

文章编号: 1001-3806(2016)01-0090-04

铝合金小孔件单双面激光冲击强化效果研究

蒋尧, 姜银方*, 李振, 余江, 刘秋阁, 钱俊康

(江苏大学机械工程学院, 镇江 212013)

摘要: 为了研究单双面激光冲击对 7050-T7451 铝合金小孔件的影响, 采用 ABAQUS 有限元软件分析了单双面强化的残余应力分布, 并对比分析了残余应力曲线和单双面强化断口间的对应关系。结果表明, 双面强化的残余压应力比单面强化大 120MPa, 且正反面应力分布更合理; 单面强化后疲劳源群位置距强化面达 2.54mm, 偏离了尺寸中心, 而双面强化的疲劳源群大致位于尺寸中心; 经单双面激光冲击强化后, 试样的疲劳增益分别提高了 53.3% 和 156.2%。该研究对单双面激光冲击强化的参量选择具有一定的指导意义。

关键词: 激光技术; 单双面激光冲击强化; 残余应力; 疲劳裂纹源; 小孔件

中图分类号: TG156.99

文献标志码: A

doi: 10.7510/jgjs.issn.1001-3806.2016.01.020

Investigation of effect of one-side and two-side laser shock processing on aluminum alloy small-hole specimens

JIANG Yao, JIANG Yinfang, LI Zhen, YU Jiang, LIU Qiuguo, QIAN Junkang

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

Abstract: In order to investigate the effect of one-side and two-side laser shock processing (LSP) on 7050-T7451 aluminum alloy small-hole specimens, the residual compressive stress distribution was analyzed with finite element analysis software ABAQUS and the residual stress curves and fracture morphology were compared. The results show that the residual compressive stress introduced by two-side LSP is 120MPa, larger than that induced by one-side LSP and the front and reserve side stress distribution of two-side LSP is more reasonable. The distance from fatigue source group to treatment side after one-side LSP is 2.54mm and deviates from the dimension centre. Fatigue source group locates in the middle of the thickness after two-side LSP. Fatigue lives increase 53.3% and 156.2% after one-side and two-side LSP respectively. The research shows the guidance to parameter selection of one-side and two-side LSP.

Key words: laser technique; one-side and two-side laser shock processing; residual stress; fatigue crack initiation; small-hole specimen

引言

激光冲击强化 (laser shock processing, LSP) 是利用高功率、短脉冲激光束诱导材料产生残余压应力的新型表面改性技术^[1-2]。与传统喷丸强化相比, 激光冲击强化后残余应力层更深, 表面光洁度更好^[3]; 与冷挤压技术相比, 激光冲击强化对 6mm 以下小孔强化效果更理想, 成本更低^[4]。

现阶段研究表明, 激光冲击强化可在材料表面诱导残余压应力并使材料产生更加均匀、密集的位错, 故能有效抑制疲劳裂纹的产生^[5], 而冲击路径^[6]、冲击

范围^[7-8]、功率密度^[9]、开孔顺序^[10]等激光参量或加工工艺的选择对材料表面残余压应力有很大影响。在单双面激光冲击强化研究方面, LUO 等人研究了双面对冲 AM50 镁合金对残余压应力的影响^[11]; FAN 等人研究了单双面激光冲击强化对 7050 铝合金残余应力的影响^[12]; ZHOU 等人研究了单双面激光冲击对 ZK60 镁合金残余应力的影响^[13]。然而, 这些单双面研究仅仅停留在对残余应力的仿真或测量阶段, 而没有对疲劳寿命及断口形貌作进一步对比分析。

在发动机涡轮、机身紧固孔处, 单面强化较双面强化更易于操作, 而现阶段的研究大多针对双面强化, 故需对单双面激光冲击强化效果做更全面的对比分析, 从而探寻两者之间的差异, 具有一定的工程实践价值。作者首先以 ABAQUS 有限元分析软件为平台, 研究了板厚 4mm 的 7070-T7451 航空铝合金在单面冲击 2 次和双面依次冲击 2 次时的残余应力场分布; 再对经激

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51075193)

作者简介: 蒋尧(1989-), 男, 硕士研究生, 现主要从事激光加工技术的研究。

* 通讯联系人。E-mail: yfjiang@mail.ujs.edu.cn

收稿日期: 2014-12-09; 收到修改稿日期: 2015-03-16

光强化处理的铝合金标准双联试样作拉伸处理;最后结合断口宏观形貌与残余应力曲线对比分析了单双面激光强化的效果差异。

1 ABAQUS 有限元模拟

仿真过程中,冲击波的加载时间很短,但其在材料内会发生各种反射和相互作用,故材料对冲击波的响应时间相对较长。为得到稳定的残余应力场,ABAQUS 有限元分析时,对瞬时高速加载过程采用 ABAQUS/Explicit 显式动态分析求解,对静态回复过程采用 ABAQUS/Standard 隐式静态分析求解,网格类型则采用八节点显式线性缩减积分单元 C3D8R。

仿真中使用的材料为 7050-T7451 铝合金,其材料参量见表 1。激光在加载过程中,材料的应变率高于 10^6 s^{-1} ,此时材料的屈服强度将发生变化,而 Johnson-Cook 模型可较好地描述大应变、高应变速率对材料屈服强度的影响,故将该模型作为显示分析时的本构模型,其简化关系为:

$$\sigma_y = (A + B\varepsilon^n) \left[1 + C \ln \left(1 + \frac{\dot{\varepsilon}'}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \quad (1)$$

式中, σ_y 为屈服应力, ε 为塑性应变, n 为硬化指数, $\dot{\varepsilon}'$ 为应变率,参考应变率 $\dot{\varepsilon}_0 = 1.0 \text{ s}^{-1}$, A 为屈服强度, B 为强化模量, C 为应变敏感系数,其具体参量见表 2。

Table 1 Material properties of 7050-T7451 aluminum alloy

material	density/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	elasticity modulus/GPa	Poisson's rate	yield stress/MPa
7050-T7451	2820	69	0.33	441

Table 2 Model parameter of Johnson-Cook

material	A/GPa	B/GPa	n	C
7050-T7451	0.441	0.177	0.33	0.02

仿真过程中模型尺寸为 $28 \text{ mm} \times 28 \text{ mm} \times 4 \text{ mm}$,峰值压力 3GPa,脉宽 10ns,光斑直径 3mm,搭接率 50%,激光在试样强化区域的冲击线路如图 1 所示,试样的强化区域为 $9 \text{ mm} \times 9 \text{ mm}$ 。单面强化时在正面冲击 2 遍,双面强化时正反面依次冲击 2 遍。

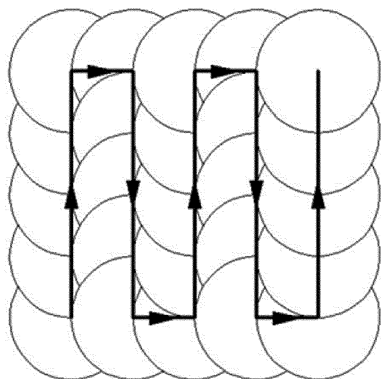


Fig. 1 Sweep path of one-side and two-side LSP

2 结果与讨论

2.1 残余应力分布

图 2a 和图 2b 分别为单面强化和双面强化后小孔试样的残余应力分布云图。从图 2a 可以看出,单面强化时残余应力变化主要体现在 2mm 深度范围内,超过 2mm 时颜色变化并不明显;云图上强化区域内为压应力,区域外几乎均为拉应力,且以强化区域正上方和正下方两处拉应力最大,并辐射式向上方和下方递减。从图 2b 可以看出,双面强化的作用效果能覆盖整个厚度方向;云图上强化区域内为压应力,且压应力几乎贯穿试样,区域外几乎均为拉应力,但拉应力的分布较规则,在强化区域正上方和正下方至两侧的近似长方体内的拉应力要高于其余位置的拉应力。

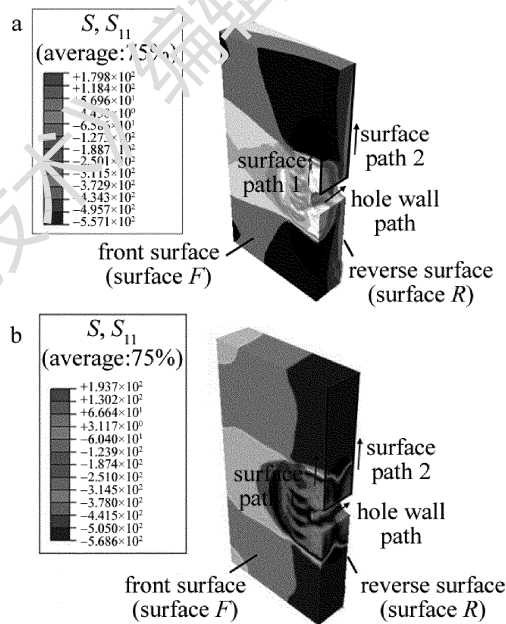


Fig. 2 Contour of residual stress distribution after LSP
a—one-side b—two-side

提取强化后小孔试样上下表面和孔壁处 S_{11} 方向应力,路径如图 2a 和图 2b 中所示,其中表面 1 号和 2 号路径分别在试样的正面和反面。表面应力分布曲线如图 3a 所示,应力值由距孔中心 1.3mm 开始算起;孔壁应力分布曲线如图 3b 所示。

从图 3a 表面应力中可以看出,在强化区域内,单面强化正面的残余压应力在距孔中心 1.75mm 处有最大值 -382 MPa 。应力波在材料内部遇到障碍时会有反射现象^[14],材料的表面相当于约束边界,应力波在此处会有一些的累积与反射,故单面强化的反面也有压应力,且在距孔中心 1.3mm 处有最大值 -153 MPa 。同理,由于反面带给正面的附加应力,双面强化时正面的残余压应力比单面强化的正面高 -120 MPa 左右。在强化区域外,两种强化方式均出现拉应力,并逐渐稳

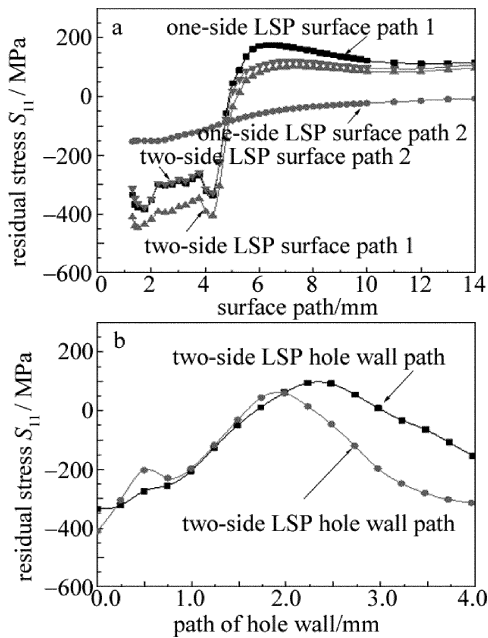


Fig. 3 Residual stress distribution of one-side and two-side LSP
a—surface b—inner hole

定在 100MPa 左右。单面强化的正面在距孔中心 6.5mm 处有最大拉应力 174MPa, 反面则基本为压应力。从图 3b 孔壁应力中可以看出, 两种强化方式的残余应力曲线均呈现近似高斯分布。单面强化时由于只在正面冲击, 导致其曲线中心偏向未强化面, 在深度 2.7mm 处产生最大拉应力 34MPa, 正反面压应力差值达 181MPa。双面强化时在深度 2mm 位置有最小压应力 -80MPa, 正反面压应力差值为 97MPa。

残余压应力能有效抑制疲劳裂纹的产生, 且孔壁残余压应力对疲劳寿命的影响相对于表面的更大。从图 3b 中可以看出, 单面强化能诱导更深的残余压应力层, 深度几乎能达到 2.5mm, 这在强化厚度稍大的试样时非常有利, 然而其不对称的应力分布却会在一定程度上抑制疲劳增益, 特别是曲线高点处出现的拉应力, 极易成为疲劳裂纹源。双面强化具有较为理想的残余应力分布曲线, 而其残余应力层深度却较单面强化低, 只有 2mm 左右。当试样厚度较大时, 较浅的残余压应力层也会影响疲劳寿命。

2.2 典型实验

7050-T7451 铝合金标准双联试样的尺寸和强化区域如图 4 所示, 试样厚度为 4mm。本实验中共用 2 根试样, 分别用作单面强化和双面强化。在激光冲击强化过程中, 通常只有 5% ~ 10% 的激光能量传递到工件上^[15], 为了大致与上述模拟过程中的 3GPa 峰值压力对应, 实验中设定激光功率密度为 4.2GW/cm², 光斑直径为 3mm, 脉宽为 10ns, 并采用铝箔和去离子水作为吸收层和约束层。

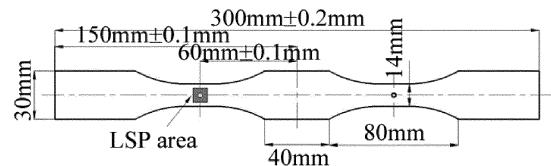


Fig. 4 Experimental specimen of 7050-T7451 aluminum alloy and laser shock processing area

将强化后的试样钻直径 2.6mm 的孔, 并在 Amsler 100HFP 5100 高频疲劳仪上进行拉伸实验, 拉伸时频率为 60Hz, 最大拉应力 195MPa, 应力比 0.1。对于单面强化的试样, 其未强化端循环次数为 47028 次, 强化端循环次数为 72095 次, 对应的疲劳增益为 53.3%; 而双面强化的试样未强化端循环次数为 42444 次, 强化端循环次数达到 108742 次, 对应的疲劳增益为 156.2%。

图 5a 和图 5b 中分别为单面和双面强化后强化端的断口形貌。单面强化时, 疲劳源群位置大致距强化面 2.54mm, 而双面强化时, 疲劳源群大致位于试样厚度的中心, 这与仿真结果较吻合。在扩展区上, 两者均以疲劳源群为中心辐射式向外扩展。由于单面强化的疲劳源位置较接近未强化面, 导致其扩展区并未呈现完整的半圆。单面强化时疲劳扩展区的面积与疲劳源群距强化面的位置大小有关, 距离越大, 则扩展区能扩展的长度越小, 面积也会等比例缩小, 而疲劳源群位置的偏移也会进一步导致拉伸时应力分布的不平衡, 从而在一定程度上降低了单面强化的疲劳寿命。双面强化时, 由于其疲劳源群大致位于尺寸的中心, 且其扩展区的辐射面积较大, 分布较规则, 从拉伸结果看, 其疲劳寿命几乎是单面强化的 3 倍。

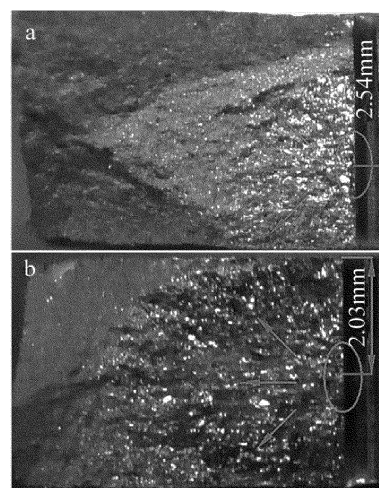


Fig. 5 Fracture morphology of 7050-T7451 aluminum alloy
a—one-side LSP b—two-side LSP

值得注意的是, 本次实验试样的厚度为 4mm, 若保持强化参量不变的情况下将试样厚度增大至 5mm, 此时单面强化的疲劳源群应大致位于尺寸中心, 且应

力分布也会更均匀合理,这势必会增大其疲劳寿命。而对于双面强化,由于其残余应力层深度较浅,厚度的增大势必导致疲劳源群范围扩大,裂纹萌生概率升高。

3 结 论

为研究 7050-T7451 铝合金小孔件单双面强化的效果,从仿真和实验角度出发,对比分析了相同激光参量对同一铝合金试样单双面强化的影响。

(1) 单面强化时正面的残余压应力和双面强化时反面的残余压应力几乎相等,最大能达到 -382MPa ; 双面强化时正面的残余压应力值最大能达到 -447MPa ,其可看作是正面本身残余压应力与反面附加残余压应力相叠加的结果。

(2) 单面强化时,疲劳源群的位置要远离强化面,拉伸时疲劳源群位置几何分布的不平衡会导致应力分布的不平衡。双面强化的残余压应力层深度比单面强化小,但其疲劳源群位置大致处于尺寸中心,应力分布较平衡,故双面强化的疲劳寿命几乎是单面强化的 3 倍。

(3) 对小孔件单双面激光冲击强化的研究有助于合理优化强化参量,提高单面及双面强化的小孔件寿命;也可设定一组适中的强化参量同时强化单双面小孔件,从而简化加工工艺。因此,对小孔件单双面激光冲击强化的研究具有一定的工程实用价值。

参 考 文 献

- [1] MONTROSS C S, WEI T, YE L, *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] LU J Z, LUO K Y, ZHANG Y K, *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] GAO Y K. Improvement of fatigue property in 7050-T7451 aluminum alloy by laser peening and shot peening[J]. *Materials Science and Engineering*, 2011, A528(10):3823-3828.
- [4] 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).
- [5] REN X D, ZHAN Q B, YANG H M, *et al.* The effects of residual stress on fatigue behavior and crack propagation from laser shock processing-worked hole[J]. *Materials & Design*, 2013, 44(2):149-154.
- [6] ZHANG L, LU J Z, ZHANG Y K, *et al.* Effects of different shocked paths on fatigue property of 7050-T7451 aluminum alloy during two-sided laser shock processing[J]. *Materials & Design*, 2011, 32(2):480-486.
- [7] JIANG Y F, DING B, CHEN Zh J, *et al.* Effect of laser peening area on residual stress field in small-hole specimens[J]. *Laser Technology*, 2014, 38(2):201-204 (in Chinese).
- [8] LIU Q, YANG C H, DING K, *et al.* The effect of laser power density on the fatigue life of laser-shock-peened 7050 aluminium alloy[J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 2007, 30(11):1110-1124.
- [9] JIANG Y F, ZHANG J W, JIANG R, *et al.* Analysis of the residual stress field in hole specimens by laser shock processing with different power density[J]. *Laser & Infrared*, 2012, 42(8):866-869 (in Chinese).
- [10] ZOU Sh K, CAO Z W. Laser peening of aluminum alloy 7050 with fastener holes[J]. *Chinese Optics Letter*, 2008, 6(2):116-119.
- [11] LUO K Y, CHEN Q, LÜ C, *et al.* Thickness analysis of two-sided simultaneous laser shock processing on AM50 alloy [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2014, 41(1):0103003 (in Chinese).
- [12] 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):6-9 (in Chinese).
- [13] ZHOU J Zh, YANG X D, HUANG Sh, *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).
- [14] VASU A, HU Y X, GRANDHI R V. Differences in plasticity due to curvature in laser peened components[J]. *Surface & Coatings Technology*, 2013, 235(2):648-656.
- [15] ACHINTHA M, NOWELL D. Eigenstrain modelling of residual stresses generated by laser shock peening[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2011, 211(6):1091-1101.