

引文格式: 冯平法, 刘嘉辉, 王子标, 等. 钛合金 TB6 连接孔挤压强化残余应力及疲劳寿命试验研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(11): 14-21.

FENG Pingfa, LIU Jiahui, WANG Zibiao, et al. Experimental study on residual stress and fatigue life of TB6 titanium alloy connection hole after cold expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(11): 14-21.

# 钛合金 TB6 连接孔挤压强化残余应力及疲劳寿命试验研究\*

冯平法<sup>1,2,3</sup>, 刘嘉辉<sup>1,2</sup>, 王子标<sup>4</sup>, 冯峰<sup>3</sup>, 张翔宇<sup>1,2</sup>, 沈岳<sup>1,2</sup>,  
张建富<sup>1,2</sup>, 王健健<sup>1,2</sup>, 吴志军<sup>1,2</sup>, 郁鼎文<sup>1,2</sup>

(1. 清华大学精密超精密制造装备及控制北京市重点实验室, 北京 100084;

2. 清华大学高端装备界面科学与技术全国重点实验室, 北京 100084;

3. 清华大学深圳国际研究生院, 深圳 518055;

4. 中国科学院力学研究所非线性力学国家重点实验室(LNM), 北京 100190)

**[摘要]** 针对钛合金 TB6 连接孔, 研究直接芯棒挤压强化工艺参数对钛合金耳片的强化效果, 表征不同挤压量和挤压次数下连接孔塑性变形量、孔壁残余应力和表面粗糙度, 测试挤压强化前后耳片的拉-拉疲劳寿命, 分析疲劳断口的形貌特征及疲劳寿命提升的原因。结果表明, 挤压强化几乎不能改善孔壁表面质量, 但可以使孔壁发生剧烈的塑性变形, 引入一定的残余压应力; 随着挤压量的增大, 塑性变形量增大, 残余压应力引入峰值和深度均明显增大, 衰减速度减小, 而挤压次数的影响相对较小; 挤压强化后疲劳寿命显著提高, 经由 3% 挤压量挤压强化后的耳片疲劳极限提升至少 38%。

**关键词:** 钛合金 TB6; 连接孔; 挤压强化; 残余应力; 疲劳寿命

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2023.11.014



冯平法

长聘教授, 特别研究员, 博士生导师, 主要从事先进制造技术及智能制造系统领域的研究工作。

钛合金具有质量轻、比强度高、耐腐蚀性好、热硬性好等优势, 是航空航天领域不可或缺的重要材料<sup>[1-2]</sup>。以飞机制造为例, 大量机械零部件通过螺栓或铆钉连接, 在产品服役过程中, 钛合金连接孔承受较大的应力载荷, 极易发生疲劳失效, 甚至酿成严重后果<sup>[3]</sup>。为了提高连接孔的安全性和可靠性, 诸多学者开展了大量研究。

众多研究结果均表明, 挤压强化是一种直接高效的内孔抗疲劳制造方法, 可以成倍提高连接孔的疲劳寿命<sup>[4-8]</sup>。其中, 直接芯棒挤压强化是通过外力使一个直径大于孔径的挤

压芯棒穿过连接孔, 迫使孔壁材料发生弹塑性变形, 以改善连接孔的疲劳性能。因工艺简单、成本低廉、强化效果显著, 直接芯棒挤压强化在实际生产中应用广泛<sup>[9]</sup>。Elajrami 等<sup>[10]</sup>试验得知经过一次挤压后的铝合金 2024-T3 孔疲劳寿命可以延长 6~7 倍。Liu 等<sup>[11]</sup>发现即使在温度 600 °C 下, 挤压强化后的镍基高温合金孔的低周疲劳寿命仍可提高 2.1~3.5 倍。Hou 等<sup>[12]</sup>试验发现经过 5.7% 挤压量挤压后的铝合金 7B04-T6 孔的腐蚀疲劳寿命提升了 3 倍。Wang 等<sup>[13]</sup>观察疲劳断口发现, 挤压强化后的试件在疲劳裂纹扩展中绕过了三向压

\* 基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB3405102)。

应力区域,认为残余压应力的引入是疲劳寿命提升的主要原因。由于连接孔的空间局限性,现有试验研究大多在孔端面测量残余应力,受限于X射线光斑大小或钻孔直径,无法直接测得强化表面及亚表面残余应力<sup>[5,7,10-14]</sup>。而疲劳裂纹通常萌生于此,因此表层及亚表层的应力分布尤为重要。一些学者通过有限元仿真的方式得到了强化后孔壁残余应力分布规律<sup>[4,8,15-17]</sup>。

本文进行了钛合金TB6耳片直接芯棒挤压强化试验,分析了挤压量和挤压次数对塑性变形量、孔壁残余应力及表面粗糙度的影响规律,通过疲劳寿命试验对比了不同工艺参数下的挤压强化效果,结合疲劳断口形貌分析了挤压强化提升疲劳寿命的原因。

## 1 试验及方法

### 1.1 试验件及挤压强化试验

试验用原始材料为钛合金TB6,经预加工得到如图1(a)所示的耳片状试验件,耳片孔公称直径为20 mm,尺寸公差为0~0.021 mm,孔深为16 mm。所有用于强化试验的耳片孔均由钻孔-镗孔得到。挤压强化试验为直接芯棒挤压,挤压芯棒材料为M42高速钢,其结构如图1(b)所示,可以分为导向段、前锥段、工作段和后锥段。其中,工作段的直径与挤压前耳片孔的直径差定义为挤压强化的挤压量。

挤压过程中,试件材料由于弹塑性变形,与挤压芯棒间存在巨大的正压力。挤压芯棒与孔壁之间沿轴向相对滑动会导致剧烈的摩擦。为了减少轴向残余拉应力的引入,避免因轴向摩擦造成孔壁表面的微裂纹等缺陷,使用MoS<sub>2</sub>表面处理剂(中国航发北京航空材料研究院)进行挤压过程中的润滑减摩。挤压强化前用MoS<sub>2</sub>表面处理剂分3次均匀涂抹于孔壁表面,在常温下静置1 h,待

表面处理剂完全固化。

挤压强化试验在LEGEND 1000MDX型液压机(美国Instron公司)上进行,该液压机最大能够提供100 t压力。

挤压强化过程中,在挤压芯棒的径向推挤作用下,孔壁材料发生了剧烈的塑性变形,由于耳片试件的两端缺少约束,挤压入口端和出口端的孔壁材料会向两端面发生明显的塑性流动,导致挤压强化后的孔径呈现两端大、中间小的“沙漏”形状,同时耳片两端面也会因为材料堆积形成“凸瘤”,不仅会导致孔径超过尺寸设计公差,而且会导致服役过程中在材料堆积处产生应力集中,更容易萌生疲劳裂纹,不利于耳片试件疲劳寿命的提高。因此,使用如图2(a)和(b)所示的工装进行耳片孔挤压强化试验。上压板和下垫块均设计有孔径略大于挤压芯棒工作段直径的通孔。试验前首先将定位芯棒依次穿过上压板、耳片试件和下垫块,使待强化孔与上压板孔及下垫块孔同轴,其次用螺栓将上压板与下垫块连接,对耳片试件上端面施加一定的预压力,然后将定位芯棒取出,更换为挤压芯棒,最后通过液压机挤压,实现对耳片孔的挤压强化。图2(c)和(d)

所示是挤压强化试验现场图。

图3所示是挤压量0.4 mm时,直接挤压及使用工装挤压后耳片孔入口端和出口端材料堆积对比。可

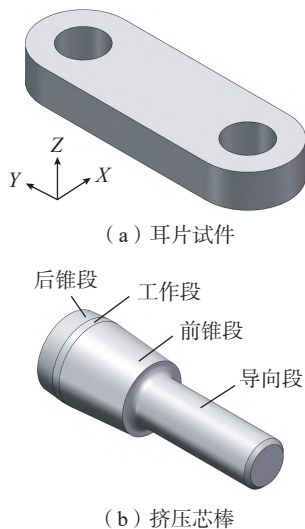
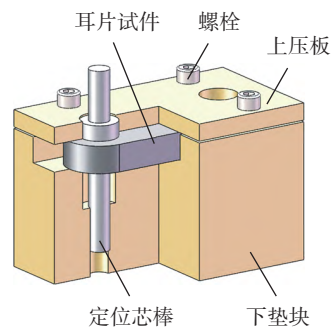
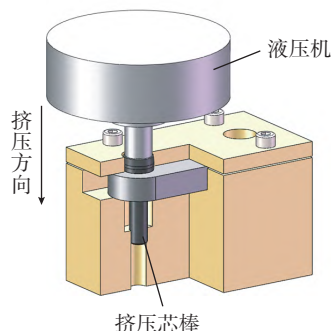


图1 耳片试件及挤压芯棒

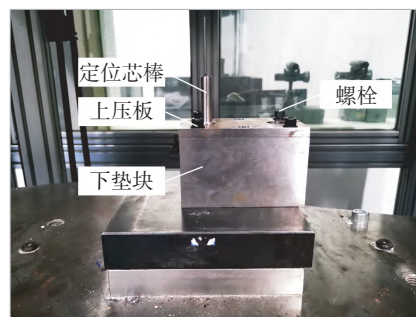
Fig.1 Lug sample and expansion mandrel



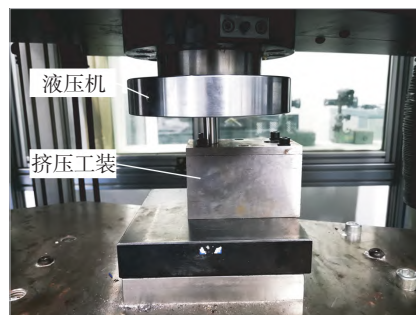
(a) 挤压前定位示意图



(b) 挤压强化示意图



(c) 挤压前定位试验



(d) 挤压强化试验

图2 挤压强化试验过程

Fig.2 Experimental process of cold expansion

可以看出,使用工装后,挤压入口端材料堆积高度由 51 μm 下降至 48 μm,挤压出口端材料堆积高度由 121 μm 下降至 77 μm;该工装对抑制挤压入口端和出口端材料轴向流动具有一定的效果,可以在一定程度上改善挤压强化后孔壁“沙漏”形貌及“凸瘤”材料堆积问题,使挤压强化得到的耳片孔仅需孔边倒角即可去除尺寸超差部分,符合设计公差要求。因此,以下试验均在该工装上进行。设计了挤压强化工艺参数试验,挤压量试验范围选取 1%~3%,挤压次数试验范围选取 1~3 次,如表 1 所示。

### 1.2 挤压强化测试及表征

耳片孔入口和出口端面材料堆积使用 Zygo NexView 9000 型白光三维形貌干涉仪进行观察测量。孔壁轮廓使用 Hexagon Global S 型三坐标测量机进行自适应同心圆扫描。孔壁表面粗糙度使用 Mahr MarSurf PS 10 型触针式表面粗糙度仪进行测量,对每个孔壁沿轴向测量 5 次,取平均值作为该孔壁的表面粗糙度  $R_a$ 。

由于空间位置的局限性,直接对孔壁进行残余应力测试存在困难。图 4 为耳片试件挤压强化后的测试。将耳片线切割得到图 4 (a) 所示的试件,再进行残余应力测试。孔壁表面残余应力使用 XL-640 型 X 射线应力仪(爱斯特应力技术有限公司)进行测试,测量方法及参数如表 2 所示,测试过程如图 4 (b) 所示。由于钛合金属于晶粒粗大的难测材料,使用摆动法进行测量,以尽量提高测量结果的准确性和可靠性。孔壁残余应力沿径向的分布使用芬兰 Prism 激光干涉应力仪(ESPI)进行测试,该设备是将剥层法和电子散斑干涉技术相结合对内部残余应力进行测量,钻孔直径为 1 mm,测试过程如图 4 (c) 所示。孔壁纵截面经金相制样后由日本 OLYMPUS-BX51M 光学显微镜观察得到。

疲劳性能使用 QBG-250 型高频疲劳试验机(美国 Instron 公司)进行拉-拉疲劳寿命测试,试验前将销轴插入耳片孔内,试验过程中通过销轴沿耳片试件的长轴施加载荷,如图 5 (a) 所示。疲劳应力载荷选用  $\sigma_{max}=250$  MPa,应力比  $R=0.1$ ,载荷频率约为 100 Hz。疲劳断裂后的耳片试件如图 5 (b) 所示。疲劳断裂后的试件经线切割后,使用 ZEISS GeminiSEM 300 扫描电子显微镜(SEM)观察疲劳断口形貌。

## 2 试验结果与讨论

### 2.1 塑性变形量

图 6 所示是挤压前后的孔径差,即塑性变形量与挤压工艺参数关系。可以看出,随着挤压量的增大,挤压芯棒对孔壁材料的径向推挤效果增大,孔壁材料塑性变形加剧,塑性变形区域增大,孔径扩张量显著提高。对于 1 次挤压,挤压量由 0.2 mm 增大到 0.6 mm,对应的塑性变形量由 25 μm 增大到 276 μm。

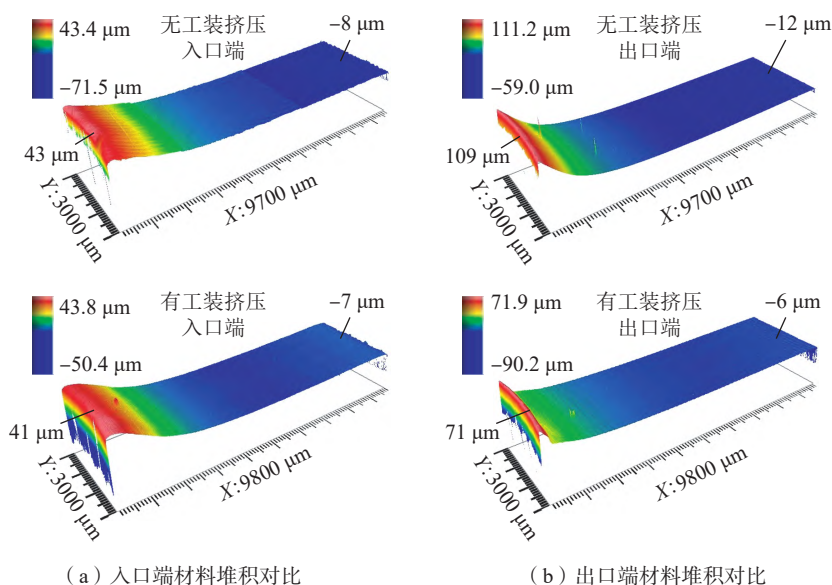


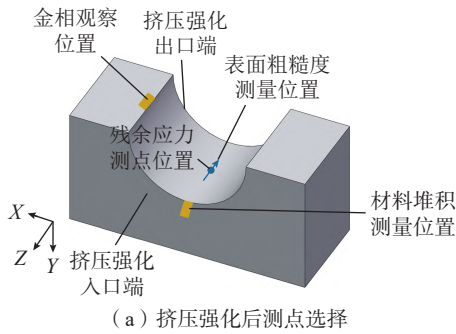
图 3 入口端及出口端材料堆积对比

Fig.3 Comparison of material accumulation at inlet end and outlet end

表 1 挤压强化试验方案

Table 1 Experimental parameters of cold expansion

试验序号	挤压量/mm	挤压次数/次	挤压速度/(mm·min <sup>-1</sup> )	挤压条件
1	0.20	1	60	MoS <sub>2</sub> 表面处理剂分 3 次涂抹孔壁, 常温固化 1 h
2	0.20	2		
3	0.20	3		
4	0.40	1		
5	0.40	2		
6	0.40	3		
7	0.60	1		
8	0.60	2		
9	0.60	3		



(a) 挤压强化后测点选择

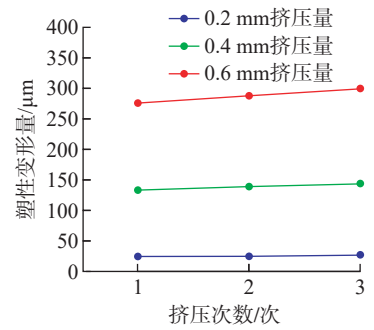
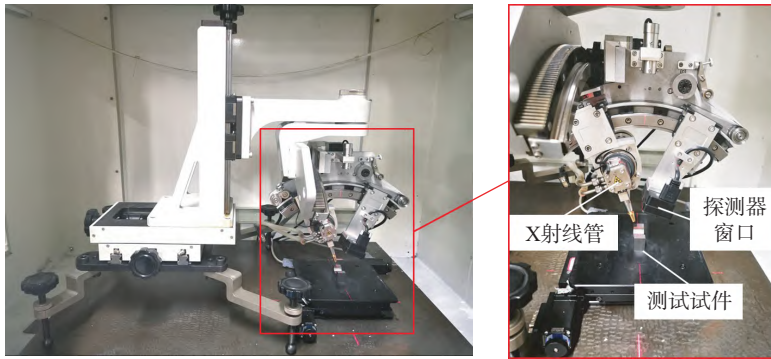
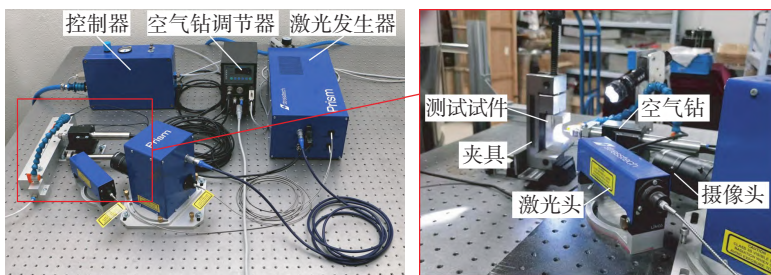


图6 挤压强化后塑性变形量  
Fig.6 Plastic deformation after cold expansion



(b) X射线衍射残余应力测试



(c) ESPI残余应力测试

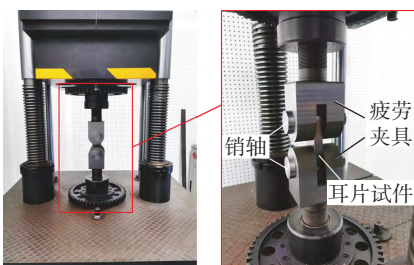
图4 挤压强化后测试

Fig.4 Measurement for characterization of cold expansion

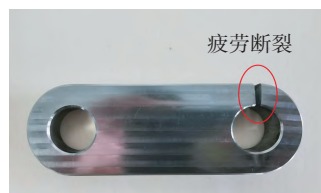
表2 X射线衍射残余应力测试参数

Table 2 Measurement parameters of residual stress by X-ray diffraction

靶材	测量方法	摆角 / (°)	光斑直径/mm	管电压/kV	管电流/mA
Cu	侧倾固定 $\psi$ 加摆动法	5	2	27.0	8.0



(a) 耳片试件装夹



(b) 疲劳断裂耳片

图5 疲劳寿命试验试件装夹及试验后耳片

Fig.5 Fatigue test set up and lug samples after test

而当挤压量相同时,随着挤压次数的增加,挤压强化后的孔径略有增大,对于0.2 mm挤压量,3次挤压相比于1次挤压塑性变形量仅增大3  $\mu\text{m}$ ,对于0.4 mm和0.6 mm挤压量,塑性变形量分别增大了9  $\mu\text{m}$ 和22  $\mu\text{m}$ ,但也仅相当于1次挤压塑性变形量的6.7%和7.9%,可见塑性变形量受挤压次数影响不大。

## 2.2 残余应力分布

挤压强化过程中,孔壁材料发生了剧烈的不均匀弹塑性变形,引入了一定的残余应力。而线切割会导致孔壁部分残余应力释放,影响残余应力测量结果。因此,在线切割前后分别使用三坐标测量机测量孔壁轮廓,得到线切割前后孔壁轮廓变形量,通过有限元仿真得到变形对应的残余应力释放量,对残余应力测量结果进行修正。

考虑到试件结构的对称性,建立线切割后1/2试件的二维简化模型,并得到仿真结果,如图7所示。图7(a)为简化模型,网格单元尺寸为0.1 mm,在孔壁处局部细化网格。在对称面上施加对称约束,在线切割面上施加力矩载荷,使得孔壁轮廓发生与三坐标测量机测量结果对应的扩张变形。仿真过程中的材料属性参数如表3所示<sup>[15]</sup>,使用ABAQUS/Standard求解器。图7(b)所示是仿真得到的应力分布云图,从中可以获取残余应力测点处的切向应力,以

修正试验测试结果。

图 8 (a) 所示是经有限元仿真修正后的挤压强化后孔壁表面切向残余应力 X 射线衍射测量结果。可以看出,随着挤压量的增大,孔壁塑性变形增大,表面残余压应力引入量明显增大,由  $-450 \sim -530$  MPa 增大到  $-700 \sim -800$  MPa。而挤压次数对表面残余应力的影响相对较小,上下偏差不得超过 10%,且未呈现明显的影响规律,这也与挤压前后孔壁塑性变形量测量结果吻合。在多次挤压强化的过程中,挤压变形量主要是弹性变形,引入的塑性变形极少,所以引入额外的残余压应力也较小。

X 射线衍射测得的仅是表面数  $\mu\text{m}$  范围内的残余应力,而残余压应力的引入层深度和峰值对疲劳寿命有重要影响。图 8 (b) 所示是 ESPI

测得的 1 次挤压后孔壁切向残余应力沿径向分布结果(经过有限元仿真修正)。可以看出,挤压强化后均引入了不同程度的残余压应力,且最大残余压应力均出现在亚表层。随着挤压量的增大,其表面残余压应力数值越大,且残余压应力层的深度也越大,这是由于挤压量越大,强化时产生挤压变形的程度和深度越大。当挤压量为 0.2 mm 时,在径向 0.1 mm 深度处残余压应力达到最大,约为  $-680$  MPa,随后迅速衰减,在径向 0.3 mm 深度处仅有  $-240$  MPa。当挤压量为 0.4 mm 时,在径向 0.15 mm 深度处残余压应力达到最大,约为  $-850$  MPa,随着径向深度的增大有所衰减,在径向深度 0.6 mm 处仍存在约  $-400$  MPa 的残余压应力。当挤压量为 0.6 mm 时,

残余压应力峰值进一步增大,超过了  $-1000$  MPa 且接近材料的屈服强度,且随着深度的增大衰减缓慢,即使在径向 0.7 mm 深度处仍存在约  $-740$  MPa 的残余压应力。如此数值大且影响层深的残余压应力将有效抑制裂纹的萌生和扩展,从而显著提高试件的疲劳寿命。

### 2.3 表面粗糙度

图 9 (a) 所示是挤压强化前后孔壁表面粗糙度  $R_a$  测量结果对比,挤压强化前后表面粗糙度均在  $R_a$  0.30~0.53  $\mu\text{m}$  之间,且数值变化不超过 5%,可以看出挤压强化过程对孔壁表面粗糙度几乎没有影响,挤压强化后孔壁表面仍呈现明显的镗孔痕迹,如图 9 (b) 所示。这是因为镗孔后孔壁表面沿孔轴向呈现周期性的峰谷交替的锯齿形貌。涂抹的表面

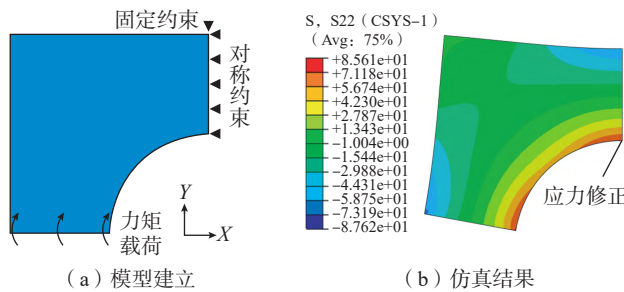


图 7 线切割致残余应力释放有限元修正

Fig.7 Finite element correction of residual stress release caused by wire cutting

表 3 有限元仿真材料属性参数<sup>[15]</sup>

Table 3 Material property parameters of finite element simulation<sup>[15]</sup>

材料	密度 / ( $\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$ )	弹性模量 / GPa	泊松比
钛合金 TB6	4.62	102	0.3

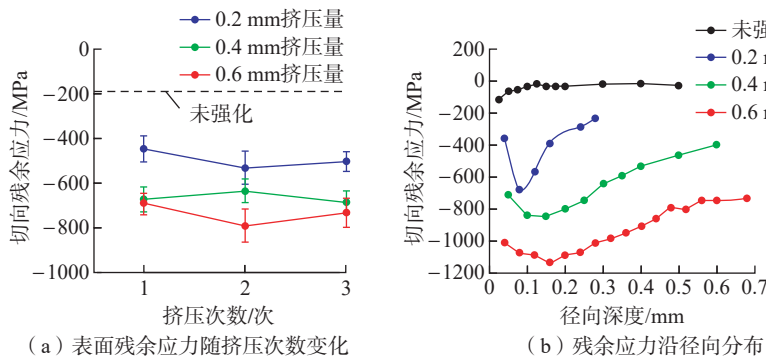
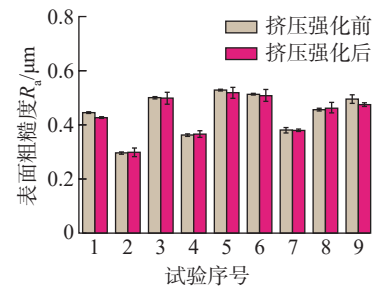
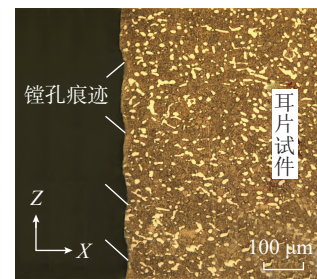


图 8 挤压强化后孔壁切向残余应力

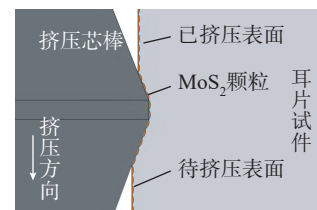
Fig.8 Tangential residual stress of hole wall after cold expansion



(a) 挤压强化前后表面粗糙度



(b) 挤压强化后孔壁截面



(c) 粗糙度不变原因分析示意图

图 9 挤压强化后表面粗糙度

Fig.9 Surface roughness after cold expansion

处理剂固化后,在挤压强化过程中,MoS<sub>2</sub>颗粒被封存于镗孔得到的“波谷”中。由于MoS<sub>2</sub>颗粒具有良好的承载能力,挤压芯棒沿径向同时挤压“波峰”与“波谷”,使之发生同步塑性变形和回弹,如图9(c)所示。因此,挤压强化完成后未能实现表面光整,孔壁表面质量没有明显改善,表面粗糙度几乎不发生改变。

#### 2.4 疲劳寿命试验及断口分析

根据表面完整性测试结果分析可知,对挤压强化后孔壁表面完整性影响最为显著的因素是挤压量。因此选取挤压次数为1次,研究挤压量对挤压强化后耳片试件疲劳寿命的影响规律。为避免孔径差异对疲劳试验结果造成影响,根据试验得到的挤压强化塑性变形量,对挤压强化前耳片孔径进行预补偿,使得挤压强化后孔径满足公称直径20 mm、尺寸公差0~0.021 mm的设计要求。每组挤压强化工艺参数的疲劳试验至少重复3次,取平均值作为试验结果。所有耳片试件均在最小截面处发生疲劳断裂。强化前后耳片的疲劳寿命试验结果如图10所示。随着挤压量的增大,挤压强化对疲劳寿命的改善效果显著提高。

未强化耳片试件的疲劳寿命循环次数为 $3.2 \times 10^4$ 次。图11所示是未强化耳片的疲劳断口SEM形貌,图11(a)中的各点对应后面各分图。疲劳断口由裂纹萌生区、裂纹扩展区和脆性断裂区组成。裂纹萌生于孔

壁表面,如图11(b)所示,且沿连接孔轴向观察到多处裂纹源。在距离主裂纹源8 mm范围内的裂纹扩展前期为辉纹扩展机制,随着扩展的进行,辉纹间距逐渐增大,反映裂纹扩展速率的提高(图11(c)~(f))。随着扩展的进一步进行,实际受力面积减小,实际载荷增大,材料出现

撕裂并伴有明显的塑性变形(图11(g))。最终,耳片试件出现瞬断,脆性断裂区呈现出大量等轴韧窝特征(图11(h))。

经过0.2 mm挤压量1次挤压后,耳片试件的疲劳寿命循环次数提升至 $7.3 \times 10^4$ 次,疲劳寿命提升约128%。图12所示是挤压量0.2 mm

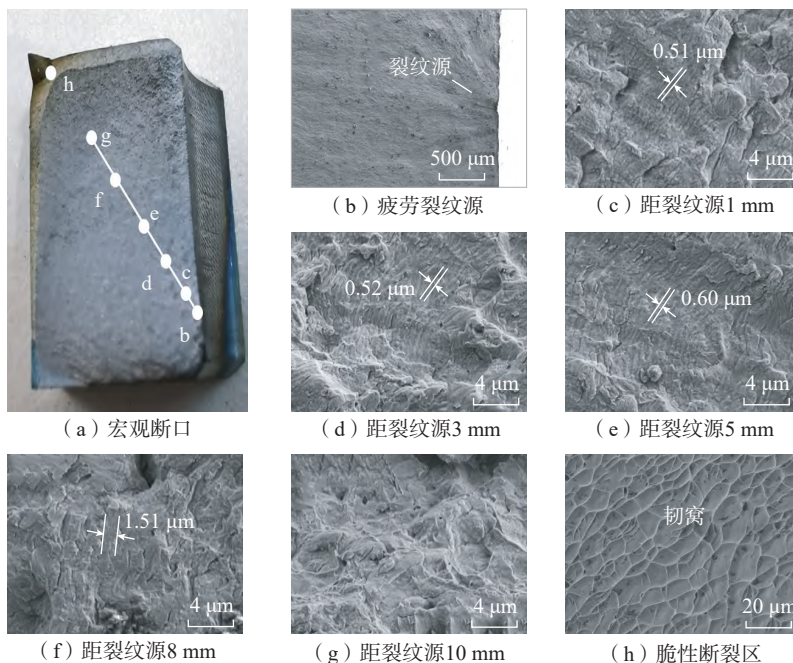


图11 未强化耳片试件疲劳断口

Fig.11 Fatigue fracture of samples without cold expansion

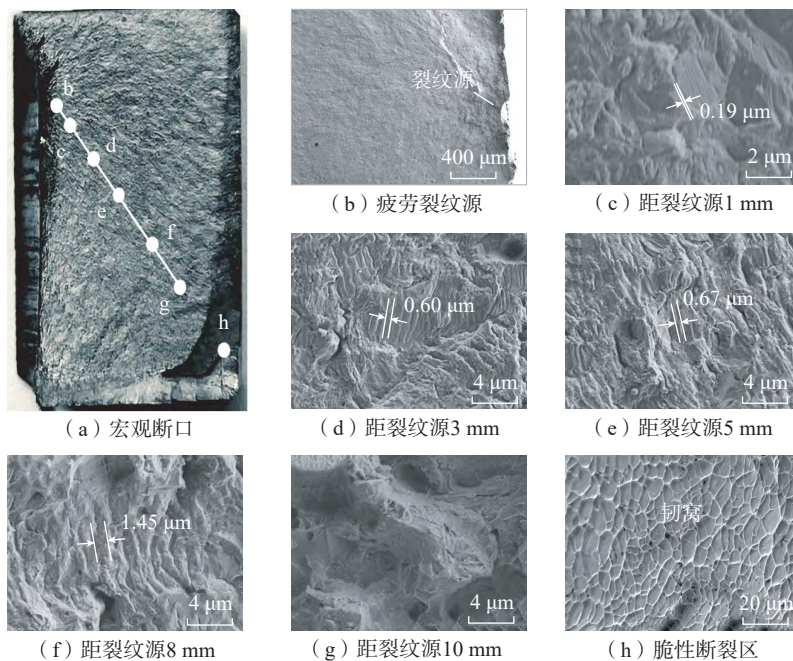


图12 挤压量0.2 mm耳片试件疲劳断口

Fig.12 Fatigue fracture of samples with 0.2 mm cold expansion

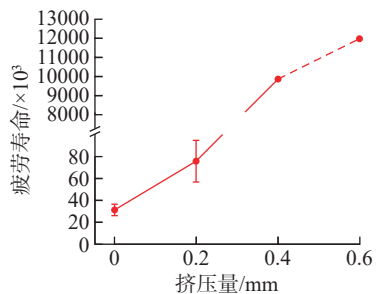


图10 挤压强化后耳片试件疲劳寿命  
Fig.10 Fatigue life of lug samples after cold expansion

耳片试件疲劳断口。疲劳裂纹萌生于孔壁表面靠近挤压入口一侧,且呈现单源起裂,如图 12 (b) 所示。在裂纹扩展前期亦为辉纹扩展机制,且辉纹间距与未强化试件基本相当,在裂纹扩展初期(距裂纹源 1 mm 处)略小于未强化试件,裂纹扩展区面积没有明显改变(图 12 (c)~(f))。随着扩展的进行,亦呈现撕裂和脆断(图 12 (g)~(h))。脆性断裂区的韧窝尺寸略小于未强化试件。因此,疲劳寿命的提升可认为是残余压应力的引入在一定程度上延缓了裂纹的扩展速率。

经过 0.4 mm 挤压量一次挤压后,耳片试件的疲劳寿命循环次数提高至  $9.8 \times 10^6$  次,疲劳寿命显著提高,提升超过 300 倍。图 13 所示是挤压量 0.4 mm 耳片试件疲劳断口。疲劳裂纹萌生于孔壁表面靠近挤压入口一侧,如图 13 (b) 所示。在裂纹扩展前期,随着裂纹扩展的进行,辉纹间距逐渐增大,且均明显小于未强化试件(图 13 (c)~(f))。在距离裂纹源 8 mm 处,辉纹间距差距最大,但仅约为未强化试件的 1/3,且裂纹

扩展区的面积小于未强化试件。峰值达到 -850 MPa 的残余压应力有效提高了疲劳寿命。在脆性断裂区亦呈现大量韧窝,且韧窝尺寸明显小于未强化试件(图 13 (h))。

经过 0.6 mm 挤压量一次挤压后,3 个耳片试件的疲劳寿命循环次数均超过  $1.2 \times 10^7$  次,直至载荷提高 20% 后发生疲劳破坏。对比《中国航空材料手册》<sup>[18]</sup> TB6 合金耳片元件轴向加载疲劳 S-N 曲线,如以  $10^7$  为循环基数,经 0.6 mm 挤压量一次挤压后,钛合金 TB6 耳片试件疲劳极限由约 180 MPa 至少提高至 250 MPa,提升 38% 以上。数值大且影响层深的残余压应力对疲劳寿命提升发挥了重要作用。

### 3 结论

(1) 随着挤压强化挤压量的增大,孔壁塑性变形量增大,孔壁切向残余压应力引入峰值和深度均显著增大,在径向 0.1~0.2 mm 深度处达到峰值,且沿径向衰减速率明显降低,挤压次数对塑性变形量及切向残余压应力引入量的影响相对较小。

(2) 挤压强化对孔壁表面粗糙度、形貌质量几乎没有影响,表面粗糙度数值变化量不超过 5%。

(3) 挤压强化后疲劳寿命显著提高,且随挤压量的增大而提高。以 3% 挤压量挤压强化后的钛合金 TB6 耳片试件疲劳极限由 180 MPa 至少提升至 250 MPa,提升超过 38%。

### 参考文献

[1] WILLIAMS J C, BOYER R R. Opportunities and issues in the application of titanium alloys for aerospace components[J]. *Metals*, 2020, 10(6): 705.

[2] 刘世锋, 宋玺, 薛彤, 等. 钛合金及钛基复合材料在航空航天中的应用和发展[J]. *航空材料学报*, 2020, 40(3): 77-94.

LIU Shifeng, SONG Xi, XUE Tong, et al. Application and development of titanium alloy and titanium matrix composites in aerospace field[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2020, 40(3): 77-94.

[3] 王彬文, 陈先民, 苏运来, 等. 中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2021, 42(5): 524651.

WANG Binwen, CHEN Xianmin, SU Yunlai, et al. Research progress and prospect of fatigue and structural integrity for aeronautical industry in China[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(5): 524651.

[4] SUN Y, HU W P, SHEN F, et al. Numerical simulations of the fatigue damage evolution at a fastener hole treated by cold expansion or with interference fit pin[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2016, 107: 188-200.

[5] 王燕礼, 卞小芳, 符彬, 等. 光整滚光和开缝衬套挤压孔结构表面完整性及疲劳行为研究[J]. *表面技术*, 2019, 48(9): 336-345.

WANG Yanli, BIAN Xiaofang, FU Bin, et al. Surface integrity and fatigue behaviour of holes treated by finishing & burnishing and split sleeve cold expansion[J]. *Surface Technology*, 2019, 48(9): 336-345.

[6] YAN W Z, WANG X S, GAO H S, et al. Effect of split sleeve cold expansion on cracking behaviors of titanium alloy TC4 holes[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2012, 88: 79-89.

[7] 罗学昆, 艾莹璐, 王欣, 等. 二次孔挤压强化对 TB6 钛合金疲劳性能的影响[J]. *航空材料学报*, 2017, 37(6): 88-94.

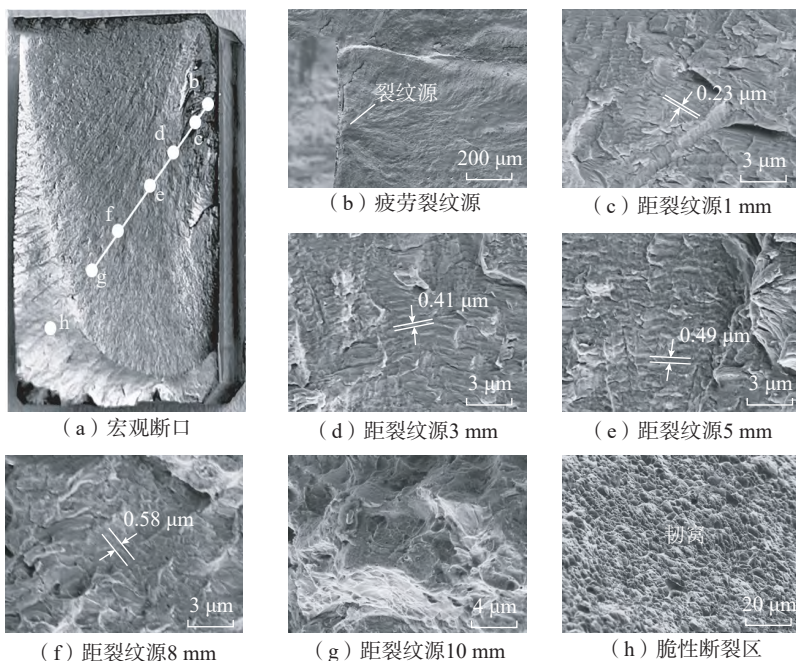


图 13 挤压量 0.4 mm 耳片试件疲劳断口

Fig.13 Fatigue fracture of samples with 0.4 mm cold expansion

LUO Xuekun, AI Yingjun, WANG Xin, et al. Effect of double cold expansion of hole on fatigue property of TB6 titanium alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2017, 37(6): 88–94.

[8] LI Q, XUE Q C, HU Q S, et al. Cold expansion strengthening of 7050 aluminum alloy hole: Structure, residual stress, and fatigue life[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022: 1–17.

[9] 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): 021336.

WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Progress and prospect of research on hole cold expansion technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 021336.

[10] 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.

[11] LIU H, HU D Y, WANG R Q, et al. Experimental and numerical investigations on the influence of cold expansion on low cycle

fatigue life of bolt holes in aeroengine superalloy disk at elevated temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 132: 105390.

[12] HOU S, ZHU Y L, CAI Z H, et al. Effect of hole cold expansion on fatigue performance of corroded 7B04–T6 aluminium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 126: 210–220.

[13] WANG Y L, ZHU Y L, 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.

[14] FAGHIEH S, SHAHA S K, BEHRAVESH S B, et al. Split sleeve cold expansion of AZ31B sheet: Microstructure, texture and residual stress[J]. Materials & Design, 2020, 186: 108213.

[15] 姜廷宇, 王洋, 王鹏, 等. TB6 钛合金孔二次挤压残余应力及疲劳寿命仿真研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 77–84.

JIANG Tingyu, WANG Yang, WANG Peng, et al. Simulation study on residual stress and fatigue life of TB6 titanium alloy hole after double cold expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 77–84.

[16] DEY MITHUN K, DAVE K, HUA

T. Finite element parametric study of the split sleeve cold expansion on residual stresses and pulling force[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2022, 236(5): 2447–2461.

[17] 霍鲁斌, 曹增强, 曹跃杰, 等. 飞机结构紧固件孔冷挤压残余应力场分布数值模拟研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(13): 74–79.

HUO Lubin, CAO Zengqiang, CAO Yuejie, et al. Numerical study of residual stress field distribution in aircraft structure fastener hole after cold expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(13): 74–79.

[18] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第2版): 第10卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.

Editorial Board of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook: Volume X[M]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2002.

通讯作者: 张翔宇, 助理研究员, 工学博士, 研究方向为难加工材料的超声精密加工。

## Experimental Study on Residual Stress and Fatigue Life of TB6 Titanium Alloy Connection Hole After Cold Expansion

FENG Pingfa<sup>1,2,3</sup>, LIU Jiahui<sup>1,2</sup>, WANG Zibiao<sup>4</sup>, FENG Feng<sup>3</sup>, ZHANG Xiangyu<sup>1,2</sup>, SHEN Yue<sup>1,2</sup>, ZHANG Jianfu<sup>1,2</sup>, WANG Jianjian<sup>1,2</sup>, WU Zhijun<sup>1,2</sup>, YU Dingwen<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Key Laboratory of Precision and Ultra-Precision Manufacturing Equipment and Control, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. State Key Laboratory of Tribology in Advanced Equipment, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. Tsinghua Shenzhen International Graduate School, Shenzhen 518055, China;

4. State Key Laboratory of Nonlinear Mechanics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**[ABSTRACT]** Aiming at the connection hole of TB6 titanium alloy, the strengthening effect of cold expansion parameters on titanium alloy lug samples was studied. Plastic deformation, residual stress and surface roughness of the hole expanded with different ratios and times were characterized. The tension-tension fatigue life of lug samples before and after cold expansion was tested. Morphology characteristics of fatigue fracture and the reasons for the improvement of fatigue life were analyzed. The results show that cold expansion can hardly improve the surface quality of the hole, but can cause severe plastic deformation of the hole wall and introduce compressive residual stress. With the increase of expansion ratio, the plastic deformation, the peak value and depth of compressive residual stress increase significantly and the attenuation rate decreases, while expansion times has less impact. The fatigue life of lug samples after cold expansion is significantly improved, and the fatigue limit of cold expansion with 3% expansion ratio is increased by at least 38%.

**Keywords:** TB6 titanium alloy; Connection hole; Cold expansion; Residual stress; Fatigue life

(责编 逸飞)