增大;内部拉应力区域面积远大于表面压 应力层面积,致使疲劳裂纹扩展加速,从而导致疲劳寿命降低,对圆棒试件的拉-拉疲劳性能 产生不利影响;圆棒试样经激光冲击强化后疲劳裂纹源向内部转移,且位于内部最大拉应力区 域。该研究对轴类零件经激光冲击强化后的应用条件具有一定的参考价值。

关键词:激光冲击强化;残余应力;有限元分析;TC4-DT;棒件

中图分类号:TN249 文献标识码:A DOI:10.3969/j.issn.1001-5078.2017.09.009

# Influence of laser shock peening on fatigue life of titanium alloy rods

JIANG Yin-fang<sup>1</sup>, PENG Tao-tao<sup>1</sup>, YU Wen-jun<sup>2</sup>, FENG Wen-long<sup>1</sup>, ZHAO Yong<sup>3</sup>, WAN Quan-hong<sup>3</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;

2. AVIC Chengdu Aircraft Industry(Group) Co. , Ltd , Chengdu 610000 , China ;

3. AVIC Chengdu aircraft design institute, Chengdu 610000, China)

Abstract : In order to study the influence of laser shock peening on residual stress distribution and fatigue properties of TC4-DT titanium alloy rod, the distribution of residual stress in the smallest diameter cross section of the rod under different impact loads was analyzed by using ABAQUS finite element software. Then the samples were subjected to laser shock test and tensile-pull fatigue test, and the fatigue fracture morphology was compared and analyzed. The results show that rods can produce residual compressive stress layer in the surface and near-surface, and the tensile stress is produced in the inner and central regions. Because the area of the internal tensile stress is much larger than the area of the surface compressive stress, the fatigue crack growth is accelerated and the fatigue life is reduced, which adversely affect the tensile fatigue properties of the rod specimen. After laser shocking, the fatigue crack source is transferred to the inside and located in the region which produced maximum tensile stress. This study has a certain reference value for the application conditions of shaft parts after laser shock peening.

Key words: laser shock peening; residual stress; finite element analysis; TC4-DT; rod

基金项目:国家自然科学基金项目(No.51075193);国防科工局项目(No.GKGJ2060)资助。

作者简介:姜银方(1962-),男,教授,主要从事激光加工技术等方面的教学与研究。

**通讯作者:**彭涛涛(1990 - ),男,硕士研究生,主要从事激光冲击强化技术方面的研究。E-mail:478353833@qq.com **收稿日期:**2017-01-10

#### 1 引 言

激光冲击强化(LSP)是利用高功率(GW/ cm<sup>-2</sup>)、短脉冲(ns级)的激光束诱导材料表面产 生残余压应力的新型表面改性技术<sup>[1-2]</sup>。与传统 的机械喷丸<sup>[3]</sup>、深滚压<sup>[4]</sup>、冷挤压<sup>[5]</sup>相比,激光冲 击强化的参数可重复性高,材料加工后的表面光 洁度好、残余压应力层深度大,故其能显著提高材 料的疲劳强度、抗应力腐蚀、抗磨损性能、抗微动 磨损等<sup>[6-8]</sup>。

目前已有不少学者对激光冲击强化曲面构件进 行了研究。Anoop Vasu<sup>[9]</sup>等人应用平面、凹、凸三种 仿真模型研究了激光冲击强化过程中曲率对其残余 应力分布的影响。研究表明:与平面模型相比,增加 凹模型的曲率半径能够减小材料的残余压应力,而 增加凸模型的曲率半径能够增大材料的残余压应 力。英国的 Lin<sup>[10]</sup>等人研究了激光冲击强化钛合金 翼型件在外物损伤下的疲劳裂纹增长,结果表明:经 激光冲击强化后的翼型件在承受各种外力无损伤 时,都能够有效降低疲劳裂纹扩展速率。然而,在工 程应用中,并非所有 LSP 应用的实例都提供了疲劳 性能的改进<sup>[11]</sup>。尽管 LSP 产生相对较深的表面残 余压应力,其可以抵抗疲劳裂纹的萌生和扩展,但是 平衡拉伸应力总是存在,这能导致疲劳寿命的减少, 因此必须仔细考虑其位置。

LSP 过程和复杂几何结构之间的相互作用可 导致意想不到的结果。对于圆棒过渡圆弧区,整 个截面无明显的疲劳薄弱区,假设试样材质均匀, 那么疲劳源起始于外表面的概率要大于内部,对 其表面的强化处理成为必要。本文主要通过 ABAQUS 有限元分析软件对激光冲击 TC4-DT 棒 件进行建模,结合疲劳试验结果及其疲劳断口形 貌特征,分析其残余应力场的分布特性及其拉 -拉疲劳失效原因,为优化圆棒构件激光冲击强化 工艺参数及后续抗疲劳特性试验检测方法提供一 定的参考依据。

#### 2 仿真与试验

#### 2.1 仿真模拟

采用 ABAQUS 有限元分析软件对激光冲击强 化棒件残余应力分布进行研究。仿真所使用材料为 TC4-DT 钛合金,其材料参数见表1。仿真模型基于 实际冲击试样建立,由于冲击区域具有轴对称性,为 节省计算时间,采用几何模型的1/4进行研究,即加 载区域为实际构件的1/4圆弧区<sup>[12]</sup>。模拟过程中 采用 ABAQUS/Explicit 求解动态加载过程,采用 ABAQUS/Standard 求解静态回复过程,单元类型则 采用主六面体八节点线性缩减积分单元 C3D8R。 激光加载过程中材料的应变率较高,材料的屈服强 度发生变化,采用 Johnson-Cook 模型作为本构模型, 其简化关系为:

$$\sigma_{y} = (A + B\varepsilon^{n}) \left[ 1 + C \ln(1 + \frac{\varepsilon'}{\varepsilon_{0}}) \right]$$

式中,A为屈服强度;B为强化模量;n为硬化指数;C为应变敏感系数; $\sigma$ ,为屈服应力; $\varepsilon$ 为塑性应变; $\varepsilon'$ 为应变率; $\varepsilon_0$ 为参考应变率,取值为 1.0 s<sup>-1</sup>。其各 参量具体取值见表 2。

表1 TC4-DT 钛合金的材料参数

Tab. 1 Mechanical properties of TC4-DT

titanium alloy

Material	Yield stress ∕GPa	Elongation /%	Elastic Modulus ∕GPa	Density ∕(kg • m <sup>-3</sup> )	Poisson's rate
TC4-DT	0. 822	≥10	110	4500	0.342

表 2 TC4-DT 钛合金 Johnson-Cook 模型参数 Tab. 2 Johnson-Cookmodel parameter of 7050-T7451

Material	A/GPa	<i>B</i> /GPa	n	С
7050T7451	0. 822	0. 331	0.34	0.014

为了比较不同冲击载荷对残余应力分布的影响,峰值压力选取3 GPa、5 GPa和8 GPa,其余模拟参量均以上述实际冲击试验工艺参量为准。数据提取路径为试件最小直径截面上的表面周向路径和截面径向路径,如图1所示,其中径向路径以表面为起始点,应力方向皆为 S22 方向(轴向)。



图 1 残余应力提取路径 Fig. 1 Path of residual stress measurement

2.2 试验条件

与仿真相一致,试验中激光冲击强化路径如图 2 所示。为方便后续的疲劳拉伸,将试样制成图 3 所示双联马鞍形,一端为冲击端,另一端为未冲击 端,以作比较。用细砂纸打磨试样待冲击部位,去除 横向划痕,以免拉伸时影响其疲劳寿命。







图 3 TC4-DT 钛合金试样 Fig. 3 Experimental specimen of TC4-DT titanium alloy

激光冲击实验选取光斑直径 4 mm,搭接率 50%,冲击次数为 1次,脉宽为 15 ns,冲击区域如图 3 所示,其轴向长度为 40 mm。实验过程中,用 100 µm 厚的铝箔作吸收保护层,用去离子水作透明 约束层。为了对应仿真中 3 GPa、5 GPa 和 8 GPa 的 峰值压力,经公式<sup>[13]</sup>  $P = \xi \sqrt{I_0} (P 为仿真中加载曲$ 线的峰值压力, $\xi$ 为与吸收层、约束层相关的系数) 换算后试验中分别选用功率密度 8.7 GW/cm<sup>2</sup>、 24 GW/cm<sup>2</sup>和 61.5 GW/cm<sup>2</sup>进行冲击。

#### 3 结果与分析

3.1 仿真结果分布

图4和图5分别为试件最小直径截面上的表 面周向应力曲线和径向应力曲线。从图4中可以 看到,经激光冲击强化后,试件表面会产生一定残 余压应力,压应力大小随峰值压力的增加明显增 大。峰值压力为3 GPa时,表面最大残余压应力为 44 MPa,5 GPa时达到408 MPa,8 GPa时最大压应 力可达到678 MPa。同时也可以看到在表面周向 路径2 mm、4 mm 以及6 mm 处,即光斑搭接边缘 处表面残余应力发生突变,这是因为在激光冲击 作用下,材料表面在应力波加载过程中,由于边界 效应发生了反向塑性变形,影响了中心部位的残 余应力场分布,使得冲击区域存在较大的应力 突变<sup>[14]</sup>。



图4 残余应力分布周向路径







从图5中可以看到,激光冲击后会在表面和次表 面产生一定的残余压应力层,其深度随峰值压力的增 加线性增大,3 GPa 时应力层深度只有0.15 mm,5 GPa 时达到 0.50 mm, 而 8 GPa 时能达到 1.15 mm, 但 应力曲线斜率慢慢减小,说明降幅逐渐减小。从图中 不难看到,当峰值压力3 GPa 时,截面内最大拉应力 31 MPa 在距试件表面 2 mm 左右产生;峰值压力 5 GPa时,表面最大拉应力为72 MPa,出现在距表面 2.5 mm 左右出;峰值压力为 8 GPa 时可达到 142 MPa,出现在 3.8 mm 左右处。在整个半径方向上,应 力曲线变化趋势基本一致:在表面生成最大残余压应 力,随后慢慢减小过渡为拉应力,随后拉应力慢慢增 大直至最大,截面中心区域基本保持最大拉应力。从 图中还可发现,在距表面2 mm 处拉应力突然向压应 力转变,这种突变现象可能是由于此处网格大小的突 变所产生的沙漏问题所导致[15],这种现象随峰值压 力的增加也越加明显。

综合以上分析可以看出:在不同峰值压力冲 击下,圆棒试件会产生一定深度的残余压应力层, 深度随着峰值压力的增大而增大。截面内应力分 布具有一定规律:残余压应力先逐渐减小,再过渡 为拉应力,然后拉应力逐渐增加达到峰值后基本 保持不变;拉应力区域面积远大于压应力区域 面积。

## 3.2 疲劳试验与结果分析

试样经激光冲击后,在 25 ℃室温下,采用 Zwick Roell / Amsler 100HFP 5100 高频自振频率疲 劳仪上进行高周疲劳拉 – 拉实验。实验选用应力比 *R* =0.1,正弦应力波频率 40 Hz,应力水平 600 MPa, 加载方向沿试件轴向。疲劳试验结果:未冲击端循 环次数基本在 680000 次左右,激光功率密度 8.7 GW/cm<sup>2</sup>、24 GW/cm<sup>2</sup>和 61.5 GW/cm<sup>2</sup>(分别对应峰 值压力 3 GPa、5 GPa 和 8 GPa)的冲击端循环次数分 别为 187839 次、200174 次和 38791 次。从疲劳试验 结果可知,TC4-DT 钛合金棒件经激光冲击强化后的 轴向拉 – 拉疲劳寿命不仅没增加反而大幅降低,在 高功率密度下尤为显著,说明钛合金圆棒经激光冲 击后不利于拉 – 拉疲劳性能。

图 6 分别为试样未强化端和不同载荷下强化端 的宏观断口形貌。从图 6(a)中可以看到,对于未冲 击端,疲劳断口明显由疲劳源区、疲劳扩展区以及瞬 断区组成,疲劳裂纹源起始于试件表面,疲劳扩展区 呈扇形,扩展区面积约为断口面积的3/5,整个断口 较为光亮;在疲劳源附近还可以发现平行的光整台 阶,这是典型的解里特征,说明断口表现出一定的脆 性。从图 6(b)、(c) 和(d) 中可以看到, 经激光冲击 后疲劳裂纹源位置均向圆棒内部转移,且冲击载荷 越大疲劳源离表面越远,断口光亮程度越低。当功 率密度为 8.7 GW/cm<sup>2</sup> 时,疲劳源距离试件表面 2.04 mm, 功率密度为 24 GW/cm<sup>2</sup> 时疲劳源距离表 面 2.82 mm, 功率密度为 61.5 GW/cm<sup>2</sup> 时疲劳源距 离表面4.11 mm,结合前面的仿真结果,发现疲劳源 均位于试样内部最大拉应力处。经比较还能看到, 24G W/cm<sup>2</sup> 时的断口疲劳扩展区面积明显大于 8.7 GW/cm<sup>2</sup> 时的,但二者都远远小于瞬断区,这是 由于24 GW/cm<sup>2</sup> 时疲劳源距表面较远,疲劳扩展范 围相对较大,又由于截面内拉应力区域远大于压应 力区域加速了疲劳裂纹的扩展,在达到最近表面时 材料发生瞬断,从而影响材料的拉-拉疲劳寿命,可 见激光冲击改变了试样内部的应力分布,从而影响 了疲劳裂纹源的萌生以及裂纹的扩展。而 61.5 GW/cm<sup>2</sup> 时疲劳扩展区非常小,且断口表现出脆断 特征,这是激光功率"过度激励"导致试样内部产生 的拉伸应力过大,疲劳寿命急剧降低。





(b) 8.7 GW/cm<sup>2</sup>



(c) 24 GW/cm<sup>2</sup>



(d) 61.5 GW/cm<sup>2</sup> 图 6 疲劳断口形貌 Fig. 6 Fatigue fracture morphology

结合仿真结果分析,当试件被施加交变载荷时, 表面残余压应力与外加载荷造成的拉应力叠加,降 低了试件表面的实际平均应力,从而提高试件的疲 劳性能,但内部拉应力与外加载荷相互叠加,使有效 拉应力增大,降低材料的抗拉疲劳性能,故在拉应力 最大的区域疲劳裂纹源最容易萌生。试样虽在表面 形成一定深度的压应力层,但截面内拉应力面积远 远大于压应力面积,并极大加速了疲劳裂纹的扩展, 降低了疲劳裂纹扩展寿命,从而影响材料的抗拉疲 劳性能,极不利于拉-拉疲劳试验。

#### 4 结 论

本文以无明显应力集中的 TC4-DT 钛合金圆棒 为对象,研究了激光冲击对其过渡圆弧区残余应力 分布的影响,也分析讨论了其拉 - 拉疲劳失效的原 因,从中可得出以下重要结论:

(1)经激光冲击强化后,圆棒试样会在表面及近 表面形成残余压应力层,在内部及中心区域产生拉应 力,表面残余压应力和内部拉应力随冲击载荷的增大 而增大,且拉应力区域面积远大于压应力层面积,致 使疲劳裂纹萌生概率增大及疲劳裂纹扩展加速。

(2)经激光冲击后,双联试样冲击端疲劳寿命 增益均为负,说明圆棒试样截面内的应力分布不利 于拉-拉疲劳试验,加载特性可以选用转矩或弯矩 进行,这对后续的相关研究具有一定的参考。

(3)激光冲击主要通过改变试样内部的应力分 布来影响钛合金棒料的疲劳特性,试样未冲击端疲劳 裂纹源位于表面,冲击后在表面产生压应力层,而在 中心产生拉应力,这样强化了表面弱化了芯部,从而 导致疲劳裂纹源向内部转移且离表面的距离随冲击 载荷的增大而增大;另外冲击载荷过大会使试样截面 整体淬硬,材料表现出极高的脆性,而且冲击端断口 的疲劳扩展区面积远小于未冲击端断口的,而瞬断区 则刚好相反,这都对试样疲劳寿命产生不利影响。

### 参考文献:

- C S Montross, T Wei, L Ye, et al. Laser shock processing and its effects on microstructure and properties of metal alloys: a review [J]. International Journal of Fatigue, 2002,24(10):1021-1036.
- [2] J Z Lu, K Y Luo, Y K Zhang, et al. Effect of laser shock processing and strain rate on tensile property of LY2 aluminum alloy [J]. Materials Science and Engineering, 2010, A527(2):730-735.
- [3] W C Liu, J Dong, P Zhang, et al. Improvement of fatigue properties by shot peening for Mg-10Gd-3Y alloys under different conditions [J]. Mater. Sci. Eng. A, 2011, 528: 5935 – 5944.

- [4] G H Majzoobi, K Azadikhah, J Nemati. The effects of deep rolling and shot peening on fretting fatigue resistance of Aluminum-7075-T6 [J]. Mater. Sci. Eng. A, 2009, 516: 235 – 247.
- [5] V V Stolyarov, Y T Zhu, T C Lowe, et al. Microstructure and properties of pure Ti processed by ECAP and cold extrusion [J]. Mater. Sci. Eng. A, 2001, 303:82 - 89.
- [6] X D Ren, Y K Zhang, H F Yong, et al. Chen. Effect of laser shock processing on the fatigue crack initiation and propagation of 7050 - T7451 aluminum alloy [J]. Mater. Sci. Eng. A, 2011, 528:2899 - 2903.
- P Peyre, X Scherpereel, L Berthe, et al. Surface modifications induced in 316L steel by laser peening and shotpeening. Influence on pitting corrosion resistance [J]. Mater. Sci. Eng. A, 2000, 280;294 - 302.
- [8] A King, A Steuwer, C Woodward, et al. Effects of fatigue and fretting on residual stresses introduced by laser shock peening [J]. Mater. Sci. Eng. A,2006,435 - 436:12 - 18.
- [9] A Vasu, Y X Hu, R V Grandhi. Differences in plasticity due to curvature in laser peened components [J]. Surface & Coatings Technology, 2013, 235:648 – 656.
- [10] B Lin, C Lupton, S Spanrad, et al. Fatigue crack growth in laser-shock-peened Ti-6Al-4V aerofoilspecimens due to foreign object damage [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 59:23 - 33.
- [11] A TDewald, M R Hill. Eigenstrain-based model for prediction of laser peening residual stresses in arbitrary three-dimensional bodies [J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2009, 44(1):1-11.
- [12] M Achintha, D Nowell. Eigenstrain modelling of residual stresses generated by laser shock peening [J]. Journal of materials Processing Technology, 2011, 211 (6): 1091-1101.
- [13] Q Liu, C H Yang K Ding, et al. The effect of laser of power density on the fatigue life of laser-shock-peened 7050 aluminum alloy [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2007, 30(11):1110-1124.
- [14] QIAN Shaoxiang, YIN Sumin, ZHANG Feixia, et al. Effects of overlapping rate on stress distribution of AI-SI202 welding joint by laser shock processing [J]. Surface Technology, 2013, 42(6):15-17. (in Chinese) 钱绍祥,殷苏民,张飞霞,等. 搭接率对 AISI202 焊接接 头激光冲击应力分布的影响[J]. 表面技术, 2013, 42 (6):15-17.
- [15] LI Xingcheng, ZHANG Yongkang, ZHOU Jinyu, et al. Analysis of residual stress on surface of AZ31 magnesium alloy after laser shock processing [J]. Laser Technology, 2016,40(1):5-10. (in Chinese)
  李兴成,张永康,周金宇,等.激光冲击强化 AZ31 镁铝 合金表面残余应力分析[J].激光技术,2016,40(1):5-10.