

超声冲击强化铝合金小孔构件的试验研究

耿其东^{1,2}, 汪炜¹

(1.南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016;
2.盐城工学院 机械优集学院, 江苏 盐城 224051)

摘要: **目的** 提升铝合金小孔构件的疲劳寿命, 改善表面性能。**方法** 采用超声冲击强化工艺对铝合金小孔构件进行试验研究, 利用 MHV2000 显微硬度测量仪、XRD 射线应力测定仪、疲劳试验机分别测量试件的显微硬度、残余应力、疲劳寿命。利用扫描电镜拍摄试件强化加工前后的显微照片。针对不同阻抗阈值条件, 考察主要工艺参数对小孔构件强化效果的影响。**结果** 研究表明, 采用基于等效阻抗控制的超声冲击强化工艺, 阻抗阈值设定为 75Ω 时, 孔边的平均残余应力值出现极大值, 距离孔壁的残余应力分布呈现先增大后减小的规律。孔壁的显微硬度趋势保持一致, 阻抗阈值越大时, 其平均值也越大。微观组织反映孔被强化后的痕迹, 被强化试件疲劳断口齐整, 组织均匀, 有明显被压实现象。**结论** 超声冲击强化工艺适合小孔构件强化, 疲劳寿命最大提高 3.1 倍, 孔口表面形成了有效的残余压应力场, 孔内表面显微硬度提高了 1 倍。

关键词: 孔强化; 铝合金; 残余应力; 显微硬度; 疲劳寿命

中图分类号: TG174.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2019)04-0189-07

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2019.04.027

Experimental Study of Aluminium Alloy Hole Test Specimen Reinforced by Ultrasonic Impact

GENG Qi-dong^{1,2}, WANG Wei¹

(1.College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2.School of Mechanical Engineering and USG College, Yancheng Institute of Technology, Yancheng 224051, China)

ABSTRACT: The work aims to improve the fatigue life and the surface performance of aluminium alloy hole test specimen. Ultrasonic impact strengthening technology was adopted to study the aluminium alloy hole test specimen through experiment and MHV2000 microhardness tester, X ray stress tester and fatigue testing machine were used to measure the microhardness, residual stress and fatigue life of the specimen. Then, SEM was applied to take the microphotos of specimen before and after the reinforcement. According to different impedance thresholds, the strengthened effects on the hole specimens by main parameters were studied. Through the experiment, the ultrasonic shock processing based on the equivalent impedance control was adopted. If the impedance threshold was 75Ω , the average residual stress of the hole was maximum and the distribution of residual stress from the distance of hole increased first and then decreased. The trend of microhardness of hole wall was consistent and the average increased as the impedance threshold grew. The reinforced trace was obvious through microstructure and the fatigue fracture of strengthened specimen was neat and uniform with obvious trace of compression. Ultrasonic impact strength-

收稿日期: 2018-09-11; 修订日期: 2018-11-24

Received: 2018-09-11; Revised: 2018-11-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51805466)

Fund: National Natural Science Foundation of China (51805466)

作者简介: 耿其东 (1979—), 男, 硕士, 讲师, 主要研究方向为超精密加工。邮箱: kengqidong@163.com

Biography: GENG Qi-dong (1979—), Male, Master, Lecturer, Research focus: ultra-precision machining. E-mail: kengqidong@163.com

ening technology is suitable for small hole component and can improve the fatigue life by 3.1 times. The effective residual compressive stress field can be obtained on the hole surface and the surface microhardness inside the hole doubles.

KEY WORDS: hole reinforce; aluminium alloy; residual stress; microhardness; fatigue life

7075-T651 铝合金具有强度、刚度、耐腐蚀性好等优点,已广泛应用于航空、航天、汽车、兵器等行业。该材料常用于制作飞机结构件及其他强度要求高的高应力结构件^[1-3]。考虑减重、安全及便于拆卸、传递大载荷,飞机结构件之间常采用机械联接。由于机械联接的形式以孔为主,而孔口会造成局部应力显著增大,当构件承受循环载荷时,容易产生疲劳失效,导致疲劳强度不足。因此,应力集中易损伤的孔成为飞机的主要疲劳破坏形式,研究机体结构的每个紧固孔成为学者关注的焦点^[4]。

孔的强化一直以冷挤压为主,其中带开缝衬套的孔强化技术较为成熟,其原理是通过挤压的方式使孔周边产生一定范围的压应力区。形成有利的残余应力分布,在外载荷的作用下,降低平均应力和应力幅值,改善孔边应力集中现象,从而提高机体结构关键疲劳区的疲劳寿命。国外对孔强化工艺及理论进行了相关研究,通过模拟研究建立了孔强化应力-应变关系^[5-6]。国内研究人员对铝合金及钛合金等孔进行挤压强化工艺试验,研究了挤压强化对孔的疲劳寿命的影响^[7-9]。由于计算机技术的迅猛发展,国内学者利用有限元软件模拟分析了孔挤压后残余应力场,预测了分布

规律^[10-12]。

虽然孔的冷挤压工艺在一定程度上提高了结构件紧固孔的疲劳寿命,但其工艺复杂,同时也不能保证孔强化后硬化层的一致性。对于较小尺寸的紧固孔,冷挤压与干涉配合实施困难,而且强化效果也不理想^[13]。基于恒流源的超声冲击强化技术,以等效阻抗控制策略为自动进给方式,对于强化具有一定的可控性,同时也适合小孔的强化。本文以 7075-T651 铝合金经机械加工成的小孔试样,对小孔进行超声冲击强化,研究了不同工艺条件对试样疲劳寿命的影响规律,通过对断口、孔壁表面粗糙度、孔边残余应力和孔边微观组织的表征,分析了孔超声冲击强化的延寿机制。

1 材料及方法

1.1 试验材料

试验材料为 7075 铝合金,热处理状态为 T651,其化学成分理论值及实测值如表 1 所示。其机械性能如表 2 所示。试样形状为中心带孔的平板,其外形尺寸如图 1 所示。孔径为 $\phi 8.5$ mm,初孔公差为 0~0.03 mm。

表 1 7075-T651 铝合金的化学成分
Tab.1 Chemical composition of 7075-T651 aluminium alloy

	Mn	Mg	Cr	Fe	Si	Ti	Cu	Zn	Al
Theoretical value	1.8~2.3	4.5~5.6	0.1~0.28	0.5	0.4	0.2	1.2~2.0	5.1~6.1	Bal.
Measured value	0.09	2.67	0.22	0.14	0.06	0.03	1.54	5.8	Bal.

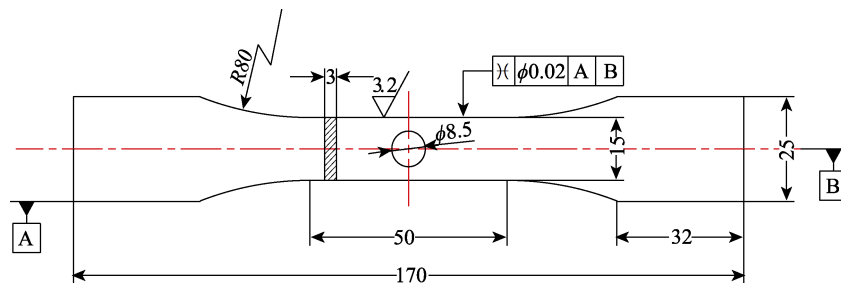


图 1 中心带孔的疲劳试样尺寸
Fig.1 Geometry of the fatigue specimen with a central hole

表 2 7075-T651 铝合金的机械性能参数
Tab.2 Mechanical properties of 7075-T651 aluminium alloy

R_m /MPa	$R_{p0.2}$ /MPa	A_{50} /mm
608~613	536~541	12~13

1.2 试验方法

超声冲击强化是一种新型的表面形变强化方法,其工作原理是超声波高频振动驱动工具头高速冲击金属材料表面,使表层发生塑性变形的过程。在金属

表层形成残余应力场,以改善材料性能。小孔强化加工原理如图 2 所示。工具头为圆锥形状,底端小、上端大。在冲击强化过程中,被加工工件安装在回转工作台上,通过回转运动保证孔与圆锥工具头均匀接触。圆锥工具头的进给运动由机床及电源系统保证,采用基于等效阻抗控制的进给系统^[14]。该控制方式原理为:通过电源系统采集换能器两端电压电流值,计算实时阻抗值并与设定阻抗阈值比较,根据比较结果电源系统实时向机床控制系统发送前进或者后退指令,从而保证系统正常工作。以电源输出电流、阻抗阈值及回转速度等工艺参数,对带孔的疲劳试件进行了超声冲击强化,通过残余应力、表面粗糙度及显微形貌评价主要工艺参数的影响。

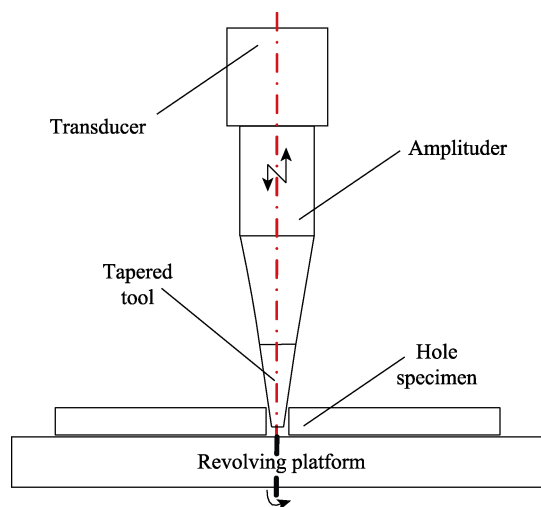


图 2 小孔强化加工原理图
Fig.2 Principle diagram of hole strengthening process

超声冲击强化小孔试验条件如表 3 所示,保持电流输出 250 mA,回转台转速 70 r/min,每次加工 30 min。由于空载时,振动系统的阻抗为 65 Ω,设定阻抗阈值应大于此值,根据加工经验分别取 70、75、80 Ω。为了便于后期测试需要,将试件分为 4 组,每组试件个数为 3 件,分别编号 ABC。第一组为原始试件,编号为 (0-A、0-B、0-C);第二组为阻抗阈值 70 Ω,编号为 (70-A、70-B、70-C);第三组为阻抗阈值 75 Ω,编号为 (75-A、75-B、75-C);第四组为阻抗阈值 80 Ω,编号为 (80-A、80-B、80-C)。

表 3 超声冲击强化孔试验条件
Tab.3 Experimental parameters of ultrasonic strengthening of hole

Parameter	Value
Working frequency	28 kHz
Tool shape	Cone
Time	30 min
Rotary table speed	70 rad/min
Current amplitude	250 mA
Impedance no load	65 Ω
Impedance threshold	70, 75, 80 Ω

轴向应力疲劳试验在 MTS810 疲劳试验机上进行,试验温度为 25 ℃,应力水平为 250 MPa,应力比为 0.1,频率为 8 Hz,载荷为 7.5 kN。试样在试验机上循环加载直至断裂,记录加载次数。利用线切割将疲劳断口完整切下,浸于酒精中并用超声波清洗 30 min,而后在 JSM-6510 型扫描电子显微镜下进行断口形貌观察和分析,并用扫描电镜自带的 Inca Energy350 能谱仪作 EDS 分析。

残余应力测试的原理基于 X 射线衍射理论。当材料中有应力 σ 存在时,其晶面间距 d 必然随晶面与应力相对取向的不同而有所变化,按照布拉格定律,衍射角 2θ 也会相应改变^[15]。因此可以通过测量衍射角 2θ 随晶面取向不同而发生的变化来求得应力 σ ,其测试原理如图 3 所示。对于各向同性的多晶材料,在平面应力状况下,依据布拉格定律和弹性理论可以导出,应力值 σ 正比于 2θ 随 $\sin^2\psi$ 变化的斜率 M ,即:

$$\sigma = K \cdot M \tag{1}$$

式中, $M = \frac{\partial 2\theta}{\partial \sin^2 \psi}$; K 为应力常数, $K = \frac{E}{2(1 + \mu)}$.

$\text{ctg} \theta_0 \cdot \frac{\pi}{180}$; ψ 为材料断面收缩率; E 为杨氏模量; μ 为泊松比; θ_0 为无应力状态下的布拉格角。

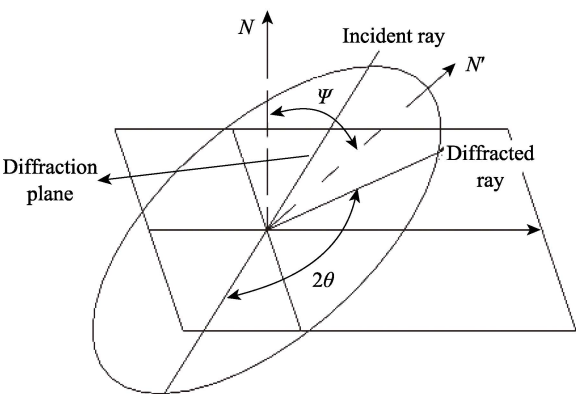


图 3 残余应力测试原理图
Fig.3 Principle diagram of residual stress test

采用 RIGKUD/MAX2500V/PCX 射线衍射仪测量残余应力,测试条件为: $\text{CuK}\alpha$ 靶材,交相关定峰法,按图 4 所示方向测量残余应力值。沿孔径方向间隔 10 μm 连续测量 5 个点应力值,沿孔周方向均匀测量 8 个点残余应力,最后统计测量结果。

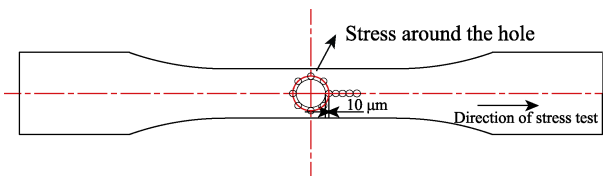


图 4 残余应力测试点示意图
Fig.4 Diagram of test points of residual stress

2 试验结果及分析

2.1 阻抗阈值对孔边残余应力的影响

在消除外力或不均匀的温度场等作用后,仍留在零件材料内部的应力称为残余应力。零件在使用不当,残余应力往往会引起材料变形或开裂,因此残余应力一般是有害的。残余应力分为拉应力和压应力,压应力在宏观上表现为疲劳寿命延长、疲劳强度增加,而拉应力作用相反。对于小孔构件而言,通过对孔壁进行强化,使孔周边获得残余压应力,从而提高零件的疲劳寿命。不同阻抗阈值下,被加工试件的残余应力测量结果如图5和图6所示。

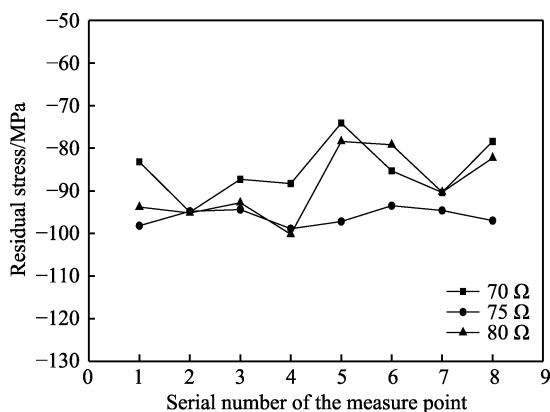


图5 孔壁残余应力分布

Fig.5 Residual stress distribution on the hole wall

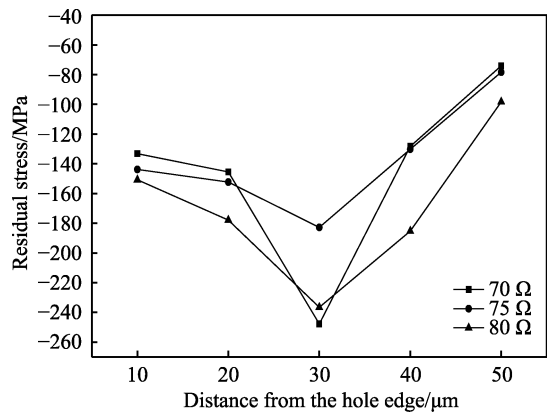


图6 孔径方向残余应力分布

Fig.6 Residual stress distribution along the hole aperture

从图5结果来看,小孔试样经过超声冲击强化后,孔壁获得了一定的残余压应力。当阻抗阈值设定为75 Ω时,孔边的残余应力平均值较大。由于存在制造误差及材料本身缺陷等原因,虽然采用了工件旋转的方式,但是孔壁的残余应力值也不能达到完全一致。对不同阻抗阈值下孔径方向残余应力进行了测量,其结果如图6所示。测量结果表明残余应力为压应力,呈现先增大后减小的趋势,这也说明了孔强化层具有一定的厚度。残余应力最大值都出现在离孔壁30 μm处。阻抗阈值设定为70 Ω时,残余压应力值

达到最大。阻抗阈值设定为75 Ω时,残余压应力值较小,但总体趋势一致。

2.2 阻抗阈值对孔壁显微硬度的影响

显微硬度反映被测物体抵抗另一硬物体的压入的能力,也可反映表面强化的效果。超声冲击强化过程中,孔内壁受到工具头的高频撞击,表层组织晶粒产生塑性变形,随着冲击次数增加,表层出现了加工硬化。为了检验超声冲击强化的效果,使用MHV2000显微硬度计测量孔表面的显微硬度,施加载荷为0.98 N,保持时间10 s。孔内表面加工前的显微硬度平均值为105.3 HV_{0.1};经过强化后,沿厚度方向,对孔内表面进行显微硬度测量,每个点测量3次,然后对测量数值取平均值,其测量结果如图7所示。从图7中可以看出,孔壁的显微硬度相比初始值得到了提高,最大增加一倍;显微硬度值随孔深方向减小,在不同阻抗阈值下,该趋势保持一致。在阻抗阈值设定较大时,显微硬度值整体较大;阻抗阈值设定较小,显微硬度值整体较小。

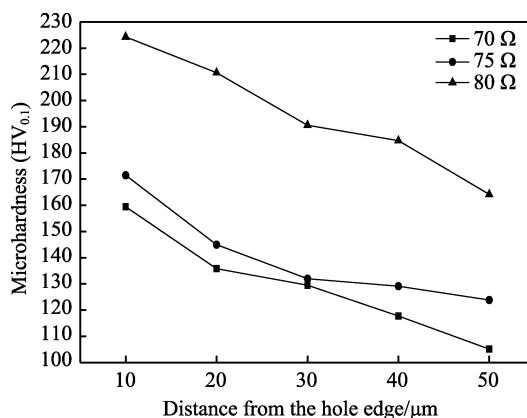


图7 不同阻抗阈值下显微硬度的分布

Fig.7 Microhardness distribution under different impedance thresholds

2.3 阻抗阈值对疲劳寿命的影响

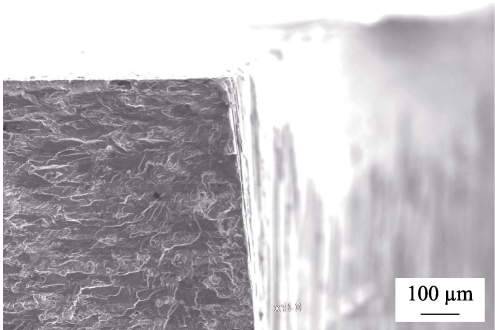
疲劳寿命反映了材料在循环载荷作用下所能承受的循环次数,通过对材料表面进行强化可以提高疲劳寿命。在试验过程中,阻抗阈值是一个关键因素。阻抗阈值大小影响振动系统的正常工作,并且对强化效果也有一定的影响。通过设定不同的阻抗阈值,对被加工试件进行疲劳试验,分析两者关系。疲劳试验的结果表4所示,结果表明超声冲击强化提升了疲劳寿命。不同的阻抗阈值对疲劳寿命的影响不一样,阻抗阈值越大,材料的疲劳寿命增大。阻抗阈值设定在70 Ω时,所加工试件的平均寿命次数4111,是未强化试件的1.5倍;阻抗阈值设定在75 Ω时,所加工试件的平均寿命次数6957,是未强化试件的2.5倍;阻抗阈值设定在80 Ω时,所加工试件的平均寿命次数8797,是未强化试件的3.1倍。

表 4 不同阻抗阈值下疲劳寿命对比
Tab.4 Comparison of the fatigue life under different impedance thresholds

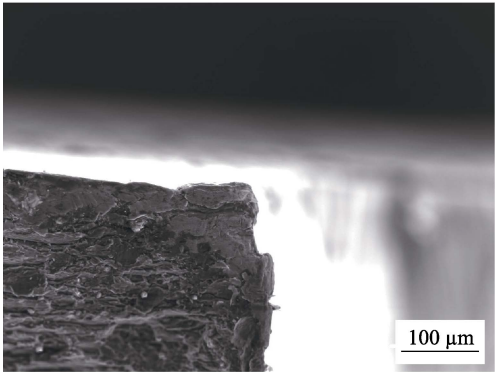
Imped- ance threshold/ Ω	Num- ber	Fatigue life ($N \cdot \text{cycle}^{-1}$)	Average fatigue life ($N \cdot \text{cycle}^{-1}$)	$N_s(\text{strengthened})/$ $N_u(\text{unstrengthened})$
No impacted	0-A	2212	2808	1
	0-B	3447		
	0-C	2764		
70	70-A	5150	4111	1.5
	70-B	3558		
	70-C	3624		
75	75-A	6088	6957	2.5
	75-B	6340		
	75-C	8444		
80	80-A	7900	8797	3.1
	80-B	7816		
	80-C	10674		

2.4 微观组织分析

断口形貌能够直观反映冲击的强化效果，图 8a 为原始试样进行疲劳试验后的断口形貌图，图 8b 为强化后试样的断口形貌。试验结果表明，原始试样和强化试样的断口均位于中心孔，裂纹的方向与主应力方向基本垂直。



a 原始试样

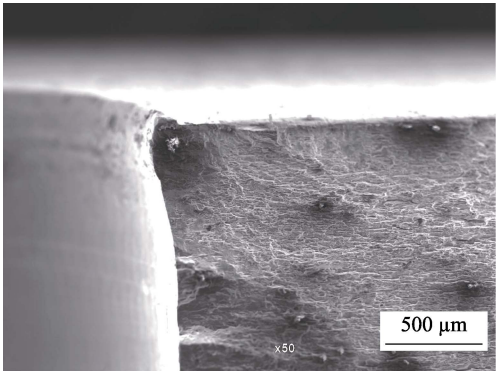


b 强化试样

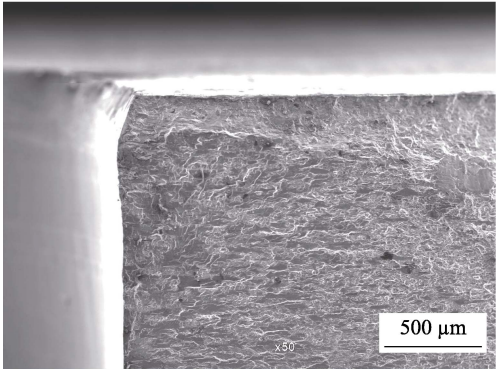
图 8 小孔构件断口显微照片

Fig.8 SEM of the hole component fracture:
a) unstrengthened sample; b) strengthened sample

疲劳断口一般分为三个区域：萌生区、扩展区、瞬时断裂区。图 9a 显示未强化试样的疲劳裂纹位于材料表面并源于孔壁表面尖角处，黄色圆圈代表疲劳源位置，延伸区域是裂纹扩展区，凹凸不平区域为瞬断区。经过超声冲击强化后，疲劳裂纹源向孔壁内表面下移，见图 9b。裂纹的萌生位置与材料中尖端晶粒滑移方向有关，孔壁组织被超声冲击后发生细化，阻碍了裂纹产生。在交变载荷的作用下，滑移线向孔内壁延伸。此外，由图 9b 可以看出，强化后，试样断裂纹理较密，孔壁处组织致密。



a 原始试样



b 强化试样

图 9 小孔构件断口裂纹照片

Fig.9 SEM microstructure of the hole component fracture
crack: a) unstrengthened sample; b) strengthened sample

从图 10a 可以看出，未强化试样断口不齐整，裂纹始于孔边，由此向中心扩展，同时发现材料本身缺陷较明显。经过超声冲击强化的小孔试样裂纹源位于孔壁中心，由此处向上下表面扩展，断口齐整，纹理清晰。不同阻抗阈值下，小孔试样疲劳试验断裂的断口形貌如图 10b、c、d 所示。当阻抗阈值设定在 70 Ω 时，孔壁被强化位置较浅；当阻抗阈值设定在 80 Ω 时，孔壁被强化位置较深；当阻抗阈值设定在 75 Ω 时，孔壁被强化位置介于两者之间。从断口平整性来看，阻抗阈值设定越大，其断口越平整。

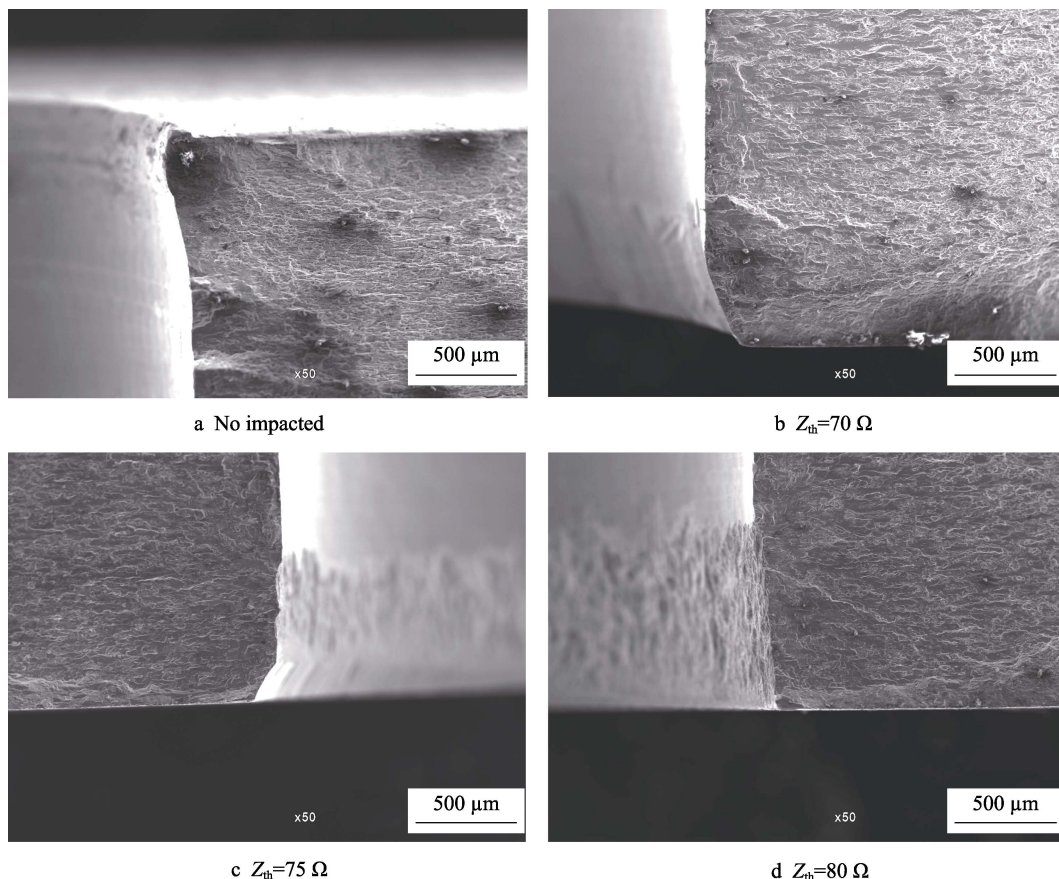


图 10 不同阻抗阈值下小孔试样的断口形貌

Fig.10 SEM microstructure of the hole fracture under different impedance thresholds

3 结论

1) 超声冲击强化可以大幅提高 7075-T651 铝合金疲劳寿命, 输出电流为 250 mA, 阻抗阈值取 80 Ω 时, 强化后小孔构件的疲劳寿命提高了 3.1 倍。

2) 超声冲击强化在孔壁表层形成了高密度位错, 形成了有效的强化层, 改善了残余压应力分布, 增加了表面显微硬度, 阻止了疲劳裂纹的扩展。

3) 适当提高阻抗阈值, 可以获得较好的强化效果。

参考文献:

- [1] 贺幼生. 7075 铝合金的搅拌摩擦焊组织性能研究[J]. 株洲工学院学报, 2006, 20(2): 56-58.
HE You-sheng. A study on friction-stir welds of thick 7075 aluminum plate[J]. Journal of ZhuZhou Institute of Technology, 2006, 20(2): 56-58.
- [2] XUE Y, MCDOWELL D L, HORSTEMEYER M F, et al. Microstructure-based multistage fatigue modeling of aluminum alloy 7075-t651[J]. Engineering fracture mechanics, 2007, 74(17): 2810-2823.
- [3] CAMPBELL C E, BENDERSKY L A, BOETTINGER W J, et al. Microstructural characterization of al-7075-t651 chips and workpieces produced by high-speed machining[J]. Materials science and engineering A, 2006, 430(1): 15-26.
- [4] 张全纯. 先进飞机机械连接技术[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2000.
ZHANG Quan-chun. Advanced aircraft mechanical joint technology[M]. Beijing: Publishing House of Ordnance Industry, 2000.
- [5] ZHANG Y, FITZPATRICK M E, EDWARDS L. Analysis of the residual stress around a cold-expanded fastener hole in a finite plate[J]. Strain, 2005, 41(2): 59-70.
- [6] NADAI A. Theory of the expanding of boiler and condenser tube joints through rolling[J]. Trans. ASME, 1943, 65: 865-880.
- [7] 艾莹珺, 王欣, 宋颖刚, 等. 挤压强化对 TC17 钛合金孔结构疲劳寿命的影响[J]. 航空材料学报, 2017, 37(6): 82-87.
AI Ying-jun, WANG Xin, SONG Ying-gang, et al. Effect of cold expansion on fatigue life of hole structure of TC17 titanium alloy[J]. Journal of aeronautical materials, 2017, 37(6): 82-87.
- [8] 伊琳娜, 汝继刚, 黄敏, 等. 孔挤压强化对 2124 铝合金疲劳寿命及微观组织的影响[J]. 航空材料学报, 2016, 36(5): 31-37.
YI Lin-na, RU Ji-gang, HUANG Min, et al. Influence of hole cold expansion on microstructure and fatigue life of 2124 aluminum alloy[J]. Journal of aeronautical materials, 2016, 36(5): 31-37.

- [9] 王智, 李京珊. 影响冷挤压强化效果的因素[J]. 机械强度, 2002, 24(2): 302-304.
WANG Zhi, LI Jing-shan. Factors of influencing the beneficial effect of cold expansion[J]. Journal of mechanical strength, 2002, 24(2): 302-304.
- [10] 刘晓龙, 高玉魁, 刘蕴韬, 等. 孔挤压强化残余应力场的三维有限元模拟和实验研究[J]. 航空材料学报, 2011, 31(2): 24-27.
LIU Xiao-long, GAO Yu-kui, LIU Yun-tao, et al. 3D finite element simulation and experimental test on residual stress field by hole cold expansion[J]. Journal of aeronautical materials, 2011, 31(2): 24-27.
- [11] 王洪达, 苏宏华. TC4 开缝衬套冷挤压残余应力分布有限元仿真[J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(3): 98-100.
WANG Hong-da, SU Hong-hua. Finite element simulation of split-sleeve cold expansion process in TC4 titanium alloy[J]. Jiangsu machinebuilding & automation, 2010, 39(3): 98-100.
- [12] 李进一, 凌祥, 周建新. 超声冲击残余应力场的有限元模拟[J]. 航空材料学报, 2012, 32(1): 84-88.
LI Jin-yi, LING Xiang, ZHOU Jian-xin. Finite element simulation of residual stress field induced by ultrasonic impact treatment[J]. Journal of aeronautical materials, 2012, 32(1): 84-88.
- [13] 王亮, 汝继刚, 李惠曲, 等. 孔挤压强化工艺对 7A12 铝合金组织及疲劳性能影响的研究[J]. 新技术新工艺, 2014(11): 14-17.
WANG Liang, RU Ji-gang, LI Hui-qu, et al. Research on effects of cold holes expansion on microstructure and fatigue property of 7A12 aluminum alloy[J]. New technology & new process, 2014(11): 14-17.
- [14] 丁瑞翔. 基于等效阻抗的超声加工自动进给系统设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
DING Rui-xiang. Research on the equivalent impedance of the ultrasonic machining automatically feed system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [15] 徐春阳, 陈文婷, 王晓栋, 等. 微波布拉格衍射中立方晶体晶面衍射测量与模型选取讨论[J]. 物理实验, 2014, 34(10): 45-48.
XU Chun-yang, CHEN Wen-ting, WANG Xiao-dong, et al. Measuring cubic crystal diffraction and choosing cubic model crystal in microwave bragg diffraction[J]. Physics experimentation, 2014, 34(10): 45-48.