

DOI:10.3969/j.issn.1003-5060.2026.01.004

## 耳片孔结构二次冷挤压强化残余应力分析研究

刘儒军<sup>1,2</sup>, 黄翔<sup>1</sup>, 黄海鸿<sup>3</sup>, 任勇<sup>3</sup>, 殷超超<sup>3</sup>, 班许可岭<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学机电学院, 江苏南京 210016; 2. 国营芜湖机械厂, 安徽芜湖 241007; 3. 合肥工业大学机械工程学院, 安徽合肥 230009)

**摘要:**文章对7050铝合金耳片孔进行压合衬套二次冷挤压强化,从残余应力和显微硬度2个方面进行分析。通过X射线衍射仪(X-ray diffractometer, XRD)和显微硬度计对残余应力和显微硬度进行检测,研究压合衬套二次冷挤压强化对耳片孔残余应力和显微硬度的影响。结果表明:压合衬套二次冷挤压使耳片孔沿孔壁径向形成了一定深度的残余压应力层;随着相对挤压量增大,残余压应力峰值和应力层深度随之增大;当相对挤压量为2.5%时,最大残余压应力可达-400.3 MPa,并形成了约14 mm深的残余压应力层;同一相对挤压量下,同向压合衬套二次冷挤压试样挤出端的残余压应力大于挤入端,反向压合衬套二次冷挤压试样2个端面的残余压应力基本一致;当相对挤压量为2.5%时,强化后的试样沿孔壁径向形成了约4.5 mm深的组织硬化层,最大硬度提升达到19.4%;压合衬套二次冷挤压强化后孔壁沿径向形成了残余压应力层和组织硬化层,进而提高了耳片孔的表面性能。

**关键词:**二次冷挤压;压合衬套;相对挤压量;残余应力;显微硬度

**中图分类号:**TG376.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1003-5060(2026)01-0028-08

### Research on residual stress in secondary cold extrusion strengthening of lug hole structure

LIU Rujun<sup>1,2</sup>, HUANG Xiang<sup>1</sup>, HUANG Haihong<sup>3</sup>,  
REN Yong<sup>3</sup>, YIN Chaochao<sup>3</sup>, BAN Xukeling<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State-owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China; 3. School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China)

**Abstract:** Secondary cold extrusion strengthening of press-fit bushing was performed on the 7050 aluminum alloy lug hole, and its residual stress and microhardness were analyzed. The effects of secondary cold extrusion strengthening of press-fit bushing on the residual stress and microhardness of the lug hole were studied through X-ray diffractometer (XRD) and microhardness tester. The results indicate that the secondary cold extrusion of press-fit bushing causes a residual compressive stress layer along the radial direction of the hole wall. As the relative extrusion amount increases, the peak residual compressive stress and the depth of the stress layer also increase. When the relative extrusion amount is 2.5%, the maximum residual compressive stress can reach -400.3 MPa, forming a residual compressive stress layer of about 14 mm. Under the same relative extrusion amount, the residual compressive stress at the outlet end of the codirectional secondary cold extrusion sample is bigger than that at the inlet end, while the residual compressive stress at the two ends of the reverse secondary cold extrusion sample is basically the same. When the relative extrusion amount is 2.5%, a microstructure hardening layer of about 4.5 mm is formed along the radial direction of the hole wall,

收稿日期:2024-01-15;修回日期:2024-04-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51975280)

作者简介:刘儒军(1985—),男,江苏泗洪人,南京航空航天大学博士生,国营芜湖机械厂高级工程师,通信作者,E-mail:lrjdeyou@163.com;  
黄翔(1963—),男,浙江浦江人,博士,南京航空航天大学教授,博士生导师。

with a maximum hardness increase of 19.4%. After the secondary cold extrusion strengthening of press-fit bushing, a residual compressive stress layer and a microstructure hardening layer are formed along the radial direction of the hole wall, thereby improving the surface performance of the lug hole.

**Key words:** secondary cold extrusion; press-fit bushing; relative extrusion amount; residual stress; microhardness

## 0 引 言

7050 铝合金具有强度高、抗疲劳性能优异等优点,符合飞机结构轻量化和高可靠性的设计要求,是制造飞机重要结构部件的理想材料<sup>[1-3]</sup>。由于受到交变载荷作用,在机身和机翼大孔径连接耳片孔的孔壁产生了较大的应力集中,导致孔结构发生疲劳断裂<sup>[4-5]</sup>。文献[6]研究表明,连接孔疲劳断裂占飞机结构件失效的 50%~90%,是导致机体发生事故的主要原因。因此,如何提高连接孔的抗疲劳性能,已经成为航空航天领域最为关心的核心技术问题之一<sup>[7]</sup>。

冷挤压强化工艺因其操作简单、成本低以及能显著延长疲劳寿命等优点,广泛应用于航空航天领域<sup>[8-9]</sup>。其原理是通过芯棒冷挤压强化,使耳片孔发生弹塑性变形,提高耳片孔的抗疲劳性能<sup>[10-12]</sup>。大量研究表明,冷挤压强化工艺可改善孔边应力分布,提高连接孔的抗疲劳性能<sup>[13]</sup>。冷挤压强化工艺可以分为直接芯棒挤压和衬套挤压等<sup>[14]</sup>。文献[15]研究了直接芯棒挤压对 AA6061-T6 紧固件孔疲劳行为的影响,结果表明,冷挤压后试样的疲劳寿命提高了 2.47 倍。然而,芯棒直接挤压强化工艺通常会造孔边缘突起和孔壁的擦伤,对强化孔的抗疲劳性能产生负面影响<sup>[16-17]</sup>。为克服上述困难,研究者们提出了衬套冷挤压强化技术<sup>[18]</sup>。文献[19]研究 7075-T6 铝合金开缝衬套冷挤压强化工艺对孔表面的微观组织、显微硬度和残余应力分布的影响,结果表明:挤压后试样的表面发生了明显的塑性变形;表面显微硬度提高了约 14.3%;较高的残余压应力能有效阻止疲劳裂纹的萌生,使孔的高周疲劳寿命提高 9 倍。但开缝衬套冷挤压强化后,会在衬套开缝处形成凸脊,凸脊受到载荷作用时易产生裂纹,降低孔结构的强化效果,因此近年来,压合衬套冷挤压强化工艺成为航空航天制造等领域的首要选择<sup>[20]</sup>。

压合衬套冷挤压强化技术是美国疲劳技术有限公司在常规的衬套冷缩或压力装配之外率先提出的一种新的衬套安装工艺,即压合衬套冷挤压

安装,压合衬套采用冷挤压技术,使用专用工具,将间隙配合的衬套在结构连接件孔内挤压膨胀产生塑性变形,挤压完毕后结构回弹,孔与衬套外壁均被强化,并实现在孔内的安装。同时在挤压衬套过程中对孔周边局部区域产生压应力,提高结构抗疲劳性能。针对常拆卸孔,通过安装冷挤压干涉配合的压合衬套,可以对孔起到保护作用,增大孔的承重面积,减少应力集中,避免紧固件不间断安装与拆卸对孔造成的磨损及反复应力引起孔径超差。文献[21]从微观组织和应力分布角度对压合衬套冷挤压强化机理进行系统分析和总结,研究表明,压合衬套冷挤压强化引入了一定深度的残余压应力层,改善了孔壁周围的微观组织,进而提高了孔结构的表面性能。

然而,单次冷挤压强化后,挤出端的残余应力明显大于挤入端,降低了挤入端的表面性能。因此本文以 7050 铝合金耳片孔为研究对象,对耳片孔试样进行压合衬套一次冷挤压强化后,拆除衬套,对耳片孔试样进行同向和反向压合衬套二次冷挤压强化,研究相对挤压量和挤压方向对耳片孔残余应力和显微硬度的影响。

## 1 实验材料及方法

### 1.1 实验材料

耳片孔试样材料为 7050 铝合金,热处理状态为 T7451,其热处理工艺为:先预热,将 7050 铝合金加热到 300~400 °C 间,以消除铸造应力和组织应力;将预热后的铝合金加热到 520~540 °C 的固溶温度,形成均匀的过饱和固溶体;将固溶处理后的铝合金迅速冷却,使过饱和固溶体迅速转变为不稳定的过饱和固溶体;将淬火后的铝合金在一定温度和时间条件下进行时效处理,形成稳定的强化相;时效处理后,将铝合金自然冷却至室温。材料化学成分见表 1 所列。耳片孔试样几何尺寸如图 1 所示。

压合衬套试样材料为马氏体沉淀硬化不锈钢 0Cr13Ni8Mo2Al,具有强度高和优异的抗冲击性能等优点。耳片孔与压合衬套常温下的材料力学性能见表 2 所列。压合衬套试样长度为 58 mm,

外径为  $\phi 50$  mm,内径由相对挤压力决定。

表 1 7050 铝合金材料的化学成分 %

元素	Zn	Mg	Cu	Zr	Si	Fe	Mn	Cr	Al
质量分数	6.02	2.31	2.04	0.10	0.03	0.11	0.01	0.01	89.37

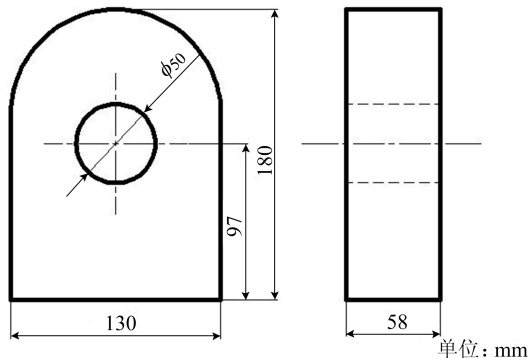


图 1 耳片孔试样形状与尺寸

表 2 耳片孔及压合衬套基本力学性能

试样	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_s$ /MPa	$E$ /GPa	$\lambda$
耳片	510	441	70	0.32
压合衬套	1 515	1 415	210	0.30

### 1.2 实验方法

本实验采用压合衬套二次冷挤压强化工艺对耳片孔试样进行强化处理,工艺示意图如图 2 所示。

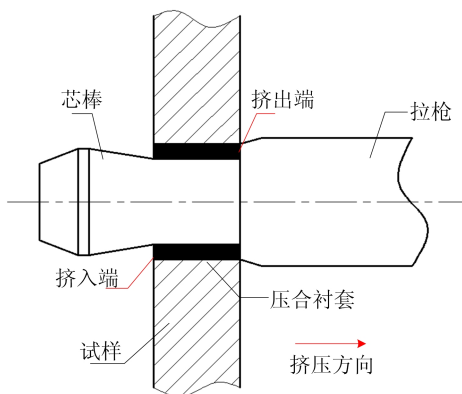


图 2 压合衬套冷挤压强化工艺示意图

压合衬套二次冷挤压强化工艺即在压合衬套一次冷挤压强化后,拆除衬套,再分别从一次冷挤压强化的相同和相反方向进行压合衬套二次冷挤压强化。由文献[8]的研究确定了相对挤压力的范围为 1.7%~2.5%,按照阶梯原则选取压合衬套一次冷挤压强化实验的相对挤压力为 1.7%,压合衬套二次冷挤压强化实验的相对挤压力分别为 1.7%、2.0%、2.3%、2.5%。相对挤压力  $\eta$  计算公式为:

$$\eta = \frac{D_t - D_n}{D_m} \times 100\% \quad (1)$$

其中:  $D_t$  为挤压芯棒工作区域直径;  $D_n$  为压合衬套内径;  $D_m$  为耳片孔初始内径。

在进行压合衬套冷挤压强化实验前,对衬套进行表面润滑处理。将二氧化钼干膜润滑剂均匀涂覆于压合衬套内孔孔壁,并进行干燥。依据相对挤压力选择压合衬套和芯棒的规格,将压合衬套安装在耳片孔中,利用专用夹具固定耳片孔试样。将芯棒连接段装入拉枪中,启动气压泵拉出芯棒,完成压合衬套一次冷挤压强化实验。强化后拆除衬套,并分别从一次冷挤压的相同和相反方向进行压合衬套二次冷挤压强化实验,实验过程如上述所示。为方便后续研究分析,压合衬套一次冷挤压的挤入端为 A 面,挤出端为 B 面。

不同表征检测及指标的提取位置如图 3 所示。

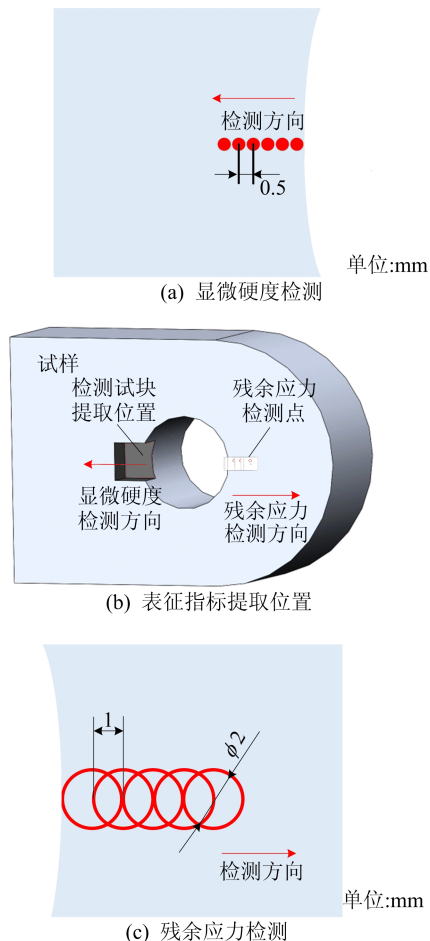


图 3 不同表征检测及指标的提取位置

为研究压合衬套冷挤压强化后耳片孔试样沿孔壁径向显微硬度的变化,采用线切割的方式从耳片孔壁沿径向方向截取尺寸分别为 20 mm×15 mm×15 mm 的试块,检测试块截取位置如

图 3b 所示。经镶嵌、打磨和抛光处理后,使用 HMV-2T 型显微硬度计进行表面硬度测量,施加压力约为 5 N(HV0.5),保压时间为 10 s。沿试样孔壁径向进行等间距测试,间距为 0.5 mm,测试点分布如图 3a 所示。为研究压合衬套冷挤压工艺强化的耳片孔试样孔壁沿径向的残余应力分布情况,采用 XL-640 型 X 射线衍射仪(X-ray diffractometer, XRD)对耳片孔端面残余应力进行检测,检测间距为 1 mm,测试点分布如图 3c 所示。

## 2 实验结果与分析

### 2.1 残余应力分析

#### 2.1.1 残余压应力对疲劳裂纹扩展速率的影响

高周疲劳载荷下的疲劳裂纹扩展模型大多采用帕里斯公式,其表达式为:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (2)$$

其中: $a$  为裂纹长度; $N$  为疲劳寿命; $C$  和  $n$  为常数。以此来解释平均应力对材料疲劳裂纹扩展行为的影响。

Elber 提出以有效应力强度因子  $\Delta K_{\text{eff}}$  来表示疲劳裂纹扩展规律。

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{\text{eff}})^n = C(U\Delta K)^n \quad (3)$$

$$U = \frac{\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{op}}}{\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}} = \frac{K_{\text{max}} - K_{\text{op}}}{K_{\text{max}} - K_{\text{min}}} = \frac{1 - K_{\text{op}}/K_{\text{max}}}{1 - R} \quad (4)$$

其中: $\sigma_{\text{min}}$  为最小名义应力; $\sigma_{\text{max}}$  为最大名义应力, $\sigma_{\text{op}}$  为裂纹张开应力阈值; $K_{\text{min}}$  为最小应力强度因子; $K_{\text{max}}$  为最大应力强度因子; $K_{\text{op}}$  为裂纹张开应力强度因子。

因此, $U$  通常被认为是关于  $R$  的函数。同时,有效应力强度因子  $\Delta K_{\text{eff}}$  又可表示为:

$$\Delta K_{\text{eff}} = Y_{(a)} \Delta \sigma_{\text{eff}} \sqrt{\pi a} \quad (5)$$

其中: $\Delta \sigma_{\text{eff}}$  为有效应力幅值; $Y_{(a)}$  为形状修正因子。

随着有效应力幅值  $\Delta \sigma_{\text{eff}}$  的减小,有效应力强度因子  $\Delta K_{\text{eff}}$  也会随之减小。 $\Delta \sigma_{\text{eff}}$  的计算式为:

$$\Delta \sigma_{\text{eff}} = \sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{op}} \quad (6)$$

结果表明,将残余压应力作为一种特殊的静态平均应力处理,可以有效减小  $\Delta \sigma_{\text{eff}}$ ,进而导致裂纹尖端有效应力强度因子  $\Delta K_{\text{eff}}$  减小,最终减缓疲劳裂纹的扩展速率。

#### 2.1.2 一次冷挤压强化残余应力分布规律

压合衬套一次冷挤压强化后,不同相对挤压

量强化后耳片孔试样残余应力分布如图 4 所示。

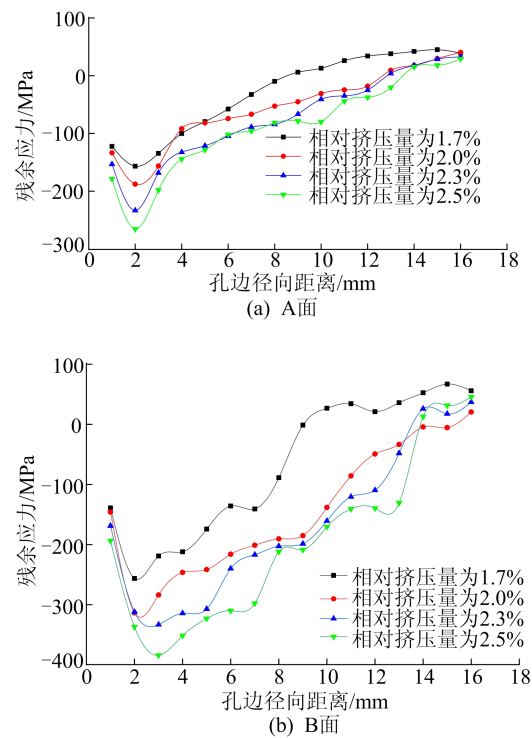


图 4 压合衬套一次冷挤压强化后试样残余应力分布

由图 4a 可知:当相对挤压量分别为 1.7%、2.0%、2.3%和 2.5%时,A 面径向残余压应力峰值均出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右的位置;当相对挤压量为 1.7%时,其最大残余应力值为 -156.8 MPa,残余应力层深度约为 6 mm;当相对挤压量为 2.0%时,其最大残余应力值为 -187.9 MPa,残余应力层深度约为 9 mm;当相对挤压量为 2.3%时,其最大残余应力值为 -233.4 MPa,残余应力层深度约为 10 mm;当相对挤压量为 2.5%时,其最大残余应力值为 -265.6 MPa,残余应力层深度约为 11 mm。

由图 4b 可知:当相对挤压量分别为 1.7%和 2.0%时,B 面径向残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右位置;当相对挤压量分别为 2.3%和 2.5%时,残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 3 mm 左右位置;当相对挤压量为 1.7%时,其最大残余应力值为 -256.4 MPa,残余应力层深度约为 8 mm;当相对挤压量为 2.0%时,其最大残余应力值为 -313.6 MPa,残余应力层深度约为 12 mm;当相对挤压量为 2.3%时,其最大残余应力值为 -333.1 MPa,残余应力层深度约为 13 mm;当相对挤压量为 2.5%时,其最大残余应力值为 -384.2 MPa,残

余应力层深度约为 14 mm。

### 2.1.3 同向二次冷挤压强化残余应力分布规律

同向压合衬套二次冷挤压强化后,不同相对挤压量的耳片孔试样的残余应力分布如图 5 所示。

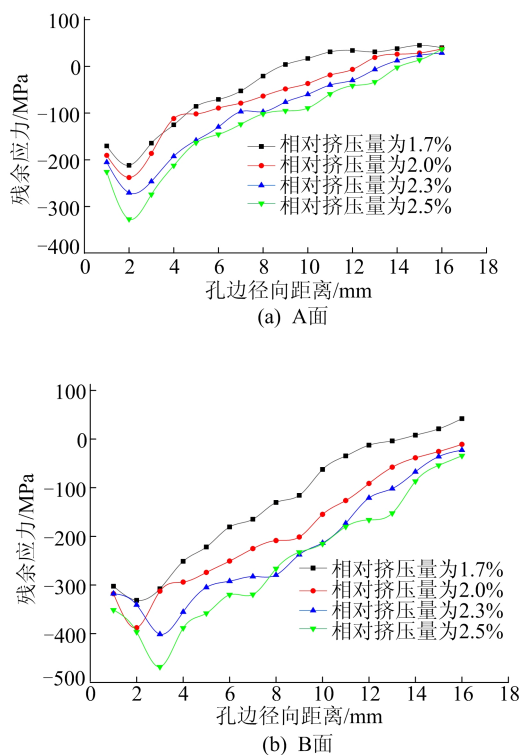


图 5 同向压合衬套二次冷挤压强化下试样残余应力分布

由图 5a 可知:当相对挤压量分别为 1.7%、2.0%、2.3%和 2.5%时,A 面径向残余压应力峰值均出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右的位置;当相对挤压量为 1.7%时,其最大残余应力值为  $-211.8$  MPa,残余应力层深度约为 7 mm;当相对挤压量为 2.0%时,其最大残余应力值为  $-237.9$  MPa,残余应力层深度约为 8 mm;当相对挤压量为 2.3%时,其最大残余应力值为  $-270.4$  MPa,残余应力层深度约为 10 mm;当相对挤压量为 2.5%时,其最大残余应力值为  $-327.1$  MPa,残余应力层深度约为 11 mm。

由图 5b 可知:当相对挤压量分别为 1.7%和 2.0%时,B 面径向残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右位置;当相对挤压量分别为 2.3%和 2.5%时,残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 3 mm 左右位置;当相对挤压量为 1.7%时,其最大残余应力值为  $-331.6$  MPa,残余应力层深度约为 10 mm;当相对挤压量为 2.0%时,其最大残余应力值为  $-381.9$  MPa,残

余应力层深度约为 13 mm;当相对挤压量为 2.3%时,其最大残余应力值为  $-401.2$  MPa,残余应力层深度约为 14 mm;当相对挤压量为 2.5%时,其最大残余应力值为  $-468.5$  MPa,残余应力层深度约为 15 mm。

### 2.1.4 反向二次冷挤压强化残余应力分布规律

反向压合衬套二次冷挤压强化后,不同相对挤压量的试样残余应力分布如图 6 所示。

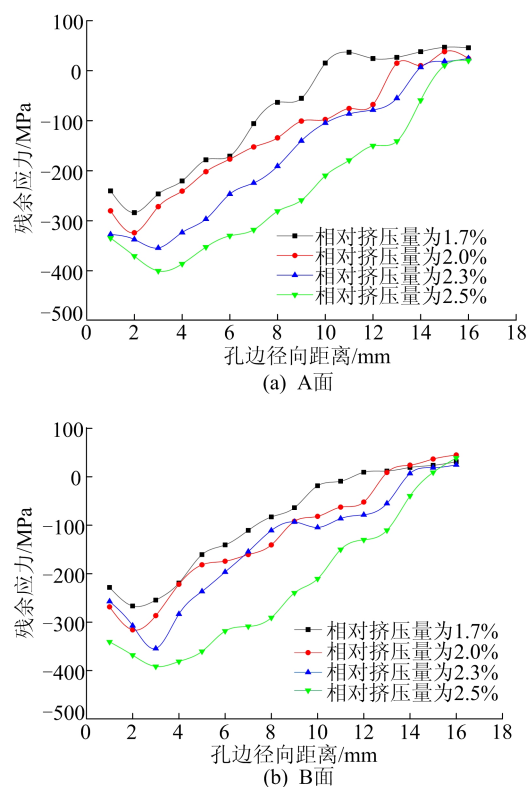


图 6 反向压合衬套二次冷挤压强化下试样残余应力分布

由图 6a 可知:当相对挤压量分别为 1.7%和 2.0%时,A 面径向残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右位置;当相对挤压量分别为 2.3%和 2.5%时,残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 3 mm 左右位置;当相对挤压量为 1.7%时,最大残余应力值为  $-283.7$  MPa,残余应力层深度约为 9 mm;当相对挤压量为 2.0%时,最大残余应力值为  $-323.9$  MPa,残余应力层深度约为 12 mm;当相对挤压量为 2.3%时,最大残余应力值为  $-356.2$  MPa,残余应力层深度约为 13 mm;当相对挤压量为 2.5%时,最大残余应力值为  $-400.3$  MPa,残余应力层深度约为 14 mm。

由图 6b 可知:当相对挤压量分别为 1.7%和 2.0%时,B 面径向残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 2 mm 左右的位置;当相对挤压量分

别为 2.3% 和 2.5% 时,残余压应力峰值出现在距孔壁径向距离为 3 mm 左右的位置;当相对挤压量为 1.7% 时,最大残余应力值为 -266.8 MPa,残余应力层深度约为 9 mm;当相对挤压量为 2.0% 时,最大残余应力值为 -315.9 MPa,残余应力层深度约为 12 mm;当相对挤压量为 2.3% 时,最大残余应力值为 -354.4 MPa,残余应力层深度约为 13 mm;当相对挤压量为 2.5% 时,最大残余应力值为 -391.6 MPa,残余应力层深度约为 13 mm。

### 2.1.5 一次冷挤压与二次冷挤压残余应力对比

当相对挤压量为 2.5% 时,压合衬套一次冷挤压与二次冷挤压强化前后试样 A 面、B 面残余应力分布如图 7 所示。

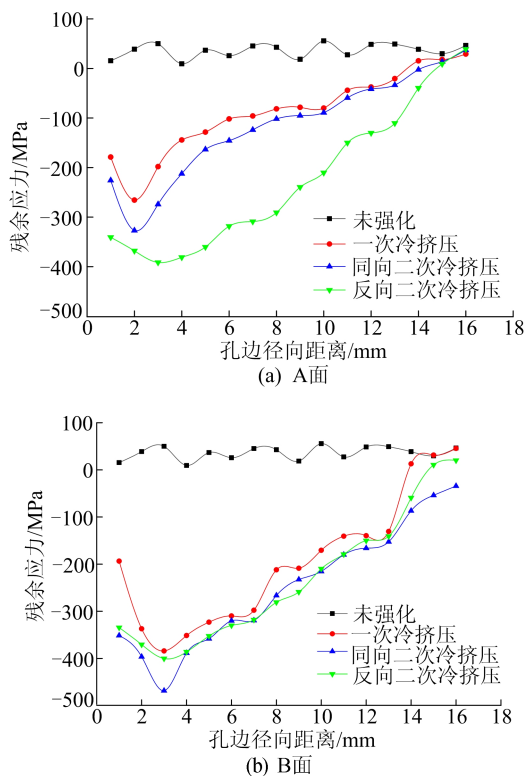


图 7 一次冷挤压与二次冷挤压强化前、后试样残余应力分布

由图 7a 可知:与未强化试样相比,压合衬套一次冷挤压强化后试样的 A 面存在明显的残余压应力;与压合衬套一次冷挤压强化相比,同向压合衬套二次冷挤压强化后试样的 A 面存在深度更大和峰值更大的残余应力层;与同向压合衬套二次冷挤压强化相比,反向压合衬套二次冷挤压强化后试样的 A 面存在深度更大的残余应力层,残余压应力峰值更大。

由图 7b 可知:与未强化试样相比,压合衬套一次冷挤压强化后试样的 B 面存在明显的残余

压应力;与压合衬套一次冷挤压强化相比,反向压合衬套二次冷挤压强化后试样的 B 面存在深度更大和峰值更大的残余应力层;与反向压合衬套二次冷挤压强化相比,同向压合衬套二次冷挤压强化后试样的 B 面存在深度更大的残余应力层,残余压应力峰值更大。

结果表明,残余应力峰值总是出现在孔壁次表层,这是由于在冷挤压强化过程中,随着相对挤压量的增大,孔壁处因挤压发生的塑性变形沿径向向试样外部扩展,不均匀的塑性变形导致残余应力的产生。芯棒挤压完成后,孔壁表层材料发生回弹,导致表层残余压应力下降,因此残余应力峰值总是出现在孔壁次表层。相比于压合衬套一次冷挤压强化,压合衬套二次冷挤压使 7050 铝合金耳片孔形成了一定深度的残余压应力层。随着相对挤压量的增大,A 面和 B 面的残余压应力峰值和残余应力层的深度也随之增大。

在同一相对挤压量下,压合衬套一次冷挤压强化后,B 面残余应力大于 A 面;同向压合衬套二次冷挤压强化后,B 面残余应力明显大于 A 面;反向压合衬套二次冷挤压强化后,B 面残余应力与 A 面基本一致。这是由于压合衬套一次冷挤压强化过程中,孔壁表层的金属发生了塑性流动,使残余应力分布不均匀。芯棒通过 A 面时,孔壁表层金属沿芯棒进给方向发生塑性流动;芯棒通过 B 面时,芯棒继续挤压孔壁表层金属,使 B 面的金属堆积继续增大,实际相对挤压量也增大,导致 B 面残余应力高于 A 面。同向压合衬套二次冷挤压加剧了金属的塑性流动,反向压合衬套二次冷挤压使金属的塑性流动更加均衡。

### 2.2 硬度

压合衬套二次冷挤压强化前后孔壁沿径向显微硬度分布如图 8 所示。

由图 8 可知,压合衬套二次冷挤压强化后孔周围材料的显微硬度均得到不同程度的提升。强化前试样的显微硬度为 160.96HV0.5;当相对挤压量为 1.7% 时,在孔边沿径向方向形成了深度分别约为 2.5 mm 的组织硬化层,最大显微硬度为 174.8HV0.5,最大增幅分别为 8.6%。当相对挤压量为 2.5% 时,在孔边沿径向方向形成了深度约 4.5 mm 的组织硬化层,最大显微硬度达到 192.2HV0.5,相较于强化前试样平均增幅约为 14.3%,最大增幅为 19.4%。压合衬套二次冷挤压强化后在试样孔壁形成一定深度的组织硬化层,随着孔壁沿径向距离的增加,显微硬度整体呈

现逐渐下降的趋势,直至降到与未挤压试样显微硬度保持一致。

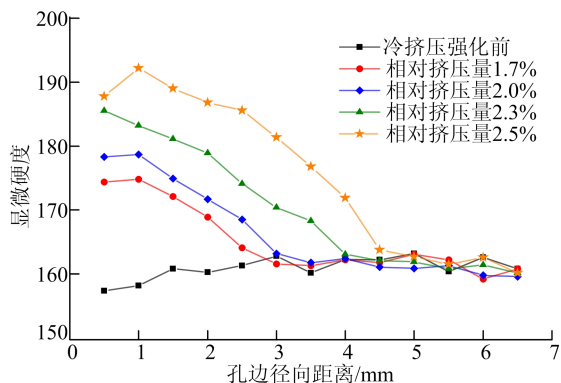


图 8 压合衬套二次冷挤压显微硬度值分布曲线

压合衬套一次冷挤压与二次冷挤压后耳片孔显微硬度对比如图 9 所示,可以看出,相较于压合衬套一次挤压强化,压合衬套二次冷挤压强化后孔边缘显微硬度峰值有所提升,孔壁周围区域组织硬化层深度基本一致。上述研究表明,压合衬套二次冷挤压在压合衬套一次冷挤压的基础上使孔壁表层材料产生了更大的塑性变形,且越靠近孔壁位置变形量越大。二次冷挤压时芯棒和衬套对孔壁再一次形成冷作硬化,在孔壁沿径向产生更大深度的组织硬化层,这将有利于提高耳片孔试样在服役过程中抵消弹塑性变形的能力,进而提升耳片孔的表面性能。

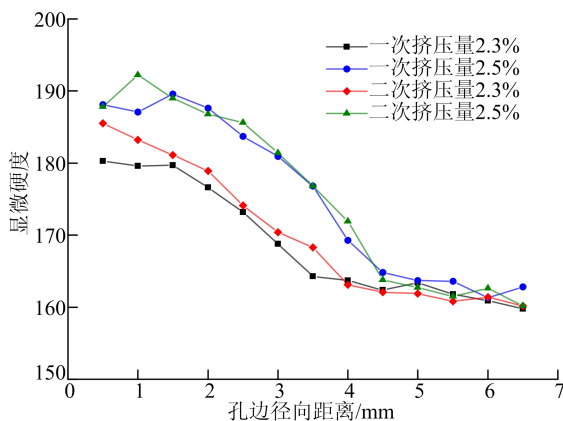


图 9 压合衬套一次冷挤压与二次冷挤压耳片孔显微硬度对比

### 3 结 论

本文在压合衬套一次冷挤压的基础上,对 7050 铝合金耳片孔试样进行压合衬套二次冷挤压强化实验,研究相对挤压量对耳片孔残余应力分布和显微硬度的影响,得出相关结论如下。

1) 压合衬套二次冷挤压强化工艺使 7050 铝合金耳片孔沿孔壁径向形成了一定深度的残余压应力层。随着相对挤压量的增大,残余压应力峰值和残余压应力层深度也逐渐增大。当相对挤压量为 2.5% 时,最大残余压应力达 -400.3 MPa,并形成了约 14 mm 的残余压应力层。

2) 相比于压合衬套一次冷挤压强化,压合衬套二次冷挤压使 7050 铝合金耳片孔产生了更明显的残余压应力。同一相对挤压量下,同向压合衬套二次冷挤压试样挤出端的残余压应力大于挤入端,反向压合衬套二次冷挤压试样 2 个端面的残余压应力基本一致,有效改善了冷挤压后 2 个端面残余压应力不一致的情况。

3) 同向压合衬套二次冷挤压强化后产生了更深的组织硬化层。在相对挤压量为 2.5% 时,在 2 个端面均形成深度约为 4.5 mm 的硬化层,最大显微硬度约为 192.2HV0.5,相较于强化前试样平均增幅约为 14.3%,最大增幅为 19.4%,进一步提升了耳片孔的表面性能。

### [参 考 文 献]

- [1] DURSUN T, SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys[J]. *Materials & Design*, 2014, 56: 862-871.
- [2] ELAJRAMI M, MILOUD R, MILOUKI H, et al. Experimental investigation of the effect of double cold expansion on the residual stresses distribution and on the fatigue life of rivet hole[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2016, 38(8): 2527-2532.
- [3] 王燕礼, 朱有利, 曹强, 等. 孔挤压强化技术研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2018, 39(2): 6-22.
- [4] 鲁世红, 高越, 李大川. 开缝衬套冷挤压强化技术研究进展[J]. *锻压技术*, 2021, 46(1): 1-9.
- [5] HAJJIOUI E A, BOUCHAALA K, FAQIR M, et al. A review of manufacturing processes, mechanical properties and precipitations for aluminum lithium alloys used in aeronautic applications[J]. *Heliyon*, 2022, 3: 125-165.
- [6] 肖值兴, 毛建兴, 胡殿印, 等. 孔挤压强化工艺参数对 GH4169 高温合金疲劳寿命影响分析[J]. *推进技术*, 2022, 43(2): 67-73.
- [7] FU Y, GE E, SU H, et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: a review and prospect[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 961-973.
- [8] 王连庆, 卞江, 张晗, 等. 孔挤压强化对 2024 铝合金疲劳性能的影响[J]. *航空材料学报*, 2020, 40(6): 45-51.
- [9] 彭航, 秦剑波, 赵天娇. 冷挤压强化对双搭接结构疲劳性能影响研究[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(1): 189-196.

- [10] CURTO-CARDENAS D, CALAF-CHINA J, BRAVO D P M, et al. Cold expansion process with multiple balls; numerical simulation and comparison with single ball and tapered mandrels[J]. *Materials*, 2020, 13(23): 36-55.
- [11] 王强, 赵勇, 倪孟龙. 高干涉量压合衬套强化铝合金孔结构的疲劳性能[J]. *机械工程材料*, 2020, 44(7): 46-50.
- [12] FAGHIH S, BEHRAVESH S B, SHAHA S K, et al. Effect of split sleeve cold expansion on fatigue and fracture of rolled AZ31B magnesium alloy[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2023, 123: 703-715.
- [13] 王彦菊, 王欣, 沙爱学, 等. Ti<sub>2</sub>AlNb 合金孔挤压加工残余应力仿真与疲劳实验[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(4): 66-74.
- [14] PUCILLO G P. The effects of the cold expansion degree on the fatigue crack growth rate in rail steel[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 164: 107-130.
- [15] WANG Y, ZHU Y, HOU S, et al. Investigation on fatigue performance of cold expansion holes of 6061-T6 aluminum alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 95: 216-228.
- [16] CAO X, ZHANG P, LIU S, et al. A novel hole cold-expansion method and its effect on surface integrity of nickel-based superalloy[J]. *Journal of Materials Science & Technology*, 2020, 59: 129-137.
- [17] 马世成, 王欣, 宋颖刚, 等. 孔挤压芯棒导端角对 TC17 钛合金孔结构表面完整性及疲劳性能的影响[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(4): 75-82.
- [18] ACHARD V, DAIDIE A, PAREDES M, et al. Optimization of the cold expansion process for titanium holes[J]. *Advanced Engineering Materials*, 2017, 19(6): 1500626.
- [19] WANG C, ZOU F, ZHOU E, et al. Effect of split sleeve cold expansion on micro structure and fatigue performance of 7075-T6 aluminum alloy holes[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 167: 331-339.
- [20] 唐伟, 林忠亮, 吴保全, 等. 孔结构压合衬套冷挤压强化的疲劳寿命试验研究[J]. *航空精密制造技术*, 2022, 58(4): 11-15.
- [21] 林忠亮, 白清顺, 王洪飞, 等. 孔用衬套冷挤压的强化机理与疲劳寿命研究进展[J]. *表面技术*, 2023, 52(4): 1-14.

(责任编辑 吴亮)

## (上接第 27 页)

- [5] ELMACHTOUB A N, GRIGAS P. Smart “predict, then optimize”[J]. *Management Science*, 2022, 68(1): 9-26.
- [6] BERTHET Q, BLONDEL M, TBOUL O, et al. Learning with differentiable perturbed optimizers[J]. *Advances in Neural Information Processing Systems*, 2020, 33: 9508-9519.
- [7] GUALANDRIS J, LONGONI A, LUZZINI D, et al. The association between supply chain structure and transparency: a large-scale empirical study[J]. *Journal of Operations Management*, 2021, 67(7): 803-827.
- [8] IVANOV D, DOLGUI A, SOKOLOV B. Cloud supply chain; integrating Industry 4.0 and digital platforms in the “Supply Chain-as-a-Service”[J]. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 2022, 160: 102676.
- [9] MONTECCHI M, PLANGGER K, WEST D C. Supply chain transparency: a bibliometric review and research agenda[J]. *International Journal of Production Economics*, 2021, 238: 108152.
- [10] MADHWAL Y, BORBON-GALVEZ Y, ETEMADI N, et al. Proof of delivery smart contract for performance measurements[J]. *IEEE Access*, 2022, 10: 69147-69159.
- [11] DIEFENBACH H, GROSSE E H, GLOCK C H. Human-and-cost-centric storage assignment optimization in picker-to-parts warehouses[J]. *European Journal of Operational Research*, 2024, 315(3): 1049-1068.
- [12] 欧阳世波, 张森寒, 谢俊明, 等. 计及多目标约束的成品卷烟销售订单配送调度优化[J]. *中国烟草学报*, 2024, 30(2): 80-91.
- [13] 董坤, 钟宇, 徐宏伟, 等. 基于遗传算法的卷烟区域物流配送中心选址方法[J]. *烟草科技*, 2025, 58(3): 103-112.
- [14] 庄文杰, 邹翔宇, 孙庆平, 等. 卷烟承运标段划分模型研究[J]. *中国烟草学报*, 2023, 29(5): 112-119.
- [15] 全国人类工效学标准化技术委员会(SAC/TC 7). 中国成年人人体尺寸: GB/T 10000—2023[S]. 北京: 中国标准出版社, 2023: 3.
- [16] ISO. Safety of machinery-safety distances to prevent hazard zones being reached by upper and lower limbs: ISO 13857: 2019[S]. Geneva: International Organization for Standardization, 2019: 1-28.
- [17] RANA VOLO A, AJOUDANI A, CHINI G, et al. Adaptive lifting index (aLI) for real-time instrumental biomechanical risk assessment: concepts, mathematics, and first experimental results[J]. *Sensors*, 2024, 24(5): 1474.

(责任编辑 胡亚敏)