

衬套朝向对高强度铝合金开缝衬套冷挤压的影响分析

凡志磊,葛恩德,肖睿恒,王耀
(上海飞机制造有限公司,上海 201324)

摘要:在对高强度铝合金进行开缝衬套冷挤压时,衬套开口方向对冷挤压性能有明显影响。针对冷挤压衬套朝向对冷挤压性能的影响开展试验研究,分析冷挤压损伤原因,进行挤压量分析和力学性能试验。结果表明:衬套平行于 L 向试件的中值疲劳寿命和疲劳增益的一致性都很好,这为高强度铝合金开缝衬套冷挤压获得了优化的衬套朝向。

关键词:商用飞机;冷挤压;衬套朝向;挤压量;力学性能

中图分类号:TG376.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)03-0072-04

Analysis on Influence of Bush Orientation of Split Sleeve Cold Expansion on High Strength Aluminum Alloy

FAN Zhilei, GE Ende, XIAO Ruiheng, WANG Yao

(Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China)

Abstract: When the high-strength aluminum alloy is cold-expanded with split sleeve cold expansion, the sleeve orientation of the bush has a great influence of expansion performance. An experimental study is carried out on the influence of the bush orientation on the cold-expansion performance. The cause for cold damage is analyzed and squeeze amount study and mechanical performance test are carried out. The result shows the specimen with bush orientation parallel to L direction has better median fatigue life and fatigue gain consistency, which achieves an optimized bush orientation of split sleeve cold expansion on high-strength aluminum alloy.

Keywords: commercial aircraft; cold expansion; bush orientation; expansion amount; mechanical performance

0 引言

为提高飞机结构的疲劳寿命,国内外科研机构和航空制造企业都致力于研究飞机疲劳寿命的提高方法。紧固件孔是机体结构的典型应力集中区,受紧固件孔边缘应力集中的影响(图1),使孔成为结构的薄弱部位,在外部载荷的作用下极易产生疲劳裂纹,对飞机的安全性、可靠性和使用寿命产生不利的影响。另外,在制造过程中,如果在紧固件孔边存在微观裂纹,在应力集中和外力的共同作用下,会对结构的疲劳寿命产生重大影响^[1-2]。

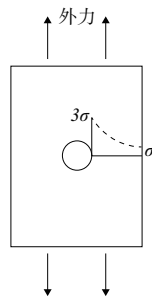


图1 孔的边缘应力集中

机械连接是飞机结构连接的主要形式,对机体结构上的连接孔进行强化是提高结构疲劳寿命的重要手段。一

项有关飞机结构件服役期疲劳失效的调查统计分析表明,约有70%的疲劳裂纹源于铆钉、螺栓连接孔,这已成为航空器结构失效主要的根源之一^[3-4]。因此,减小紧固件孔周围应力集中的影响,改善飞机结构的抗疲劳性能,是飞机设计制造中的重要研究内容,通过对紧固件孔进行冷挤压强化是提高飞机寿命的一种经济有效方法。

1 开缝衬套冷挤压

1.1 开缝衬套冷挤压工艺

开缝衬套冷挤压是20世纪70年代初发展起来的一种孔挤压工艺方法(图2)。开缝衬套冷挤压包括液压泵、拉枪、芯棒、衬套以及配套使用的钻头、鼻钉帽及孔径量规等。在进行冷挤压时,先将衬套放在芯棒的导向段上,衬套连同芯棒一起插入孔内。当使用拉枪拉动芯棒时,衬套被鼻顶帽顶住以限制其轴向运动,在拉力作用下芯棒从开缝衬套中通过,使开缝衬套沿径向扩张,进而使结构孔受到径向挤压^[5]。开缝衬套的存在使得冷挤压过程中避免了孔被擦伤,保护孔壁免受芯棒的轴向拉力影响,同时无需额外的润滑,具有单侧施工、效率高、挤压率可控、终孔可二次加工等优点,广泛用于铝合金、钛合金及合金钢孔的冷挤压^[6]。

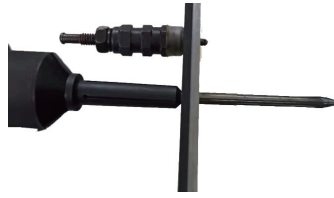


图2 开缝衬套冷挤压

1.2 冷挤压机理

冷挤压强化是利用比被挤材料更硬的挤压工具对孔内壁、埋头窝等表面施加压力,以改善孔疲劳性能的工艺方法。在挤压芯棒挤压孔的过程中,孔壁附近的金属层受到径向挤压力的影响,发生塑性变形,使更深层金属材料发生弹性变形,冷挤压完成后,弹性变形层回弹,进而挤压塑性变形层,使塑性变形层形成残余压应力(图3)。当孔边受外部拉应力作用时,拉应力和冷挤压残余压应力叠加,可以降低整体应力水平,进而提高结构疲劳寿命^[7]。更进一步,冷挤压塑性变形可以引入晶粒位错到金属材料中,提高其抗腐蚀性能^[8]。残余应力的存在还可以使得实际应力低于材料自身的裂纹扩展门槛值,可以有效抑制裂纹的扩展^[9]。

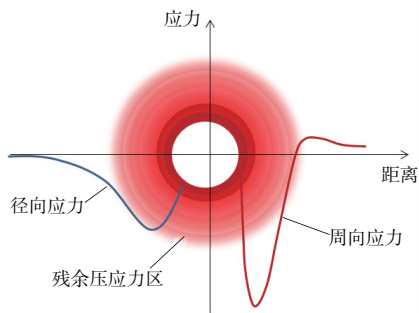


图3 孔周残余压应力示意图

2 开缝衬套冷挤压损伤

冷挤压使得材料具有寿命延长所必需的适当残余压应力,材料在冷挤压时,挤压率不能超过材料的延伸率。在开缝衬套冷挤压中,冷挤压损伤起始于开缝衬套导致的剪切不连续处,在开缝衬套冷挤压时,由于其延伸率较低,所以对衬套开口方向敏感。

2.1 材料延伸率

由于高强度铝合金如7085-T7651在横向面有着相对较低的延展率(表1),因此在对高强度铝合金开缝衬套冷挤压时需要额外注意衬套开口的影响。

2.2 冷挤压凸痕

冷挤压的孔有一个特征,就是它有一个衬套开缝引起的微小凸痕,如图4所示。

表1 7085-T7651 铝合金的延伸率

名义厚度/ mm	纹理 方向	抗拉强度/ MPa	0.2%屈服强度/ MPa	延伸率/%
101.6~127.0	L	517	496	9
	LT	524	476	7
	ST	510	448	3
127.0~152.4	L	517	496	8
	LT	524	476	7
	ST	503	448	3
152.4~177.8	L	510	490	8
	LT	517	462	5
	ST	496	313	3



图4 冷挤压凸痕

在开缝衬套冷挤压中产生损伤的主要原因是由于基体材料的延伸率小于挤压率,导致冷挤压过程中材料剪切不连续,进而产生损伤,主要发生在横向往孔冷挤压衬套开口处,通常孔边损伤可以通过后续铰孔去除。在7050、7085等铝合金锻件和厚板材料冷挤压过程中,当开缝衬套定位在主纹理方向的45°时(L-45-S),受衬套挤压过程中扩张变形产生的轴向拉力影响,潜在损伤起始于开缝导致的剪切不连续处并沿着长向扩展,如图5所示。

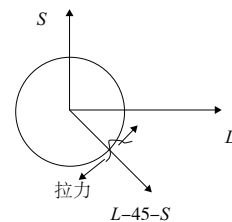


图5 冷挤压损伤机理

3 开缝衬套冷挤压试验研究

选取7085-T7651材料在S-L面进行开缝衬套冷挤压试验,以研究衬套朝向对开缝衬套冷挤压性能的影响。试验件形式见图6,试验参数见表2。

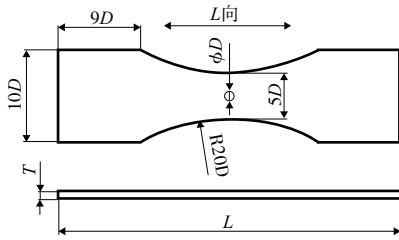


图6 试验件示意图

表2 7085-T7651 材料孔强化试验参数

衬套的开缝朝向	初始孔径/mm	终孔直径/mm	工具编号	挤压力/ μm	挤压率/%
与L方向成45°	7.188~7.264	7.811~7.861	8-3-N	226~302	3.1~4.2
平行于L方向	7.188~7.264	7.811~7.861			

试验流程如下:制初孔、铰孔—测量冷挤压前孔径—开缝衬套冷挤压—检测冷挤压孔径—铰终孔—挤压力分析—荧光渗透检查—力学性能试验。

3.1 挤压力

挤压力是影响孔冷挤压强化效果的重要因素^[10]。合适的挤压力既可以有效提高结构的疲劳寿命,又不会对结构孔产生挤压损伤。挤压力有绝对挤压力和相对挤压力(挤压率),两种挤压力的计算公式如下:

$$\text{绝对挤压力: } E = D_i + 2t - D_0$$

$$\text{相对挤压力: } I = [(D_i + 2t - D_0) / D_0] \times 100\%$$

式中: E 为绝对挤压力; I 为相对挤压力; D_i 为冷挤压销棒大径; D_0 为冷挤压初孔直径; t —衬套厚度。

对冷挤压试验件进行测量并计算,两组试验件的相对挤压力为3.1%~4.2%,与表1中的延伸率数据比较可以得出:本试验孔强化挤压率高于7085铝合金短横向的延伸率,即冷挤压对7085铝合金横向往孔可能产生不利影响。

3.2 力学性能试验

通过对两组朝向试验件进行疲劳试验,得到不同朝向力学性能试验结果,从而判断衬套朝向对冷挤压性能的影响。

a) 试验设备

本次试验采用MTS 370电液伺服疲劳试验机。

b) 试验参数

试验载荷谱为等幅正弦波,应力比为0.06,试验频率为10 Hz,试验载荷为155 MPa。疲劳试验加载通过一固定夹头和一活动夹头来实现。疲劳试验机上夹头固定,下夹头连接试验机作动缸,施加循环载荷。试验件夹持深度为50 mm,夹持过程中对7085-T7651铝合金试验件采用划线方式进行对中夹装。

c) 试验过程

正式试验前,应对每件试验件进行对中调节和PID调节。

1) 对中调节

正式试验前应对同种状态材料的首批试验件进行静力加载,加载值为20%正式试验峰值载荷,加载过程中应全程采集应变,计算试验件弯曲百分比,计算公式如下:

$$B_z = [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2) / (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)] \times 100\%$$

式中: B_z 为宽度方向弯曲百分比; ε_1 、 ε_2 分别为#1、#2应变片应变值。

加载20%正式试验峰值载荷,采集应变,计算弯曲百分比,要求 B_z 低于5%。每个试验件,载荷调试时记录应变片数据,根据应变片数据调整夹持位置保证试验件夹持对中满足5%。

2) PID 调节

在试验件对中调节完毕后,对每一种试验件中首个疲劳试验件进行PID调节,确认该构型试验件在加载过程中PID值。

PID调节过程中载荷最大值选用60%正式试验峰值应力对应载荷,加载波形为正弦波,应力比 R 为0.06,频率选用正式试验频率,PID调节后施加载荷命令值与反馈值相同。图7为试验件的PID调节结果。

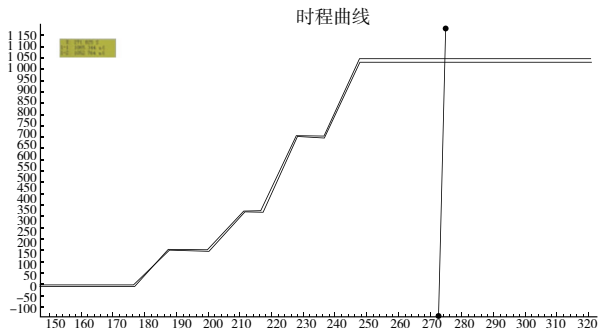


图7 PID 调节

3) 试验加载

试验加载时应保证加载作用线与试验件载荷轴线一致,避免附加弯矩的产生。试验时应平稳加载,静态误差不得超过 $\pm 1\%$,动态误差不得超过 $\pm 3\%$ 。

4) 试验数据采集

疲劳试验过程中载荷、位移、时间数据采集频率为100 Hz。采集第(1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9) \times (10, 10², 10³, 10⁴, 10⁵, 10⁶)个循环数,测量载荷、位移、时间等数据,记录数据点数量,应确保能分辨出一个完整循环的峰值和谷值,推荐一个循环记录不少于100个有效数据点。

采集试验开始后100周、结束前100周的试验数据,包括载荷、位移、时间。

选取与L向呈45°方向及平行于L向试验件方向各8个试验件进行疲劳试验,试验件均在孔边萌生裂纹,裂纹沿垂直加载方向向孔边扩展,直至断裂失效或触发设限保护,试验停止。典型断裂试样见图8,试验件断口形貌见图9。对断裂试验件断口进行目视检查,无气孔、杂质等明显缺陷。

d) 试验结果

表3为不同衬套开缝朝向的疲劳寿命测量结果。根据表3绘制不同衬套开缝朝向的疲劳寿命对比图。从表3和图10中可以看出:

与 L 向 45° 冷挤压试件的中值疲劳寿命明显低于平行于 L 向试件,前者约为后者的70%。与 L 向 45° 冷挤压试件疲劳寿命的对数寿命标准差明显大于平行于 L 向试件,说明其疲劳寿命的分散程度大于平行于 L 向试件,说明衬套平行于 L 向对提高结构抗疲劳增益的一致性更好。



图8 疲劳断裂试样

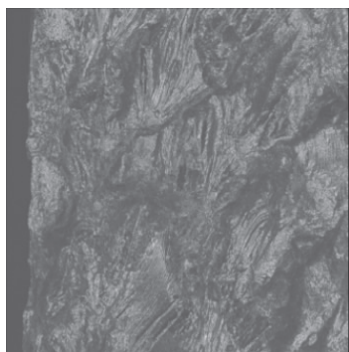


图9 试验件断口形貌

表3 材料退化系数表

衬套的开缝朝向	总寿命/循环次数	对数寿命	对数寿命均值	对数寿命标准差	中值寿命/循环次数
与 L 向 45°	196 548	5.293 5			
	231 101	5.363 8			
	250 561	5.398 9			
	137 367	5.137 9			
	404 310	5.606 7	5.418 8	0.154 3	262 286
	312 315	5.494 6			
	373 494	5.572 3			
	303 771	5.482 5			
平行于 L 向	450 404	5.653 6			
	474 300	5.676 1			
	350 771	5.545 0			
	367 406	5.565 1	5.570 9	0.095 5	372 287
	499 736	5.698 7			
	279 358	5.446 2			
	323 135	5.509 4			
297 109	5.472 9				

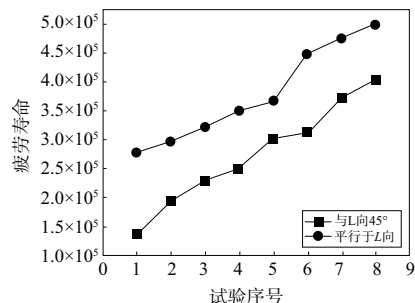


图10 疲劳寿命对比图

4 结语

1) 高强度铝合金由于其材料特性的特殊性,对其开缝衬套冷挤压强化工艺参数开展研究很有必要。高强度铝合金在短横向纹理面具有低延伸率,因此对这些铝合金短横向纹理方向的孔进行开缝衬套冷挤压时需要特别注意。为达到最好的强化效果,在对短横向平面和长横向平面内的孔进行开缝衬套冷挤压时,建议将开缝衬套方向朝 L 向。

2) 通过本试验研究可知,通过优化衬套朝向,可以提高其抗疲劳性能,且可以进一步提高其抗疲劳增益的一致性。

3) 影响冷挤压性能的因素很多,包括挤压量、衬套朝向、铰缩量、基体材料的性能以及安装紧固件的配合关系等,后续需综合考虑各影响因素对冷挤压性能的影响,以获得最优的冷挤压工艺参数。

参考文献:

- [1] 钱晓明,姜银方,管海兵,等. 飞机结构件紧固孔强化技术综述[J]. 机械强度,2011,33(5):749-753.
- [2] 谢方琳. 孔冷挤压强化在飞机装配中的应用[J]. 航空工艺技术,1992,35(1):33-36.
- [3] 李龙. 小孔构件激光冲击强化研究及其特性分析[D]. 马鞍山:安徽工业大学,2016.
- [4] 刘渊,薛红前,靳泓睿,等. 7075 铝合金连接孔复合强化数值模拟及疲劳试验研究[J]. 航空制造技术,2019,62(21):52-58,68.
- [5] 孙暄,王珉,许洪昌,等. 孔的开缝衬套冷挤压强化技术[J]. 机械制造,1998,36(1):22-24.
- [6] ZOU C. Residual stress analysis of cold expansion process in aluminum-lithium alloy[C]. Changsha:MSMD 2015.
- [7] FAN Z L. Residual stress analysis of split sleeve cold expansion on aluminium lithium alloy [C]. Jinan:ICFDM 2018.
- [8] 韦宏博,许晓静,朱亮亮,等. 冷挤压对高合金化7000系铝合金抗腐蚀性能的影响[J]. 金属热处理,2020,45(9):46-50.
- [9] 李超,汝继刚,李慧曲,等. 2B25-T351 压印强化残余应力场的有限元模拟与实验[J]. 塑性工程学报,2014,21(4):19-22.
- [10] 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,2016,59(19):80-82.

收稿日期:2021-02-01