

文章编号: 1001-3806(2016)01-0082-04

双面激光冲击次序对小孔件强化效果影响研究

姜银方, 李娟, 潘禹, 蒋尧, 李振

(江苏大学 机械工程学院, 镇江 212013)

摘要: 小孔构件是典型的应力集中细节, 其易在疲劳载荷下产生裂纹, 影响关键结构的使用性能和服役寿命。为了研究双面冲击次序对小孔件强化效果的影响, 对双面激光同时冲击强化(双面对冲)和依次冲击强化的 TC4-DT 小孔构件进行了疲劳拉伸试验, 并利用 ABAQUS 有限元软件, 对两种冲击次序强化后的残余应力分布进行了仿真。结果表明, 双面对冲的试样疲劳增益是双面激光依次冲击强化后的 2 倍以上; 双面对冲后小孔件的应力分布更均匀, 其疲劳源明显偏离厚度中点处, 而双面激光依次冲击时, 两激光冲击表面的残余应力差较大。仿真结果与试验有较好的一致性。

关键词: 激光技术; 激光双面冲击次序; ABAQUS 有限元软件; 疲劳源; 残余应力; TC4-DT 小孔件**中图分类号:** TG156.99 **文献标志码:** A **doi:** 10.7510/jgjs. issn. 1001-3806. 2016. 01. 012

Investigation of effect of two-side laser shock order on small-hole specimen strengthening

JIANG Yinfang, LI Juan, PAN Yu, JIANG Yao, LI Zhen

(School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China)

Abstract: Small-hole components have typical details of stress concentration so that they are easy to produce fatigue cracks under fatigue load and the usage performance and service life of critical structures are easily affected. In order to study effect of two-side laser shock processing (LSP) order on strengthening of small-hole specimens, fatigue tensile tests of TC4-DT hole components by two-side LSP simultaneously and two-side LSP successively were carried out. ABAQUS finite element software was adopted to conduct simulation study on residual stress distribution of TC4-DT hole components after different two-side LSP. The results show that the specimen fatigue gain after two-side simultaneous LSP is above 2 times than that after two-side successive LSP. Residual stress distribution of a hole component after two-side simultaneous LSP is more homogeneous. And the fatigue source deviates from the midpoint of the thickness significantly. The difference of residual stress of two LSP surfaces is large after two-side successive LSP. The simulation results have good agreement with the experiment results.

Key words: laser technique; two-side laser shock processing order; ABAQUS finite element software; fatigue source; residual stress

引言

带孔零件通常在孔口位置产生局部应力集中, 在循环交变载荷下容易萌生疲劳裂纹源导致最终失效^[1-4]。飞机结构中螺栓、铆钉连接数量众多, 大多数构件的装配均采用在孔中安装紧固件的形式, 因此, 提高孔结构在交变载荷下的使用寿命具有重要的工程意义。激光冲击小孔强化技术通过诱导高压力冲击波使孔周围金属表层产生塑性变形来达到强化的目的^[5-9]。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51075193)

作者简介:姜银方(1962-),男,教授,主要从事激光加工技术、激光冲击技术、板料塑性成形理论、表面工程技术等方面的教学和研究。

E-mail:yfjiang@mail. ujs. edu. cn

收稿日期:2014-12-08;收到修改稿日期:2015-02-05

激光冲击强化(laser shock peening, LSP)技术具有强化效果明显、表面质量好、冲击区域和压力可控等优势, 从而在小孔表面强化方面具有广阔的应用前景^[10-12]。

目前有不少学者对激光冲击小孔强化技术进行研究。CUELLAR 等人对 Ti-6Al-4V 试样进行先开孔后强化发现, 沿着圆孔进行环形激光冲击强化路径可使孔件的疲劳寿命最高^[13]。FAN 等人研究了 7050T7451, 7050T7452 铝合金经激光双面依次冲击强化后, 激光首次冲击面的强化效果明显优于另一面的冲击强化效果^[14]。ZHOU 等人对单、双面激光冲击强化 ZK60 镁合金小孔试样的残余应力进行仿真, 研究表明, 经双面激光冲击强化后试样下表面残余压应力的幅值是单面激光喷丸时的 2 倍左右^[15]。目前, 关于双面激光冲击强化次序对 TC4-DT 钛合金小孔构件残

余力场及疲劳性能的影响的研究很少。双面激光对冲工艺由于设备的局限对零件结构、形状有一定的选择性,但当局限性不明显时,双面激光冲击强化次序对强化效果的影响差异值得研究。本文中通过对 6.0mm 板厚的 TC4-DT 钛合金试样采用双面对冲和双面依次冲击两种冲击次序进行强化,比较二者疲劳寿命增益及疲劳裂纹源位置变化。利用 ABAQUS 有限元分析软件对两种冲击次序强化后小孔件残余应力分布进行研究,综合分析双面冲击次序影响钛合金小孔构件残余应力分布及疲劳性能之间的关系。

1 试验与仿真条件

1.1 试验条件

Table 1 Chemical composition (mass fraction) of TC4-DT titanium alloy

w(Al)	w(V)	w(Fe)	w(C)	w(N)	w(Ti)	w(O)	w(Ti)
0.056~0.0635	0.036~0.044	≤0.0025	≤0.0005	≤0.0003	<0.000125	≤0.0013	balance

Table 2 Test parameters of LSP

sample No.	spot diameter/mm	energy/J	peening order	strip peening	laser peening area	overlapping rate/%
1	Ø2.6	6	AB	6×6	8.6mm×8.6mm	53.8
2	Ø2.6	6	(AB) ₁₀	5×6	8.6mm×8.6mm	53.8

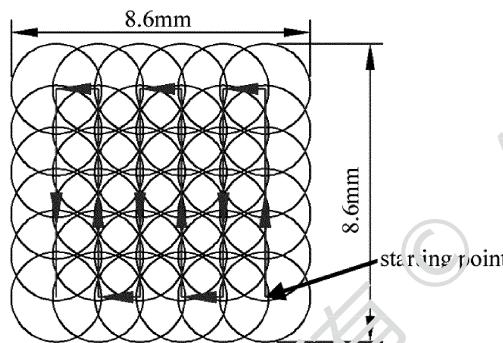


Fig. 2 Laser shock path and spot distribution

在完成激光冲击强化试验后的 TC4-DT 双联试样上加工 Ø2.6mm 小孔。疲劳拉伸试验在型号为 Zwick Roell/Amsler 100HFP 5100 的高频自振频率疲劳仪上完成,试验过程中的最大应力为 195MPa, 试验频率 60Hz~70Hz, 采用拉-拉正弦波载荷轴向加载, 应力比 $R = 0.1$ 。

1.2 有限元数值模型

利用 ABAQUS 有限元软件研究两种双面激光冲击强化次序对 TC4-DT 小孔件的残余应力分布的影响。材料为 TC4-DT 钛合金, 模型尺寸为 28mm × 14mm × 6mm。模拟中采用 ABAQUS/Explicit 分析动态加载过程, 采用 ABAQUS/Standard 求解器分析静力回弹过程, 单元类型为八节点六面体线性缩减积分单元 C3D8R。

该激光冲击强化模拟条件如下: 峰值压力为

TC4-DT 双联试样厚度为 6.0mm, 如图 1 所示, 其材料化学成分见表 1。强化试验中选用激光脉宽 20ns 的脉冲激光器。激光冲击强化前, 先用酒精擦拭试样冲击端表面, 并在冲击区域紧密贴上一层 0.1mm 厚的黑胶带, 用去离子水作为约束层, 具体激光冲击强化试验参数如表 2 所示。对强化顺序进行说明, AB 表示双面依次冲击一次, A 面为激光首次冲击面, B 面为激光首次冲击面的背面, 强化顺序是 $A \rightarrow B$, $(AB)_{10}$ 表示双面对冲一次。强化路径及光斑分布如图 2 所示。



Fig. 1 Double-coupon specimen of TC4-DT titanium alloy

4GPa 和 6GPa, 其余模拟激光冲击强化工艺参数完全按照上述试验中进行。残余应力测量路径如图 3 所示, 其中①表示 A 面表面路径, ②表示 B 面表面路径, ③表示孔壁路径。

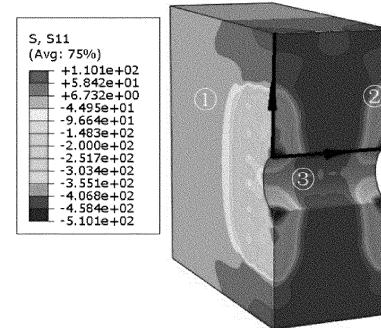


Fig. 3 Path of residual stress measurement

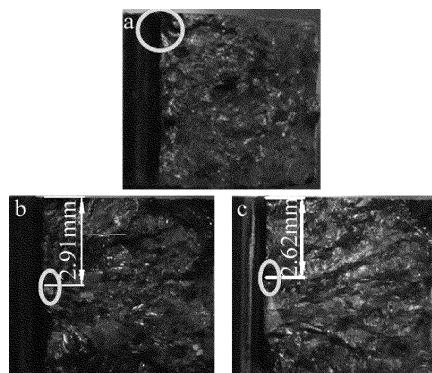
2 结果与分析

2.1 试验结果分析

从表 3 的疲劳试验结果来看: 双面激光依次冲击强化后试样的疲劳增益为 75.2%; 双面对冲的试样疲劳增益为 184.5%, 故双面对冲后的钛合金小孔件具有较高的疲劳增益。双联试样在疲劳拉伸试验过程中, 疲劳断裂首先出现在未强化端。由图 4a 试样宏观断口可以看出, 未强化端由于孔口处存在较大的应力集中, 故疲劳裂纹源在该位置萌生并以人字纹的形式向内部扩展, 其疲劳寿命最短。从图 4b、图 4c 冲击端宏观断口分析表明: 经双面激光依次冲击强化后试样

Table 3 Result of fatigue experiment

sample No.	peening order	fatigue life of unprocessed area/time	fatigue life of processed area/time	gain of fatigue life/%	location of fatigue crack source to A side/mm
1	AB	98563	172682	75.2	2.91
2	(AB) ₁₀	106307	302396	184.5	2.62

Fig. 4 Fatigue fracture morphology
a—untreated b—AB c—(AB)₁₀

断口上疲劳源位于孔壁中部距 A 面 2.91mm 处; 双面对冲的断口上疲劳源距 A 面 2.62mm。可知经双面激光冲击强化后断口上的疲劳源均位于孔壁中部。这是由于冲击表面存在一定深度的残余应力层, 当施加交变载荷时, 表面残余应力与外加交变载荷相叠加降低了有效拉应力, 使最大载荷出现在次表面, 而次表面位错受到约束使晶粒不容易产生滑移, 疲劳裂纹源萌生于次表面所需的临界应力大于表面的, 即双联试样强化端的疲劳寿命大于未强化端的。其中, 当双面激光依次冲击时, 可能由于试件较薄, 试样 B 面的冲击效果与 A 面的冲击效果有一定的抵消, 两冲击表面的残余应力场不均匀影响疲劳裂纹源的萌生和寿命增益; 而双面对冲时, 残余应力的累积和叠加使疲劳源偏离孔壁中点位置, 且较好的残余应力场有效地抑制疲劳裂纹扩展, 使疲劳寿命大幅度提高。

2.2 仿真结果分析

图 5 为两种双面冲击次序下孔壁(③)的残余应力分布曲线。由分析可知: 随着峰值压力逐渐增大, 经两种双面激光冲击次序强化后, 二者冲击面表面残余应力均增大, 残余应力层深度增加, 孔壁中间部分拉应力增大, 且两种冲击次序下拉应力分布差异越来越明显。当峰值压力为 4GPa 时, 距 A 面 1.5mm ~ 4.5mm 范围内, 两种冲击强化次序下残余应力分布曲线重合度较高, 双面依次冲击后最大拉应力略大于双面对冲后的, 差值为 14MPa。随着峰值压力增大, 双面依次冲击后的最大拉应力始终大于双面对冲的, 二者差值由 22MPa 增大到 83MPa。其中双面对冲时, 随峰值压力递增, 孔壁中点处的拉应力明显小于两侧的, 且

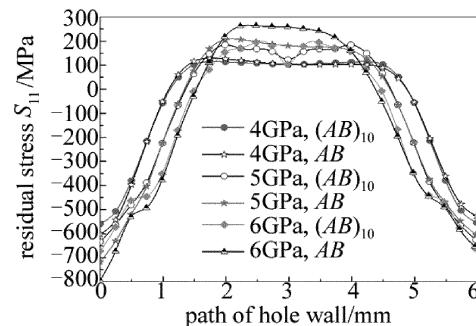
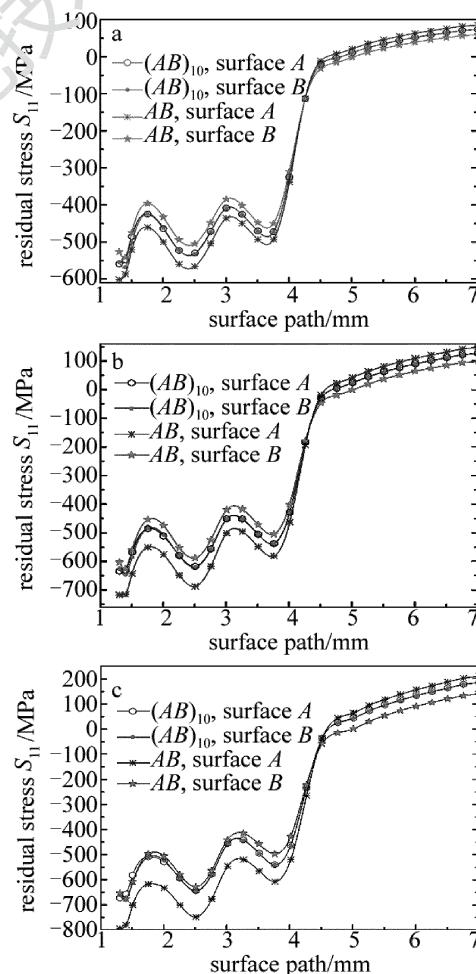


Fig. 5 Residual stress distribution of hole wall

二者差值在 13MPa ~ 92MPa 之间。因此, 双面对冲时, 由于冲击波在厚度中点处的相互叠加作用, 反而降低了此处的拉应力, 从而减小了萌生裂纹的可能性。

图 6 为两种双面冲击次序下 A 面、B 面(①、②)的残余应力分布曲线。表面应力分布曲线主要从强化区域内、强化区域外两部分进行分析。强化区域内, 随着峰值压力的增大, 经两种双面激光冲击次序强化后, 二者表面残余压应力均增大。双面依次冲击时, A 面的残余压应力高于 B 面, 最大差值由 104MPa 增大到 141MPa; 双面对冲时, A 面、B 面的强化效果相当, 两冲

Fig. 6 Residual stress distribution of surface path
a—peak pressure 4GPa b—peak pressure 5GPa c—peak pressure 6GPa

击表面的残余压应力值较为接近,差值不超过 20 MPa。且随峰值压力的增加,双面对冲时残余应力分布曲线更趋近于双面依次冲击后 B 面的应力分布曲线。强化区域外,经两种双面激光冲击次序强化后,在远离强化区域处均产生一定的拉应力,且随峰值压力的增大而增大。双面依次冲击时,A 面的拉应力大于 B 面,最大拉应力差值由 26 MPa 增大至 71 MPa; 双面对冲时,A 面、B 面的应力分布曲线重合度较高,差值在 2 MPa 以下,且略小于双面依次冲击后 A 面产生的拉应力,最大差值不超过 25 MPa。

因此,综合两种双面冲击次序强化后表面和孔壁的残余应力分布可以看出: 双面依次冲击时,先冲击表面的残余压应力高于后冲击表面的,且随峰值压力的增大而增大,疲劳拉伸时,两面应力分布的不对称会使孔所受载荷不平衡,从而影响其抗疲劳性能; 双面对冲时,孔壁中点处拉应力突然减小与试验中疲劳源出现的位置相吻合,A 面、B 面的强化效果相当,两冲击表面的残余应力曲线基本重合,均匀的残余压应力场有利于提高小孔的疲劳寿命。

3 结 论

为了研究激光双面依次冲击和双面对冲对 6.0 mm 板厚的 TC4-DT 钛合金小孔件的强化效果差异,采用试验结合仿真的方法进行了对比分析。

(1) 随着峰值压力增大,两种双面冲击次序强化后孔壁中部应力分布差异逐渐增大。双面依次冲击后孔壁中部的最大拉应力均大于双面对冲后的,差值为 14 MPa ~ 83 MPa。由于孔壁中部存在一定拉应力,从而解释了疲劳源萌生于此原因。双面对冲时,孔壁中点处的拉应力明显小于两侧的,且二者差值在 13 MPa ~ 92 MPa 之间。由于应力的叠加效应使其厚度中点处的拉应力降低,从而降低了疲劳源在该处萌生的概率,其疲劳源“避开”厚度中点处。

(2) 双面对冲的试样疲劳增益是双面激光依次冲击强化后的 2 倍以上。双面依次冲击时,先冲击表面的残余压应力高于后冲击表面,两冲击表面的最大残余压应力差为 104 MPa ~ 141 MPa。在疲劳拉伸试验过程中,不对称的残余压应力场与外加拉应力共同作用影响裂纹扩展速率,故在一定程度上影响了疲劳增益。双面对冲时,两冲击表面的残余压应力差值不超过 20 MPa。再综合考虑孔壁上的应力分布情况,均匀的残余压应力场更好地抑制疲劳裂纹的扩展,从而提高

了小孔的抗疲劳寿命。

参 考 文 献

- [1] SHEN Y Y, ZHAI W J. Cold extrusion family introduction of FTI's reinforcement techniques of holes[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1998(1):1-7 (in Chinese).
- [2] QIAN X M, JIANG Y F, GUAN H B, et al. Research and application of strengthening technology for fastening holes of aircraft structures [J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33(5):749-753 (in Chinese).
- [3] CAO Z W, CHE Z G, ZOU S K, et al. The effect of laser shock peening on fatigue property of 7050 aluminum alloy fastener hole [J]. Applied Laser, 2013, 33(3):259-262 (in Chinese).
- [4] WANG Q, WANG X, GAO Y K, et al. Effect of strengthened hole on the fatigue life of TC18 titanium alloy [J]. Materials Engineering, 2011, 39(2):84-86 (in Chinese).
- [5] SHEPARD M J, SMITH P R, ALMER M S. Introduction of compressive residual stresses in Ti-6Al-4V simulated airfoils via laser shock processing [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2001, 10(6):670-679.
- [6] WANG J M, ZHOU Q Y, JIANG Y F, et al. Numerical simulation of sheet deformation by hollow laser shock [J]. Laser Technology, 2012, 36(6):727-730 (in Chinese).
- [7] WANG S B, FAN Y, WU H X, et al. Research of strengthening 7050 aerial aluminum alloy structural material with laser shock processing [J]. Chinese Journal of Lasers, 2014, 31(1):125-128 (in Chinese).
- [8] JIANG Y F, CHENG Z J, DING B, et al. Residual stress and fatigue failure in hole specimen by one side laser shock processing [J]. Laser & Infrared, 2014, 44(10):1090-1094 (in Chinese).
- [9] FAN Y, WANG S B, WU H X, et al. Experimental research of laser shock processing on aerial aluminum alloy [J]. Laser Technology, 2003, 27(4):273-275 (in Chinese).
- [10] PEYRE P, MERRIEN P, LIEURADE H P, et al. Laser induced shockwaves as surface treatment for 7075-T7351 aluminum alloy [J]. Surface Engineering, 1995, 11(1):47-52.
- [11] MONTROSS C S, WEI T, YE L, et al. Laser shock processing and its effects on microstructures and properties of metal alloy: a review [J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(10):1021-1036.
- [12] JIANG Y F, ZHANG J W, JING R, et al. Analysis of the residual stress field in hole specimen by laser shock processing with different power density [J]. Laser & Infrared, 2012, 42(8):866-869 (in Chinese).
- [13] CUELLAR S D, HILL M R, de WALD A T, et al. Residual stress and fatigue life in laser shock peened open hole samples [J]. International Journal of Fatigue, 2012, 44:8-13.
- [14] FAN Y, WANG S B, WU H X, et al. Research of residual compressive stress induced by laser shock processing on 7050 aerial aluminum alloy [J]. Applied Laser, 2003, 23(1):5-8 (in Chinese).
- [15] ZHOU J Zh, YANG X D, HUANG S, et al. Residual stress field of ZK60 specimen with central hole induced by both-side laser shot peening [J]. Chinese Journal of Lasers, 2010, 37(7):1850-1855 (in Chinese).