

DOI:10.3969/j.issn.1003-5060.2025.02.003

## 压合衬套冷挤压对耳片孔表面性能的影响

任勇<sup>1</sup>, 黄海鸿<sup>1</sup>, 刘儒军<sup>2</sup>, 殷超超<sup>1</sup>, 陶梅生<sup>1</sup>, 刘志峰<sup>1</sup>

(1. 合肥工业大学机械工程学院, 安徽合肥 230009; 2. 国营芜湖机械厂, 安徽芜湖 241007)

**摘要:**文章以7050铝合金耳片孔为研究对象,探究压合衬套冷挤压强化对耳片孔表面性能的影响,通过三坐标测量仪、粗糙度仪、X射线应力测定仪、金相显微镜等仪器对孔壁表面完整性进行分析。结果表明:强化后耳片孔试样发生了塑性变形,孔的内径增大;随着相对挤压量增大,残余压应力峰值和应力层深度也随之增大;在相对挤压量为2.5%时,挤出端残余压应力最大值为-384.2 MPa,并形成了约14 mm残余压应力层;在同一相对挤压量下,挤出端残余压应力高于挤入端;塑性变形层中的晶粒显著细化。

**关键词:**冷挤压;压合衬套;塑性变形;残余应力;微观组织

**中图分类号:**TG376.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1003-5060(2025)02-0156-06

### Effect of cold extrusion of press-fit bushing on surface properties of lug hole

REN Yong<sup>1</sup>, HUANG Haihong<sup>1</sup>, LIU Rujun<sup>2</sup>, YIN Chaochao<sup>1</sup>, TAO Meisheng<sup>1</sup>, LIU Zhifeng<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China; 2. State-owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China)

**Abstract:** Taking 7050 aluminum alloy lug hole as the research object, the effect of cold extrusion strengthening of press-fit bushing on the surface properties of lug hole was studied. The surface integrity of the hole wall was analyzed by coordinate measuring machine (CMM), roughness meter, X-ray stress analyzer, metallographic microscope and other instruments. The results show that after strengthening, the sample of lug hole undergoes plastic deformation and the inner diameter of the hole increases. With the increase of relative extrusion amount, the peak value of residual compressive stress and the depth of residual stress layer also increase. When the relative extrusion amount is 2.5%, the maximum residual compressive stress at the outlet end is -384.2 MPa, and formed a residual compressive stress layer of about 14 mm. Under the same relative extrusion amount, the residual compressive stress at the outlet end is higher than that at the inlet end. The grain in the plastic deformation layer is significantly refined.

**Key words:** cold extrusion; press-fit bushing; plastic deformation; residual stress; microstructure

7050 铝合金具有密度低、塑性好、强度高和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,是制造飞机起落架、蒙皮等重要结构部件的理想材料<sup>[1-3]</sup>。然而飞机机身和机

翼大孔径连接耳片孔存在较大的应力集中,受到交变载荷作用时,容易发生疲劳断裂<sup>[4-5]</sup>。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<sup>[6]</sup>。为保

收稿日期:2023-04-28;修回日期:2023-06-01

基金项目:国家自然科学基金重点资助项目(U20A20295)

作者简介:任勇(1999—),男,安徽合肥人,合肥工业大学硕士生;

黄海鸿(1980—),男,安徽安庆人,博士,合肥工业大学教授,博士生导师,通信作者,E-mail:huanghaihong@hfut.edu.cn;

刘志峰(1963—),男,陕西宝鸡人,博士,合肥工业大学教授,博士生导师。

证飞机全寿命周期安全,必须要提高连接孔的表面性能。因此如何提高连接孔的表面性能,已经成为航空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容易、可控性好、成本低等优点,已逐渐成为航空结构疲劳寿命增益的主要强化手段<sup>[8-9]</sup>。研究表明冷挤压强化工艺可改善孔边应力分布,提高连接孔的表面性能,被广泛应用于提高含紧固孔结构件的疲劳寿命<sup>[10-12]</sup>。

针对冷挤压强化工艺,学者通常采用芯棒直接挤压强化的方法<sup>[13]</sup>。文献<sup>[14]</sup>采用芯棒直接挤压的方法对 TC17 钛合金进行冷挤压强化,研究冷挤压强化工艺与试样疲劳寿命的联系,结果表明:冷挤压强化后试样的疲劳寿命得到显著提高;强化后的试样在孔边形成一定深度的残余压应力层,有效抑制了孔壁疲劳裂纹的产生,提高了耳片的表面性能。然而,芯棒直接挤压强化通常会造孔边缘突起和孔壁的擦伤,进而成为潜在的裂纹源,对疲劳性能产生负面影响<sup>[15]</sup>。为克服上述困难,研究者们提出衬套冷挤压强化技术<sup>[16-17]</sup>。文献<sup>[18]</sup>采用开缝衬套冷挤压工艺对 7050 铝合金进行冷挤压强化,研究表明:开缝衬套冷挤压工艺可以显著改善孔边应力分布,并形成一定深度的残余压应力层。但开缝衬套冷挤压工艺强化后,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,影响孔结构的强化效果<sup>[19-20]</sup>,因此近年来压合衬套冷挤压工艺成为航空航天制造等领域的首要选择。文献<sup>[21]</sup>提出一种评估压合衬套冷挤压后耳片孔疲劳寿命的方法,该方法使评估耳片孔疲劳寿命不再依赖于疲劳试验,显著提高评估效率;文献<sup>[22]</sup>从微观组织和应力分布 2 个角度对压合衬套冷挤压强化机理进行系统分析和总结,研究结果表明,压合衬套冷挤压强化引入了一定深度的残余压应力层,以抵消部分外部载荷冲击,改善了孔壁周围的微观组织,抑制位错的萌生和运动,阻止滑移的启动,减缓裂纹萌生的速率,提高了孔结构表面。

上述研究表明,通过对孔结构采用冷挤压强化技术,既可以提高孔结构抗塑性变形能力,同时还可以提高其表面性能。但芯棒直接挤压和开缝衬套挤压工艺均会对孔结构的强化效果产生负面影响,因此本文以 7050 铝合金耳片孔为研究对象,采用压合衬套冷挤压工艺对耳片孔进行冷挤压强化;通过三坐标测量仪测量衬套和试样内径,通过粗糙度仪、X 射线应力测定仪、金相显微镜等

仪器分别对试样的孔壁表面粗糙度、残余应力和微观结构进行分析。

## 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,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 0Cr13Ni8Mo2A1,具有强度高和优异的抗冲击性能等优点。压合衬套试样长度和外径由耳片孔试样尺寸决定,其长度为 58 mm,外径为 50 mm,内径由相对挤压量决定。耳片和压合衬套常温下力学性能见表 1 所列。

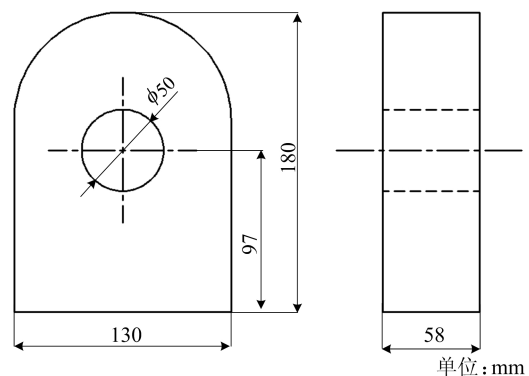


图 1 耳片孔试样形状与尺寸

表 1 7050 铝合金及压合衬套力学性能

材料	抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa	弹性模量/GPa	泊松比
7050 铝合金	510	441	69	0.33
0Cr13Ni8Mo2A1	1 515	1 415	210	0.30

### 1.2 实验方法

实验采用 BB-30 型拉枪对耳片孔试样进行压合衬套冷挤压强化,工艺示意图如图 2 所示。压合衬套冷挤压强化实验的相对挤压量  $\eta$  分别为 1.7%、2.0%、2.3%、2.5%。 $\eta$  计算公式为:

$$\eta = (D_0 - D_1) / D_2 \times 100\% \quad (1)$$

其中: $D_0$  为挤压芯棒工作区域直径(44.60 mm); $D_1$  为压合衬套内径; $D_2$  为耳片孔内径。

压合衬套冷挤压强化实验前,对衬套进行表面润滑处理。依据相对挤压量选择压合衬套的规格,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,利用鼻顶帽限制压合衬套在耳片孔轴向的自由度,启动 FT-200D 型气压泵拉出芯棒,完成压合衬套冷挤压强化实验。

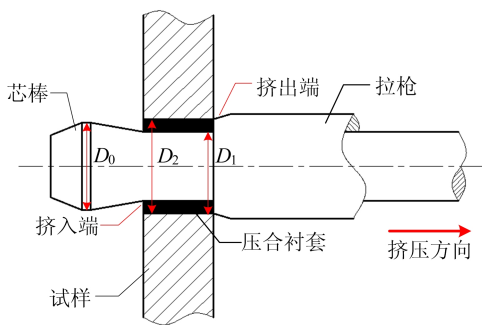


图2 压合衬套冷挤压强化工艺示意图

采用 HAL100 型金相显微镜沿图 3a 所示的方向观察试样孔边的微观组织形貌。采用 XL-640 型 X 射线应力测定仪分析试样强化前、后孔边残余应力层分布情况,测试条件为 CrK $\alpha$  靶,光斑直径为 2 mm。检测点分布如图 3b 所示,共测量 16 个点。

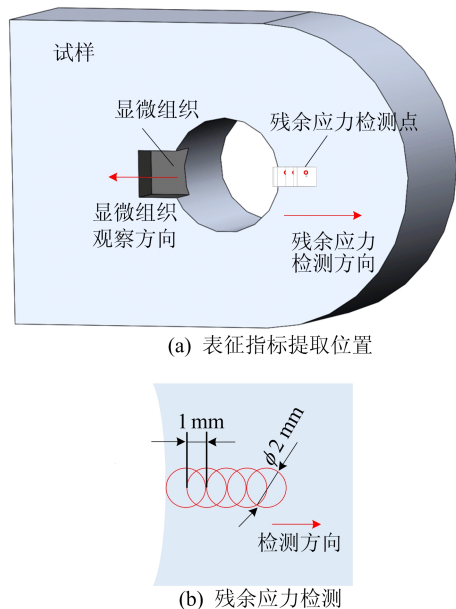


图3 不同表征指标的提取位置

## 2 实验结果与分析

### 2.1 内径分析

#### 2.1.1 衬套内径分析

采用三坐标测量仪对未强化和不同相对挤压力量强化后的压合衬套内径进行检测,检测结果见表 2 所列。由表 2 可知,强化后压合衬套的挤入端和挤出端内径均大于压合衬套原始内径,表明芯棒挤压使压合衬套产生塑性变形。芯棒工作段直径为 44.60 mm,强化后压合衬套挤入端和挤出端内径均小于芯棒工作段直径,即在压合衬套冷挤压强化后,衬套产生回弹,释放了强化过程中

压合衬套发生的弹性变形。随着相对挤压力量的增大,压合衬套的挤入端和挤出端内径也增大,压合衬套产生的塑性变形也随之增大。在同一相对挤压力量下,压合衬套的挤入端内径总是大于挤出端。

表2 强化前、后压合衬套挤入端和挤出端内径 单位:mm

$\eta/\%$	1.7	2.0	2.3	2.5
未强化内径	43.77	43.62	43.47	43.37
强化后挤入端内径	44.16	44.18	44.19	44.22
强化后挤出端内径	44.12	44.16	44.18	44.19

#### 2.1.2 试样内径分析

采用三坐标测量仪对未强化和不同相对挤压力量强化后的试样内径进行检测,结果如图 4 所示。

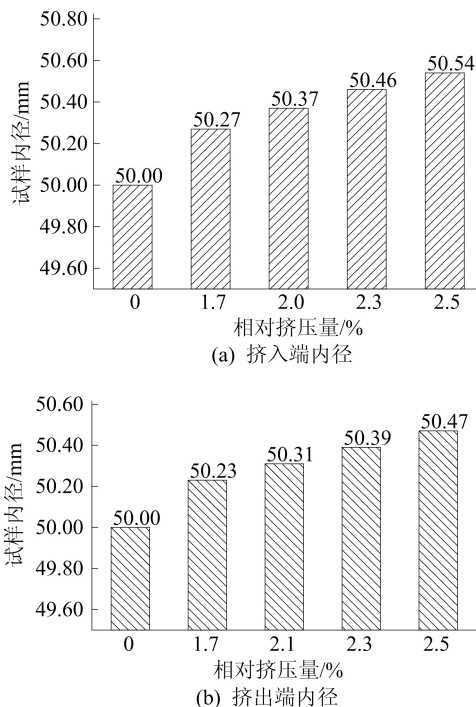


图4 耳片孔试样内径

由图 4 可知,强化后试样的挤入端和挤出端内径均大于未强化试样内径,表明芯棒挤压使试样产生了塑性变形。随着相对挤压力量的增大,试样的挤入端和挤出端内径也增大,试样产生的塑性变形也随之增大。在同一相对挤压力量下,试样的挤入端内径总是大于挤出端。同一相对挤压力量下压合衬套和试样的挤入端内径总是大于挤出端内径。这是由于在压合衬套冷挤压强化过程中,芯棒挤压衬套内壁,压合衬套挤压孔壁,使衬套内壁和试样孔壁的表层金属沿芯棒进给方向发生塑性流动,进而使衬套和试样挤出端的金属堆积增大,内径随着金属堆积的增大而减小。

2.2 表面粗糙度分析

采用粗糙度仪分别对未强化试样和压合衬套冷挤压强化后试样的孔内壁表面粗糙度进行检测,检测结果见表 3 所列。从表 3 可以看出,压合衬套冷挤压强化可以显著降低孔壁的表面粗糙度,随着相对挤压量的增大,孔壁表面粗糙度逐渐减小。在同一相对挤压量下,挤出端的表面粗糙度小于挤入端,这是由于挤出端的金属堆积大于挤入端,挤出端的实际相对挤压量也大于挤入端。未强化试样在初加工后,在微观上呈现为“波峰-波谷”周期性微结构,孔壁表面的粗糙度较大。压合衬套冷挤压强化后,“波峰”结构被挤压力压平,并发生向“波谷”流动的趋势。“波峰-波谷”周期性微结构相互融合,提高了表面完整性,进而提高待强化孔的表面性能。

表 3 强化前、后试样挤入端和挤出端表面粗糙度 单位:  $\mu\text{m}$

$\eta/\%$	1.7	2.0	2.3	2.5
未强化	0.974 5	0.973 2	0.977 3	0.974 9
挤入端	0.444 8	0.416 8	0.384 3	0.360 0
挤出端	0.392 0	0.351 2	0.325 7	0.294 0

2.3 残余应力分析

压合衬套冷挤压强化工艺通过改变相对挤压量等参数来提高孔结构的表面性能,在挤压过程中形成一定深度的残余压应力层。残余应力对材料疲劳极限的影响可用 Goodman 关系<sup>[23]</sup>来表示,如图 5 所示,具体公式为:

$$\sigma_w^m = \sigma_w^0 - m\sigma_m \quad (2)$$

$$m = \sigma_w^0 / \sigma_b \quad (3)$$

其中:  $\sigma_w^m$  为残余应力是  $\sigma_m$  时材料的疲劳极限;  $\sigma_w^0$  为残余应力是 0 时材料的疲劳极限;  $\sigma_m$  为平均应力;  $m$  为平均应力敏感系数;  $\sigma_b$  为抗拉强度。

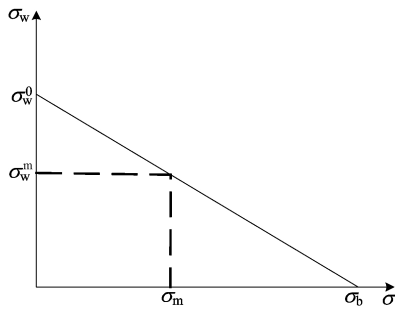


图 5 Goodman 关系图

当试样中产生残余应力  $\sigma_r$  时,将残余应力简化为  $\sigma_m$  的一部分,此时,式(2)可转换为:

$$\sigma_w^{m+r} = \sigma_w^0 - m\sigma_m - m\sigma_r \quad (4)$$

从式(4)可以看出,疲劳极限会随着残余应力的变化而发生改变。当残余应力为正(拉应力)时,会降低疲劳极限;当残余应力为负(压应力)时,将提高疲劳极限。因此,压合衬套冷挤压强化形成的残余压应力层可以提高试样的表面性能。

2.3.1 冷挤压对残余应力分布的影响

未强化试样和压合衬套冷挤压强化后试样的挤出端面径向残余应力分布如图 6 所示。

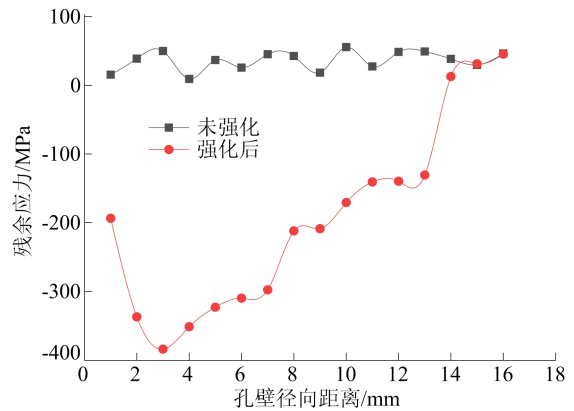


图 6 冷挤压强化前、后孔壁径向残余应力分布

从图 6 可以看出:通过压合衬套冷挤压工艺强化后,耳片孔挤出端面沿径向方向存在明显的残余压应力;在相对挤压量为 2.5% 时,强化后试样在孔壁形成了深度为 14 mm 左右的残余压应力层;应力值先增大后减小,最后趋于平稳状态,残余应力峰值出现在距孔壁径向距离为 3 mm 左右的位置。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,当扩展到局部的塑性变形量超出材料的承受范围时,残余应力分布趋于稳定。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。

2.3.2 相对挤压量对残余应力分布的影响

压合衬套冷挤压强化后,不同相对挤压量的耳片孔试样的挤出端面径向残余应力分布如图 7 所示。实验结果表明:在相对挤压量为 1.7% 和 2.0% 时,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;在相对挤压量为 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,其最大残余应力值为 -256.4 MPa,距孔壁径向距离超过 8 mm 后残余压应力变化趋于稳定;

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;相对挤压量为 2.3% 时,其最大残余应力值为  $-333.1$  MPa,距孔壁径向距离超过 13 mm 后残余应力变化趋于稳定;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。随着相对挤压量增大,残余应力峰值和残余应力层的深度也随之增大。

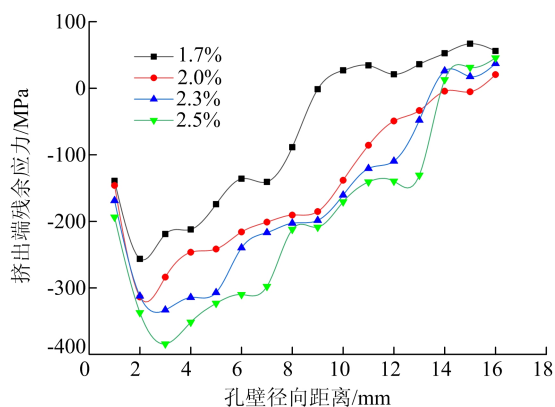


图 7 不同相对挤压量下沿孔壁径向方向残余应力分布

### 2.3.3 挤入端和挤出端残余应力分布

压合衬套冷挤压强化后,挤入端和挤出端的残余应力分布情况如图 8 所示。

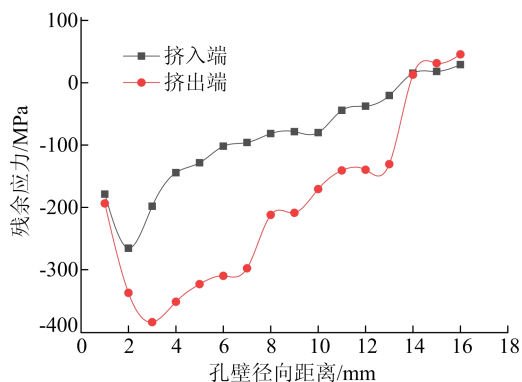
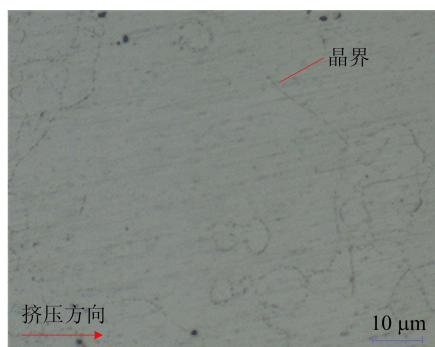


图 8 挤入端和挤出端径向残余应力分布

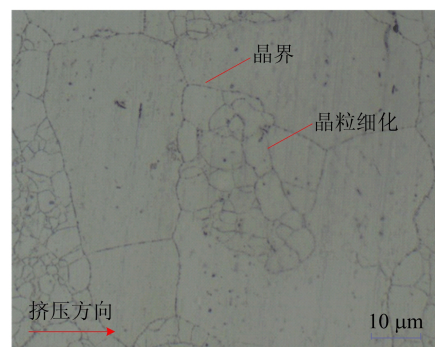
由图 8 可知,孔挤压残余应力挤出端明显大于挤入端。这是由于压合衬套冷挤压强化过程中,孔壁表层的金属发生了塑性流动,使残余应力分布不均匀。芯棒通过挤入端时,挤压孔壁表层金属,使孔壁表层金属发生塑性流动,导致金属堆积,进而使实际相对挤压量变大;芯棒通过挤入端时,芯棒继续挤压孔壁表层金属,使孔壁表层的金属堆积继续增大,实际相对挤压量也增大,使挤出端实际相对挤压量大于挤入端,导致压合衬套冷挤压残余应力挤出端高于挤入端。

### 2.4 微观组织分析

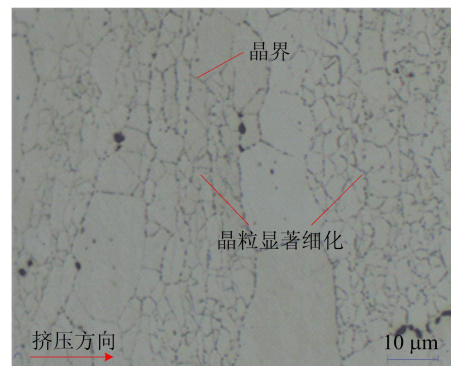
压合衬套冷挤压强化前、后,耳片孔试样挤出端微观组织形貌如图 9 所示。



(a) 未强化



(b) 相对挤压量为 1.7%



(c) 相对挤压量为 2.5%

图 9 强化前、后试样挤出端微观组织

从图 9a 可以看出,未强化试样的孔壁表层金属位错胞直径较大,晶界不明显,晶粒分布没有规律。从图 9b 可以看出,在相对挤压量为 1.7% 时,相对于未挤压试样,挤出端的微观组织中晶界更为明显,晶粒发生细化。从图 9c 可以看出,在相对挤压量为 2.5% 时,相对于未挤压试样,挤出端的微观组织中晶粒显著细化,晶界更加明显。

上述研究表明,压合衬套冷挤压强化后,试样挤出端的微观组织与原始区域有较大差异。压合衬套冷挤压强化时,芯棒挤压产生的压缩应力和剪切应力使孔表面的微观组织由于芯棒的运动而

发生变形,在孔边形成了晶粒细化层。晶粒的细化增加了晶界的数量,金属晶粒越细,晶界越多,阻碍位错运动的作用越大,金属塑性变形抗力越高,表现的强化效果越好。

### 3 结 论

1) 压合衬套冷挤压中,随着相对挤压量的增大,耳片孔试样和压合衬套产生的塑性变形也随之增大,塑性变形会增加材料的屈服强度和硬度。同一相对挤压量下,耳片孔和压合衬套的挤入端内径总是大于挤出端。

2) 压合衬套冷挤压可以显著降低孔壁的表面粗糙度。随着相对挤压量的增大,试样孔壁表面粗糙度逐渐减小。同一相对挤压量下,挤出端的表面粗糙度小于挤入端。

3) 压合衬套冷挤压使 7050 铝合金耳片孔产生了明显的残余压应力,并形成了一定深度的残余压应力层;随着相对挤压量增大,残余压应力峰值和残余应力层深度也随之增大。同一相对挤压量下,挤出端残余压应力显著高于挤入端。

4) 相比于未强化试样,强化后试样的微观组织中,晶界更加明显,晶粒更加细化。晶粒的细化提升了耳片孔的表面性能。

### [参 考 文 献]

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] WANG X, XU C, CHEN X, et al. Effect of cold expansion on high-temperature low-cycle fatigue performance of the nickel-based superalloy hole structure [J]. International Journal of Fatigue, 2021, 151: 106377.
- [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] WANG C, ZOU F, ZHOU E, et al. Effect of split sleeve cold expansion on microstructure and fatigue performance of 7075-T6 aluminum alloy holes[J]. International Journal of Fatigue, 2023, 167: 107339.
- [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): 5536.
- [11] 毕高杰,黎向锋,李堃,等.聚氨酯轮硬度对小直径开缝衬套成形性能的影响[J].现代制造工程,2019(7):83-88,103.
- [12] FAGHIIH 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: 103715.
- [13] 刘莹莹,李洁洁,李嘉懿,等.孔挤压对 7050 合金耳片组织及疲劳性能的影响[J].材料热处理学报,2021,42(5):19-25.
- [14] 艾莹璐,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.
- [15] 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: 107130.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 黄宏,赵庆云,刘风雷.孔强化对 7050 铝合金残余应力分布的影响[J].航空制造技术,2016(19):80-82.
- [19] 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):11-15,41.
- [20] 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.
- [21] 张志贤,张立新,王凡.压合衬套强化耳片的疲劳寿命评估[J].航空科学技术,2022,33(3):97-105.
- [22] 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):1-14,99.
- [23] 薛希豪.孔挤压强化对国产 7050 合金耳片疲劳行为的影响[D].西安:西安建筑科技大学,2019.

(责任编辑 吴 亮)