

表面失效及防护

## 铝合金紧固孔复合强化工艺研究

余江<sup>1</sup>, 姜银方<sup>1</sup>, 戴亚春<sup>1</sup>, 李路娜<sup>2</sup>

(1. 江苏大学 机械工程学院, 江苏 镇江 212013;

2. 南京机电职业技术学院 机械工程系, 南京 211135)

**摘要:**目的 研究激光喷丸-冷挤压复合强化工艺对 7050 铝合金紧固孔疲劳源、疲劳寿命的影响。方法 利用 ABAQUS 软件进行复合强化工艺的有限元仿真, 并在强化后施加循环载荷获得残余应力数据, 然后在应力水平为 195 MPa、应力比为 0.1 的条件下进行疲劳实验, 并把仿真和疲劳实验的结果与激光喷丸、冷挤压进行对比。结果 复合强化工艺能同时对表面和孔壁进行强化, 复合强化工艺比激光喷丸表面和孔壁的残余压应力大, 循环载荷下两者残余应力的差异减小。冷挤压工艺表面全部是拉应力, 循环载荷下挤出面孔角附近的残余应力由-928 MPa 变为 300 MPa。未处理紧固孔的疲劳源位于孔角处, 激光冲击强化紧固孔的疲劳源位于中间孔壁处, 冷挤压紧固孔的疲劳源位于挤出面孔角附近, 复合强化紧固孔的疲劳源位于中间孔壁处, 复合强化紧固孔的疲劳裂纹扩展区面积最大。未处理、激光喷丸、冷挤压、复合强化的紧固孔的疲劳寿命分别为 65 918、165 117、114494、225 209。结论 与未处理的紧固孔的疲劳寿命相比, 激光喷丸、冷挤压、复合强化的紧固孔的疲劳寿命都有所增加, 复合强化的紧固孔的疲劳寿命最大, 复合强化能够进一步提高紧固孔的疲劳寿命。激光喷丸和复合强化诱导的残余压应力层能够抑制疲劳裂纹萌生于表面, 而冷挤压工艺则不能。

**关键词:** 复合强化; 激光喷丸; 冷挤压; 疲劳源; 疲劳寿命; 残余应力; 紧固孔

**中图分类号:** TG17 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2016)11-0153-06

**DOI:** 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2016.11.024

## Composite Strengthening Process of Aluminum Alloy Fastener Holes

YU Jiang<sup>1</sup>, JIANG Yin-fang<sup>1</sup>, DAI Ya-chun<sup>1</sup>, LI Lu-na<sup>2</sup>

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

2. Department of Mechanical Engineering, Nanjing Institute of Mechatronic Technology, Nanjing 211135, China)

**ABSTRACT:** The work aims to study the effect of laser shock peening-cold extrusion composite strengthening process (LSP-CP) on fatigue initiation and fatigue life of 7050 aluminum alloy fastener holes. The finite element simulation of CP was conducted with the software of ABAQUS and the cyclic load was applied to obtain the data of residual stress after strengthening. Then the fatigue test was performed with stress level of 195 MPa and stress ratio of 0.1. The results of simulation and fati-

收稿日期: 2016-05-02; 修订日期: 2016-09-21

Received: 2016-05-02; Revised: 2016-09-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51075193)

Fund: National Natural Science Foundation of China (51075193)

作者简介: 余江 (1989—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为激光加工技术。

Biography: YU Jiang (1989—), Male, Master, Research focus: laser processing technology.

通讯作者: 姜银方 (1962—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为激光加工技术。

Corresponding author: JIANG Yin-fang (1962—), Male, Doctor, Professor, Research focus: laser processing technology.

gue test were compared with the process of laser shock peening (LSP) and cold extrusion (CP). The surface and hole wall could be reinforced by LSP-CP and the value of residual compressive stress induced by LSP-CP was higher than that of LSP at these locations. The residual stress difference between LSP-CP and LSP reduced under cyclic load. But for CP, the surfaces were tensile stress, and residual stress around the extruded surface hole corner was changed from  $-928$  MPa to  $300$  MPa under cyclic load. In addition, fatigue crack of untreated fastener hole initiated at the hole corner. The fatigue crack of fastener hole reinforced by laser shock initiated at the middle hole wall. The extended area of fatigue crack of fastener hole subject to composition reinforcement was the largest. The fatigue lives of untreated hole, LSP-worked hole, CP-worked hole and LSP-CP-worked hole were 65,918, 165,117, 114,494 and 225,209 respectively. Compared with untreated fastener hole, the fatigue lives of LSP-worked hole, CP-worked hole and LSP-CP-worked hole were increased. LSP-CP-worked hole has the longest fatigue life and can further improve the fatigue life of fastener holes. The residual compressive stress layer induced by LSP and LSP-CP can resist the fatigue crack initiated at the surface, while the CP cannot.

**KEY WORDS:** composite strengthening; laser peening; cold extrusion; fatigue crack initiation; fatigue life; residual stress; fastener hole

紧固孔是典型的应力集中部位,激光喷丸能在表面形成一定深度的残余压应力层,抑制疲劳裂纹萌生于表面,提高紧固孔的疲劳寿命<sup>[1-3]</sup>。刘永寿等研究裂纹形态与疲劳寿命的关系发现,角裂纹疲劳寿命小于中间裂纹<sup>[4-5]</sup>。M. Achintha 等发现激光喷丸残余压应力层的深度是有限的,并不能对整个孔壁进行强化<sup>[4]</sup>。冷挤压技术对钻孔产生的缺陷有闭合、修复作用,可提高紧固孔的疲劳寿命<sup>[5]</sup>,但冷挤压技术不能对紧固孔端面进行强化,裂纹有可能在孔角出现,不能获得理想的强化效果<sup>[6]</sup>。以上研究仅仅是单工艺研究,激光喷丸-冷挤压复合强化工艺鲜有报道,利用激光喷丸、冷挤压技术各自的技术优势,对紧固孔表面和孔壁同时进行强化,起到进一步提高紧固孔疲劳强度的作用。紧固孔激光喷丸-冷挤压复合强化工艺复杂,强化效果影响因素众多,完全采用试验手段费用较高,数值模拟可以用来预测其强化效果。本文以 ABAQUS 软件研究激光喷丸-冷挤压复合强化的残余应力场,并对强化后试样施加循环载荷以获得残余应力数据,然后进行疲劳实验验证,并把仿真和实验的结果与激光喷丸、冷挤压进行对比,分析其对紧固孔疲劳源、疲劳寿命的影响。

## 1 整体方案设计

紧固孔最终直径为  $2.6$  mm, Goran Ivetic 等发现先激光喷丸后开孔比先开孔后激光喷丸的疲劳寿命高<sup>[7]</sup>,本文采用先激光喷丸后开孔,先钻直径

为  $2.2$  mm 的孔。Gaerke 等发现铰孔余量选择  $0.1 \sim 0.2$  mm 较好<sup>[8]</sup>。研究表明,7050-T7451 紧固孔的最佳相对挤压力为  $3\% \sim 5\%$ <sup>[5]</sup>。综合考虑铰孔加工余量、相对挤压力,扩孔工序孔直径选择  $2.4$  mm,然后对直径  $2.4$  mm 的孔进行相对挤压力为  $4\%$  的冷挤压。此外,冷挤压孔内壁产生的微裂纹会削弱疲劳强度<sup>[9-10]</sup>,冷挤压造成孔变形不均匀<sup>[11]</sup>,不规则圆会削弱疲劳强度<sup>[12]</sup>,因此有必要对微裂纹、不规则圆进行修正,采用  $2.6$  mm 铰孔获得最终的紧固孔。

## 2 有限元仿真

### 2.1 有限元模型的建立

有限元仿真的三维模型选用  $28$  mm $\times$  $14$  mm $\times$  $6$  mm 的矩形构件,采用 ABAQUS 中的 C3D8R 六面体单元对模型进行网格划分,孔边网格密度大于试样模型两端和芯棒密度,网格模型如图 1 所示。三种工艺所用的模型一样,只是边界条件设置不同。

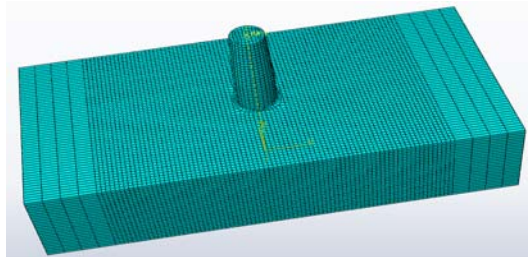


图 1 激光喷丸-冷挤压复合强化三维模型  
Fig.1 3D finite element model of composite strengthening

2.2 激光喷丸-冷挤压复合强化有限元仿真

复合强化工艺分为三步。

第一步激光喷丸。利用 ABAQUS/Explicit 模拟激光喷丸过程，冲击区域为 10 mm×10 mm，光斑直径为 4 mm，搭接率为 50%，峰值压力为 3 GPa。采用 Johnson-Cook 本构方程，7050 铝合金材料参数见表 1 和表 2。芯棒采用弹性模型，弹性模量为 210 GPa，泊松比为 0.3。在图 1 工件左端添加全约束，限制芯棒 6 个自由度，工件与芯棒不发生接触。利用 ABAQUS/Standard 模拟静态回弹获得稳定的残余应力场。

第二步冷挤压。冷挤压的初始应力场为第一步的残余应力场，冷挤压过程分为三步：1) 钻孔，材料参数见表 3，工件左端施加全约束，芯棒赋予解析刚体单元，限制芯棒 6 个自由度，此时工件与芯棒并不接触；2) 修改芯棒的边界条件，让芯棒沿图 2b 中-z 方向移动 0.001 mm，使芯棒与工件平稳地建立接触关系，限制工件挤出面距离孔壁大于或等于 3 mm，所有节点 6 个自由度，芯棒与孔壁接触属性为硬接触，摩擦系数为 0.1；3) 工件边界条件、材料参数不变，修改芯棒边界条件，让芯棒通过整个孔完成冷挤压，边界条件设置参考<sup>[13—14]</sup>。

第三步铰孔。铰孔的初始应力场为第二步的残余应力场，边界条件同第一步，材料参数见表 1 和表 3，利用生死单元技术模拟铰孔。

表 1 7050-T7451 铝合金材料参数  
Tab.1 Materials parameters of 7050-T7451 aluminium alloy

Material	Density/ (kg·m <sup>-3</sup> )	Elasticity modulus/GPa	Possion's rate	Yield stress/MPa
7050-T7451	2830	69	0.33	441

表 2 7050-T7451 Johnson-Cook 模型参数  
Tab.2 Johnson-Cook model parameter of 7050-T7451

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

表 3 7050-T7451 铝合金材料参数  
Tab.3 Materials parameters of 7050-T7451 aluminium alloy

Strain	Stress/MPa
0	441
0.002	463
0.09	520

图 2a 是激光喷丸强化紧固孔的残余应力分布云图，表面距离孔壁 0~4.5 mm 范围内是残余压应

力，其余是残余拉应力，两端孔角处残余压应力最大，残余压应力最大值为-502 MPa。距离表面 0~2 mm 范围内是残余压应力，中间孔壁是残余拉应力，残余拉应力最大值为 147 MPa，激光喷丸残余压应力层深度是有限的，并不能对整个孔壁进行强化。图 2b 是冷挤压强化紧固孔的残余应力分布云图，沿着 z 轴 5.5~6.0 mm 范围内是残余拉应力，残余拉应力最大值为 261 MPa，0~5.5 mm 范围内是残余压力，z=0 附近的残余压应力最大为-928 MPa，孔壁形成一定深度的残余压应力层。冷挤压工艺虽能对孔壁进行强化，残余压应力最大值高达-928 MPa，但不能对挤入面表面强化，图 2c 是复合强化紧固孔的残余应力分布云图，表面距离孔壁约 5.0 mm 是残余压应力，其余是残余拉应力，挤入面孔角处残余压应力最大，残余压应力最大值为-544 MPa，挤出面孔边附近是残余压应力比挤入面偏小，中间孔壁处残余拉应力最大，最大值为 62 MPa。复合强化能够对紧固孔表面和孔壁同时强化，孔角处残余压应力最大值大于激光喷丸，中间孔壁处的残余拉应力最大值小于激光喷丸。

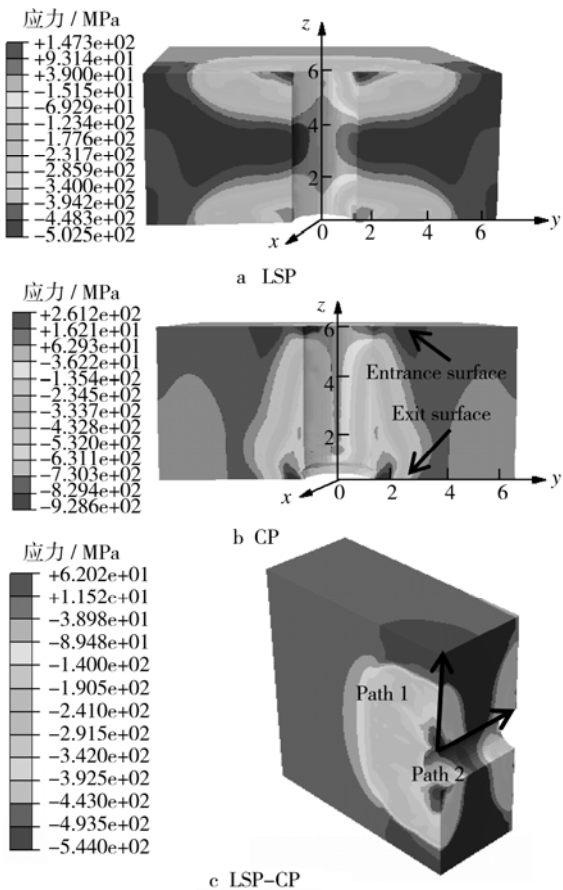


图 2 不同强化工艺下残余应力分布  
Fig.2 Residual stress distribution of different strengthening methods

## 2.3 循环载荷有限元仿真

设置循环载荷分析步骤 Direct cyclic, 初始应力场分别为激光喷丸、冷挤压、激光喷丸-冷挤压后的残余应力场, 限制芯棒 6 个自由度, 工件与芯棒不接触, 工件左端施加全约束, 工件右端施加拉-拉循环载荷, 应力比为 0.1, 最大拉应力为 195 MPa, 频率为 40 Hz。幅值曲线用傅里叶基数表示:

$$a=0.55+0.45\sin(80\pi t) \quad (1)$$

图 3a 是激光喷丸强化后循环载荷下紧固孔的残余应力分布云图, 只在表面一定范围内存在残余压应力, 残余压应力层深度减小, 两端孔角处的残余压应力最大, 残余压应力最大值为 -275 MPa, 中间孔壁位置的残余拉应力最大, 残余拉应力最大值为 432 MPa。图 3b 是冷挤压强化后循环载荷下紧固孔的残余应力分布云图, 表面全部是残余拉应

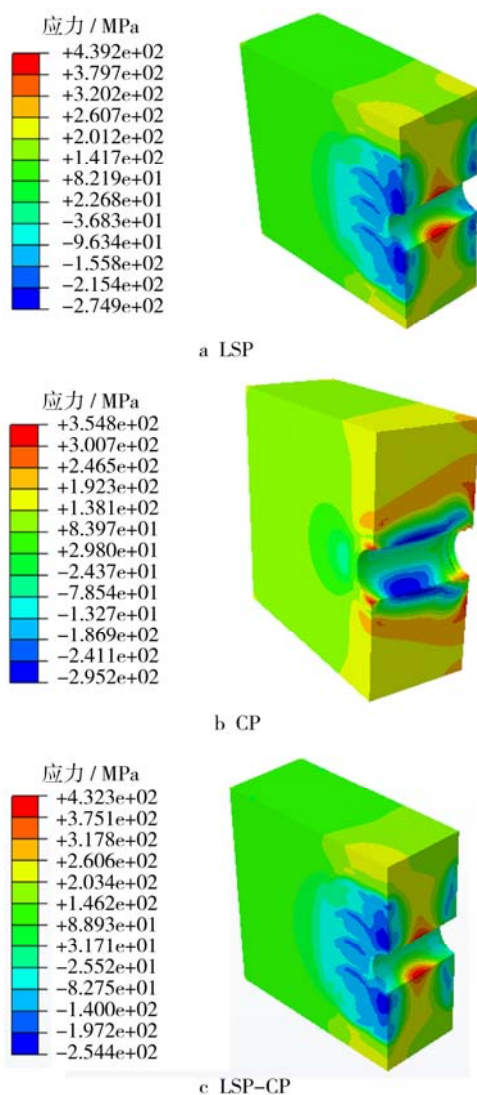


图 3 不同强化工艺循环载荷下残余应力分布

Fig.3 Residual stress distribution under cyclic load after different strengthening methods

力, 孔角附近残余拉应力最大, 残余拉应力最大值为 355 MPa, 中间孔壁仍然存在一定深度的残余压应力层, 挤出面附近残余应力由 -928 MPa 变为 355 MPa。图 3c 是复合强化后循环载荷下紧固孔的残余应力分布云图, 只在表面一定范围内存在残余压应力, 残余压应力层深度减小, 两端孔角处残余压应力最大, 残余压应力最大值为 -254 MPa, 中间孔壁位置残余拉应力最大, 残余拉应力最大值为 432 MPa, 中间孔壁残余拉应力区小于激光喷丸。

## 3 结果分析

### 3.1 不同工艺残余应力对比分析

紧固孔强化后在孔边产生径向、切向以及板厚三个方向的残余应力, 而对受交变载荷作用下的零件疲劳寿命影响最大的是切向残余应力  $\sigma_\theta$ <sup>[15]</sup>, 因此本文主要关注孔切向残余应力分布规律, 并取模型最小截面进行研究。S11 方向的残余应力即最小截面处的切向残余应力  $\sigma_\theta$ 。图 2c 显示了提取数据路径 (表面路径 path 1、孔壁路径 path 2)。图 4a

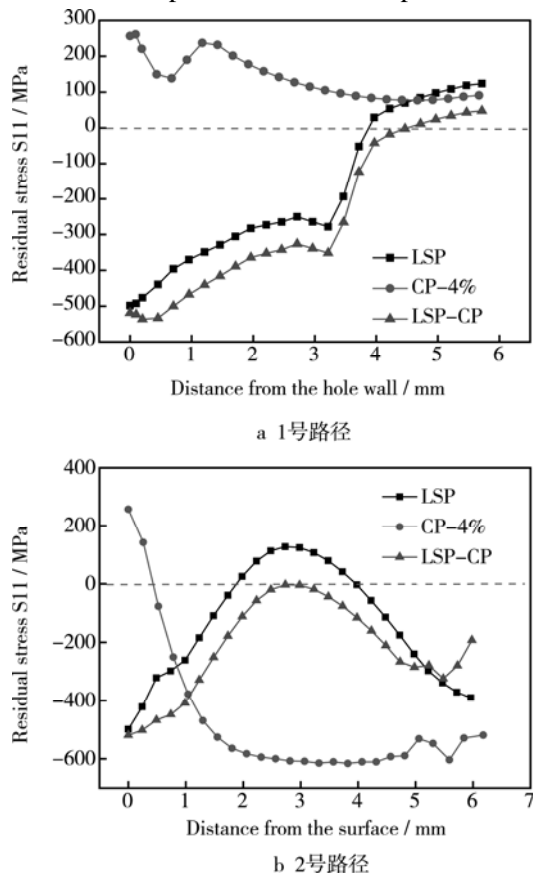


图 4 不同工艺残余应力对比

Fig.4 Residual stress comparison of different strengthening methods: a) path one; b) path two



显示了不同强化工艺紧固孔的表面路径的残余应力,复合强化能对挤入面表明强化,残余压应力数值、残余压应力范围比激光喷丸要大,而冷挤压工艺挤入面表面全部为拉应力。图 4b 显示了不同强化工艺紧固孔的孔壁路径的残余应力,复合强化孔壁全部为残余压应力,残余压应力比激光喷丸要大,激光喷丸中间孔壁处仍有一段拉应力,两者基本趋势相同。虽然冷挤压工艺孔壁最大压应力较高,但是挤入面孔角附近有高数值的拉应力。

3.2 循环载荷下残余应力对比

图 5a 显示了循环载荷下不同强化工艺紧固孔的表面路径的残余应力,冷挤压紧固孔表面全部是残余拉应力,孔角处应力水平最高,残余应力发生释放。复合强化和激光喷丸仍然存在一定深度的残余压应力层,残余压应力层深度较小,复合强化孔角附近残余压应力略小于激光喷丸,其他部位的表面残余应力的差异减小。图 5b 显示了循环载荷下不同强化工艺紧固孔的孔壁路径的残余应力,冷挤压紧固孔两端孔角处是残余拉应力,孔壁中间位置

是残余压应力,挤出面孔角附近的残余应力由-928 MPa 变为 300 MPa。复合强化、激光喷丸紧固孔两端孔角处是残余压应力,孔壁中间位置是高数值的残余拉应力,复合强化、激光喷丸和冷挤压工艺孔壁残余应力曲线相对于零水平线对称。

4 实验验证及分析

为了验证复合强化的强化效果,分别对 7050-T7451 铝合金紧固孔进行激光喷丸、冷挤压(相对挤压力 4%)、激光喷丸-冷挤压的强化实验,并分别对强化后的紧固孔进行铰孔,然后在应力水平为 195 MPa、 $R=0.1$ 、频率 40 Hz、正弦加载曲线的条件下进行拉-拉疲劳实验。疲劳实验结果如表 4 所示,断口形貌如图 6 所示。未处理紧固孔的疲劳

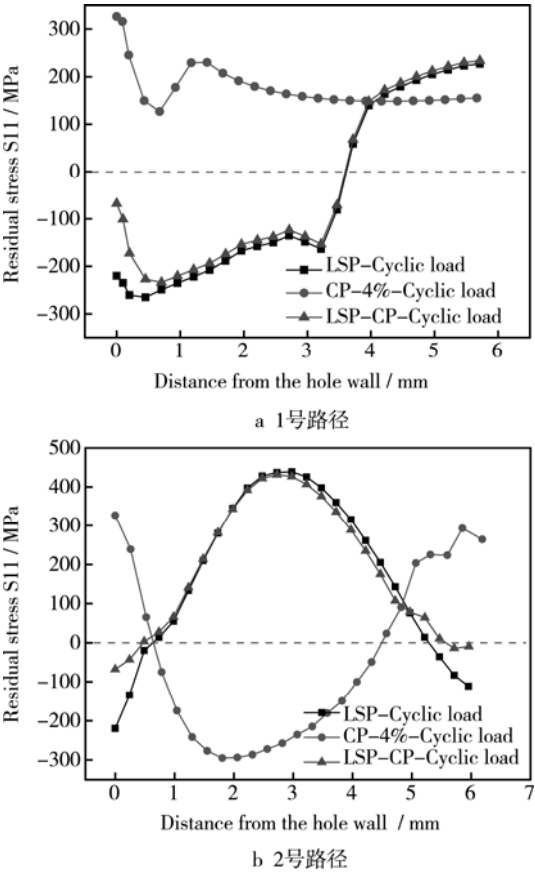


图 5 循环载荷下不同工艺残余应力对比  
Fig.5 Residual stress comparison of different strengthening methods under cyclic load: a) path one; b) path two

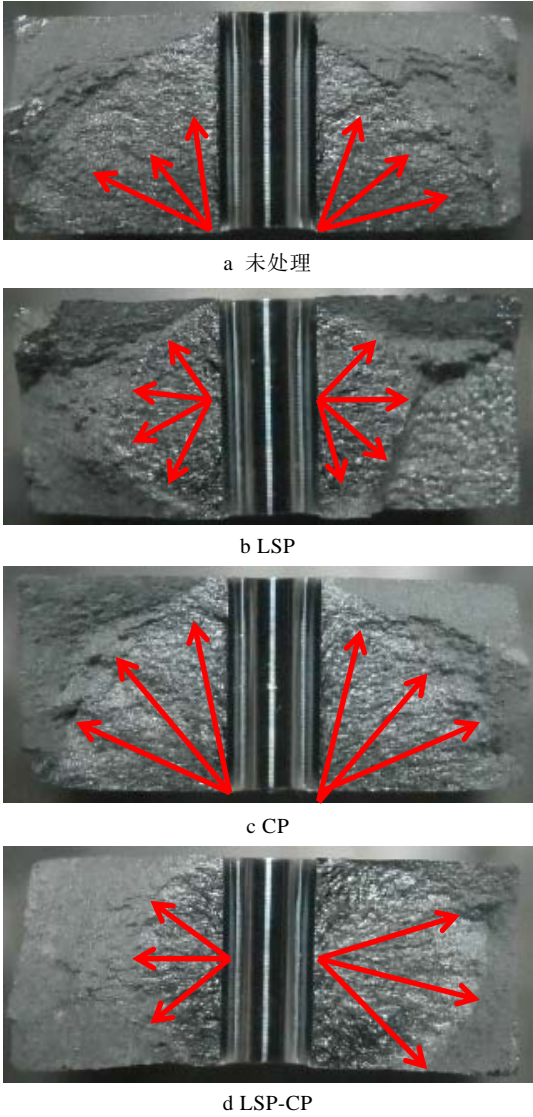


图 6 不同强化工艺的疲劳断口  
Fig.6 Fatigue fracture morphology of specimen of different strengthening methods

源位于孔角处,这是因为孔角处应力集中最严重,材料表面缺陷多、约束少,裂纹更容易从此处萌生。激光喷丸强化紧固孔的疲劳源位于中间孔壁处,激光喷丸诱导的残余压应力改善了孔角处的应力集中,抑制疲劳裂纹萌生于表面。冷挤压紧固孔的疲劳源位于挤出面孔角附近,冷挤压工艺并不能强化表面,只能强化孔壁,没有改善孔角的应力集中现象,挤出面孔角处材料发生堆积缺陷较多。复合强化紧固孔的疲劳源位于中间孔壁处,复合强化工艺能同时强化表面和孔壁,应力水平较单工艺低,能进一步提高紧固孔的疲劳寿命。复合强化裂纹扩展区面积最大,复合强化比单工艺紧固孔的疲劳寿命高。

表 4 不同强化工艺的疲劳寿命  
Tab.4 Fatigue life of specimen of different strengthening methods

Method	Fatigue life ( cycles )
Untreated	65 918
LSP	165 117
CP	114 494
LSP-CP	225 209

## 5 结语

1) 激光喷丸强化工艺能对孔角附近的表面和孔壁进行强化,中间孔壁是残余拉应力,中间孔壁是疲劳源,循环载荷前后的残余应力分布规律不变,残余压应力层深度减小,激光喷丸能够抑制疲劳裂纹萌生于表面。

2) 冷挤压工艺能对挤出面孔角和孔壁进行强化,挤入面孔角附近全是拉应力,循环载荷下挤出面附近高数值的残余压应力转变为拉应力,冷挤压工艺与复合强化、激光喷丸孔壁残余应力曲线相对于零水平线对称,挤出面孔角应力水平较高、材料发生堆积缺陷较多,挤出面孔角是疲劳源。

3) 复合强化工艺能同时对表面和孔壁进行强化,残余压应力高于激光喷丸工艺,中间孔壁是疲劳源。

4) 三种工艺的紧固孔的疲劳寿命较未处理试样都有所增加,复合强化工艺的紧固孔的疲劳寿命最大,激光喷丸次之,冷挤压最小。

## 参考文献:

[1] ZHANG Xing-quan, CHEN Liu-san, YU Xiao-liu, et al.

Effect of Laser Shock Processing on Fatigue Life of Fastener Hole[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2014, 24: 969—974.

- [2] REN Xu-dong, ZHAN Qiu-bo. The Effects of Residual Stress on Fatigue Behavior and Crack Propagation from Laser Shock Processing-worked Hole[J]. Materials & Design, 2013, 44: 149—154.
- [3] REN Xu-dong, ZHANG Yong-kang, ZHOU Jian-zhong, et al. Influence of Compressive Stress on Stress Intensity Factor of Hole-edge Crack by High Strain Rate Laser Shock Processing[J]. Materials and Design, 2009, 30: 3512—3517.
- [4] ACHINTHA M, NOWELL D, FUFARI D, et al. Fatigue Behaviour of Geometric Features Subjected to Laser Shock Peening: Experiments and Modelling[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 62: 171—179.
- [5] PASTA S. Fatigue Crack Propagation from a Cold-worked Hole[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74: 1525—1538.
- [6] LIU J, SHAO X J, LIU Y S, et al. Effect of Cold Expansion on Fatigue Performance of Open Holes[J]. Materials Science and Engineering, 2008, 477: 271—276.
- [7] CHAKHERLOU T N, AGHDAM A B, AKBARI A, et al. Analysis of Cold Expanded Fastener Holes Subjected to Short Time Creep: Finite Element Modelling and Fatigue Tests[J]. Materials and Design, 2010, 31: 2858—2866.
- [8] GAERKE J, ZHANG X, WANG Z. Life Enhancement of Fatigue Aged Fastener Holes Using Cold Expansion Process[J]. Journal of Aerospace Engineering, Proc Instn Mech Engrs, Part G, 2000, 214: 281—293.
- [9] PASTA S. Fatigue Crack Propagation from a Cold-worked Hole[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74: 1525—1538.
- [10] LEON A. Benefits of Split Mandrel Cold Working[J]. Elsevier Science Ltd, 1998, 20: 1—8.
- [11] SU M, AMROUCHE A, MESMACQUE G, et al. Numerical Study of Double Cold Expansion of the Hole at Crack Tip and the Influence on the Residual Stresses Field[J]. Computational Materials Science, 2008, 4: 350—355.
- [12] LIU J, SHAO X J, LIU X J, et al. The Effect of Holes Quality on Fatigue Life of Open Hole[J]. Materials Science and Engineering, 2007, 467: 8—14.
- [13] CHAKHERLOU T N, TAGHIZADEH H, AGHDAM A B. Experimental and Numerical Comparison of Cold Expansion and Interference Fit Methods in Improving Fatigue Life of Holed Plate in Double Shear Lap Joints[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29: 351—362.
- [14] MAXIMOV J T, DUNCHEVA G V, AMUDJEV I M. A Novel Method and Tool Which Enhance the Fatigue Life of Structural Components with Fastener Holes[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 31: 132—143.
- [15] MATOS P F P, MCEVILY A J, MOREIRA P, et al. Analysis of the Effect of Cold-working of Rivet Holes on the Fatigue Life of an Aluminum Alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29 (3): 575—586.