

引文格式: 卢浩, 魏永合, 江晓宇, 等. 孔的开缝衬套冷挤压强化工艺研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(21): 98–105.

LU Hao, WEI Yonghe, JIANG Xiaoyu, et al. Study on cold extrusion strengthening technology of split sleeve of hole[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(21): 98–105.

## 孔的开缝衬套冷挤压强化工艺研究\*

卢浩<sup>1</sup>, 魏永合<sup>1</sup>, 江晓宇<sup>2</sup>, 廖波<sup>2</sup>

(1. 沈阳理工大学, 沈阳 110168;

2. 航空工业宜宾三江机械有限责任公司, 宜宾 644007)

**[摘要]** 开缝衬套冷挤压强化孔工艺广泛应用于航空制造、维修等领域, 用来提高飞机结构孔的疲劳寿命。采用仿真分析方法研究了开缝衬套冷挤压强化孔残余应力分布及疲劳寿命。首先基于有限元软件 ABAQUS 建立了 7050 铝合金构件挤压强化有限元模型, 得到了不同挤压量下的仿真结果, 并分析了该模型的准确性; 其次, 在得到的强化模型结果基础上利用疲劳分析软件 Fe-Safe 对强化孔疲劳全寿命进行了预测; 最后, 开展了未挤压孔与开缝衬套挤压强化孔的疲劳试验对比。结果表明, 设计挤压量在 4.0%~4.5% 时, 可以获得最合理的残余应力分布, 当挤压量超过 4.5% 时挤出端残余压应力最大值基本保持不变。挤压完成后, 孔径向变形呈马鞍形状, 孔壁金属向孔两端方向流出。该强化工艺对孔的疲劳增益效果明显, 强化孔的疲劳寿命约为未强化孔的 10 倍。

**关键词:** 开缝衬套; 冷挤压强化; 残余应力; 有限元仿真; 疲劳寿命

### Study on Cold Extrusion Strengthening Technology of Split Sleeve of Hole

LU Hao<sup>1</sup>, WEI Yonghe<sup>1</sup>, JIANG Xiaoyu<sup>2</sup>, LIAO Bo<sup>2</sup>

(1. Shenyang Ligong University, Shenyang 110168, China;

2. AVIC Yibin Sanjiang Machinery Corporation Ltd., Yibin 644007, China)

**[ABSTRACT]** The technology of cold extrusion strengthening holes with split sleeve is widely used in aviation manufacturing, maintenance and other fields to improve the fatigue life of aircraft structural holes. The residual stress distribution and fatigue life of cold extrusion strengthened hole of split sleeve were studied by simulation analysis method. Firstly, based on the finite element software ABAQUS, a finite element model of extrusion strengthening of 7050 aluminum alloy components was established, and the simulation results under different extrusion amounts were obtained, and the accuracy of the model was analyzed. Secondly, based on the results of the strengthened model, the fatigue life of the strengthened hole was predicted by using the fatigue analysis software Fe-Safe. Finally, a fatigue test comparison between the unextruded hole and the extrusion-strengthened hole with split sleeve was carried out. The results show that the most reasonable residual stress distribution can be obtained when the designed extrusion amount is 4.0%–4.5%. When the extrusion amount exceeds 4.5%, the maximum residual compressive stress at the extrusion end basically remains unchanged. After extrusion, the hole diameter changes in a saddle shape along the axial direction, and the hole wall metal flows out toward both ends of the hole. This strengthening process has obvious effect on the fatigue gain of holes, and the fatigue life of strengthened holes is about 10 times that of unreinforced holes.

**Keywords:** Split sleeve; Cold extrusion strengthening; Residual stress; Finite element simulation; Fatigue life

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.21.098

\* 基金项目: 国家自然科学基金(51875368)。

机翼翼根处是机翼和机身连接的地方,在飞行过程中由于机翼的振动,常常会承受外界循环载荷的影响。此部位的结构孔会产生应力集中,从而产生疲劳破坏引发故障,影响飞机的正常飞行<sup>[1]</sup>。为了避免此类事故的发生,20世纪70年代波音公司提出了开缝衬套冷挤压强化孔的工艺方法<sup>[2]</sup>,通过薄壁开缝将衬套装到带有锥度的芯棒上,使其穿过结构孔,对孔进行径向挤压。孔壁产生的塑性形变在孔周产生残余压应力层,这种强化层可以降低此部位所受的外界循环拉应力均值,从而达到延缓裂纹萌生和扩展的目的<sup>[3]</sup>。

提高孔的疲劳寿命旨在改善孔周产生的残余压应力层,由于无法测量试验板结构内的残余应力情况,故常结合数值模拟的方法进行分析<sup>[4]</sup>。Dey等<sup>[5]</sup>对铝合金冷挤压强化进行了有限元分析,发现随着材料屈服强度和挤压量的增加,均能改善孔周残余压应力情况,提高孔的疲劳寿命,芯棒在挤压过程中的拉力也随之增加。黄宏等<sup>[6]</sup>对比分析了不同铰削量对7050铝合金板材孔边残余应力分布的影响,结合LXRD应力分析仪进行了不同铰削量下试验板的残余应力测量,证实了挤压强化孔可以改善孔周残余应力情况。疲劳试验是评估强化孔结构抗疲劳性能最直接的方法,但由于制造误差、挤压装配过程等不可控因素较多,往往会得到不理想的试验结果。王彩勇等<sup>[7]</sup>结合疲劳仿真软件MSC.Fatigue对强化孔疲劳寿命进行了仿真,得到在一定范围内,挤压量的增大可以相应地提高孔的寿命,且所受外界载荷越小,疲劳寿命越大。欧阳小穗等<sup>[8]</sup>对孔的疲劳寿命计算方法进行了研究,估算了循环载荷下不强化和衬套挤压强化后构件的疲劳寿命,得出试验结果与估算结果有较好的一致性。

以上研究表明,开缝衬套冷挤压强化孔的工艺方法可以很好地提高结构孔疲劳寿命。为了更深入研究开缝衬套挤压强化效果,形成完整的疲劳寿命预测体系,本文结合ABAQUS有限元分析软件,建立了开缝衬套的冷挤压强化过程仿真模型,对比分析了不同挤压量下的开缝衬套强化效果,结合疲劳全寿命分析软件进行了疲劳寿命的初步预测。

## 1 挤压强化过程的仿真模型建立

本研究借助ABAQUS强大的非线性计算能力,对开缝衬套挤压强化过程进行有限元建模,整个工艺过程为芯棒的轴向运动对开缝衬套和孔进行径向挤压。图1所示为装配模型,包括开缝衬套、顶套、芯棒、试验板4个部件,带孔试验板选用7050铝合金材料,初孔直径 $D_0=7.2\text{ mm}$ ,板厚为6 mm。

试验板在挤压过程中孔内壁会发生塑性形变,对其

做塑性材料定义。衬套作为工艺件,看作只发生弹性变形。顶套和芯棒变形较小,对两者进行刚体定义。装配模型各部件材料性能参数如表1所示。

选用C3D8R(八结点线性六面体单元,减缩积分,沙漏控制)网格,对重点关注的试验板孔周处进行局部加密<sup>[9]</sup>,装配时注意开缝衬套的开口朝向应与试验件危险截面垂直放置<sup>[10]</sup>,有限元网格划分模型如图2所示。

模型施加边界条件如下:顶套固定约束,在挤压过程中防止开缝衬套轴向移动;试验板左右两侧限制X轴轴向运动;定义芯棒末端参考点,对参考点施加沿X轴负方向30 mm的位移,至芯棒完全通过开缝衬套,并对芯棒和顶套施加刚体约束。接触方式采用面对面和线对线的离散方式,以刚度系数大的零件表面作为主面(或主线),小的零件选作从面(或从线)为设置原则<sup>[11]</sup>。

影响开缝衬套挤压强化效果最主要的因素为挤压量<sup>[12]</sup>,在设计阶段常用设计绝对挤压量和设计相对挤压量两种表达式来描述挤压量,计算公式为

$$E_a = (D + 2t) - D_0$$

$$E_r = \frac{E_a}{D_0} \times 100\%$$

式中, $E_a$ 为绝对挤压量; $E_r$ 为相对挤压量; $D$ 为芯棒工

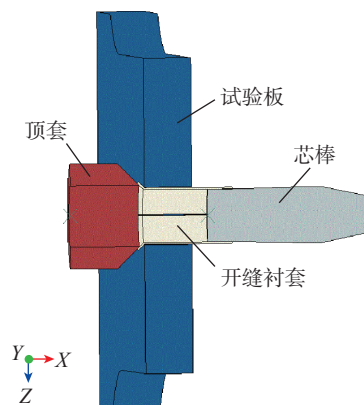


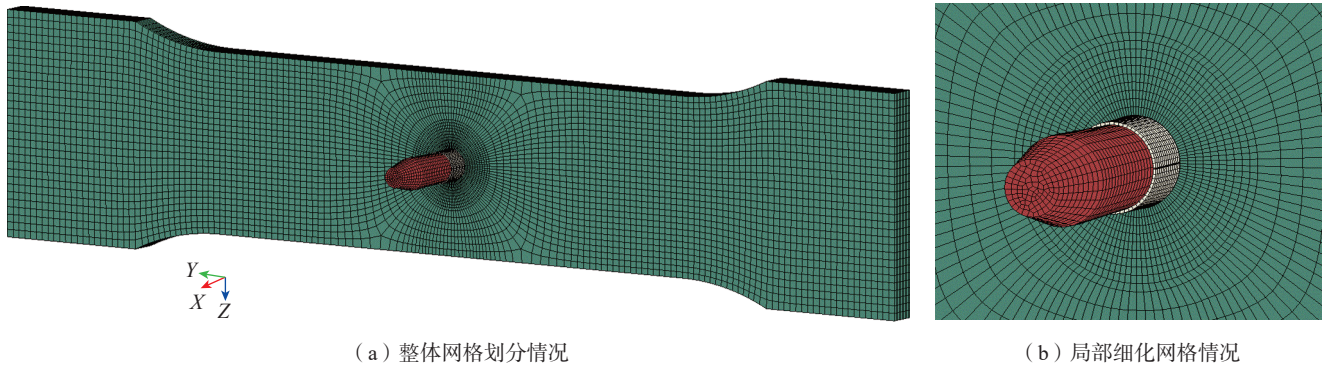
图1 开缝衬套冷挤压强化装配模型

Fig.1 Cold extrusion strengthening assembly model of split sleeve

表1 装配模型各部件材料性能参数

Table 1 Material performance parameters of each part of the assembly model

部件名称	材料名称	杨氏模量/MPa	泊松比 $\mu$	屈服强度/MPa	拉伸强度/MPa	延伸率/%
试验板	7050 铝合金	69000	0.33	470	530	11
开缝衬套	奥氏体 不锈钢	197000	0.30	—	—	—
芯棒	合金钢	210000	0.30	—	—	—
顶套	弹簧钢	210000	0.30	—	—	—



(a) 整体网格划分情况 (b) 局部细化网格情况

图2 有限元网格划分模型

Fig.2 Finite element mesh generation model

作段直径;  $D_0$  为试验板初孔直径;  $t$  为开缝衬套厚度。针对本结构,通过改变试验板孔径实现 3%~5% 之间的挤压量强化效果分析。

## 2 仿真结果分析

### 2.1 应力情况

孔的周向残余应力是评价带孔试验板强化性能的重要指标,危险截面周向残余应力分布云图如图 3 所示。

从图 3 可以看出,在孔周一定范围内产生了残余应力层,挤入端的周向残余压应力明显小于挤出端。残余压应力沿孔厚度方向分布不均,分布范围呈挤出面 > 挤入面 > 中间面趋势。这是因为在挤压过程中,由于芯棒的轴向运动,挤入端挤压完成处率先承受一部分由于试验板凹陷所产生的拉应力。冷挤压强化工艺中若采用较大的挤压量,会引起较大塑性变形从而损伤材料,对疲劳寿命有不利影响,因此存在与最高疲劳寿命相关的最佳挤压量。

图 4 为不同挤压量下挤出端周向残余应力分布情况。残余压应力最大值随挤压量的增加而增加,挤压量增加到 4.5% 时,最大残余压应力值基本保持不变,约 480 MPa。残余压应力层厚度也随挤压量增加而增加,其中,当挤压量为 5.0% 时最大层厚约 5 mm。残余应力变化呈现距孔壁越远残余压应力越小,并转化成拉应力,最终逐渐归 0 的规律。

### 2.2 孔端轴向金属流动情况

飞机常用叠层板材来提高飞机机翼和机身的强度,开缝衬套冷挤压强化会造成孔端金属轴向流动,较大的轴向流动会影响叠层板材的贴合度。图 5 所示为在挤压量为 4.5% 时的轴向金属流动情况,图 6 为利用仿真呈现出了不同挤压量下挤出端圆周 200 个节点的轴向位移情况。

结合图 5 和 6 的仿真结果,孔壁金属向孔两端方向流出,挤压完成后板材孔两边均向外凸起,且挤出端的

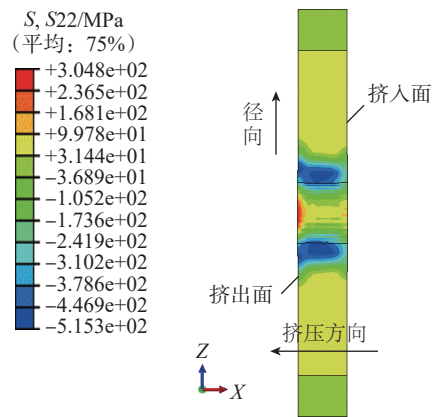


图3 危险截面周向残余应力分布

Fig.3 Distribution of circumferential residual stress of dangerous section

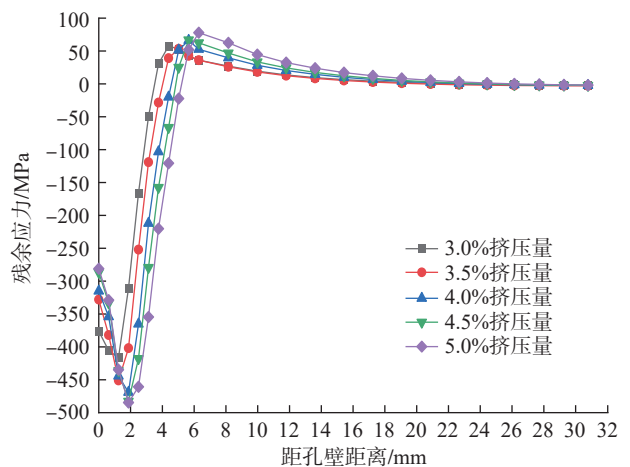


图4 不同挤压量下孔周周向残余应力分布

Fig.4 Circumferential residual stress distribution of holes under different extrusion amounts

流出量明显大于挤入端。沿孔的径向看,孔壁处金属轴向流动最大,距孔壁越远流动越小。不同挤压量下,随挤压量的增加金属轴向流动越大,其中 5.0% 挤压量下金属轴向流动最大,在不开缝位置处的金属轴向流动最

小值也将近 0.07 mm。不同挤压量下金属轴向流动变化趋势一致,但在开缝衬套开口处会产生突变,这是由于芯棒挤压使孔壁金属从开缝衬套开缝边缘处流出,形成挤压后的凸脊根部,这一部分金属流动性较大;还有一部分挤压过程中未接触开缝衬套,被芯棒挤压的不够彻底,形成挤压后的凸脊根部,这一部分金属流动较小。为了验证仿真的准确性,对挤压后的板材进行轴向金属流动情况的测量,试验结果与仿真情况一致。

### 2.3 孔径变化情况

挤压完成后危险截面孔径变化趋势如图 7 所示,沿轴向看,径向变形呈挤出端 > 挤入端 > 中间面的马鞍形状,这是由于孔中间部位的金属向两端流出,导致中间部位较两端挤压量略小,径向变形也就越小。以 4.5% 挤压量、初孔直径 7.2 mm 的试验板为挤压强化对象,经挤压强化仿真后测得挤压后孔径仿真值为 7.417 mm。对 7 件试验板进行相同方式的测量,并对两者进行对比,情况如图 8 所示,仿真与实测的强化后孔径值有较

好的一致性。

挤出端孔周节点沿 Z 方向位移变化情况如图 9 所示,变化趋势呈对称状,由于开缝衬套开口处受芯棒挤压,其位移变化量较不开口一侧相对变化大。对不同挤压量挤出端一侧孔周的 200 个节点进行 Z 方向的位移情况分析,如图 10 所示,随挤压量的增加, Z 方向位移变化也增加。

### 2.4 芯棒拉力情况

芯棒拉力的变化趋势与芯棒设计相关,芯棒从前锥度逐渐过渡到工作段时,芯棒拉力上升,在峰值处会出现 6 mm 左右的波动状态,正是芯棒工作段挤压开缝衬套时的表现,在芯棒工作段完全通过衬套后,芯棒拉力迅速下降至 0。在试验中采用美国 FTI 生产的 LB-20 拉枪,通过对拉枪充油的方式为芯棒提供拉力,利用动力台显示的最大压力值估算芯棒所需的拉力的情况。经过对比,挤压量 4.5% 的实际拉力值和仿真拉力值相仿,均在 8500 N 左右。不同挤压量下芯棒拉力随位移变化情况如图 11 所示,挤压量越大,芯棒拉力越大,5.0% 挤压量时达到了近 10000 N。

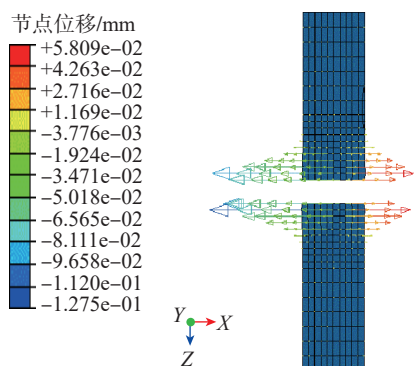


图 5 孔金属轴向流动情况  
Fig.5 Axial flow of hole metal

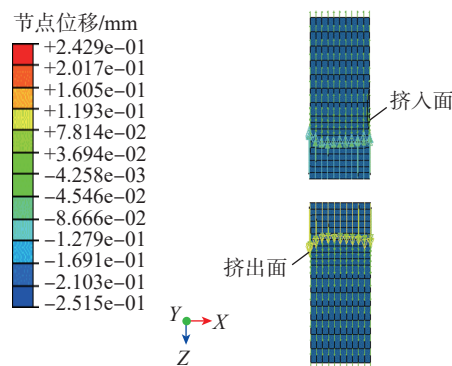


图 7 危险截面径向变形情况

Fig.7 Radial deformation of dangerous cross-section

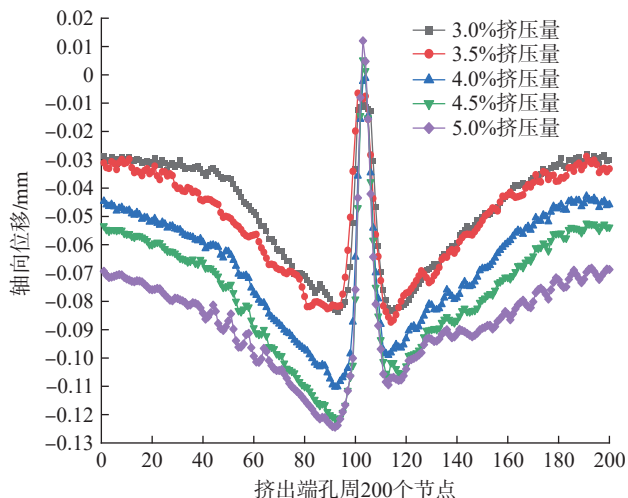


图 6 不同挤压量下挤出端轴向金属流动情况

Fig.6 Axial metal flow at extrusion side under different extrusion amounts

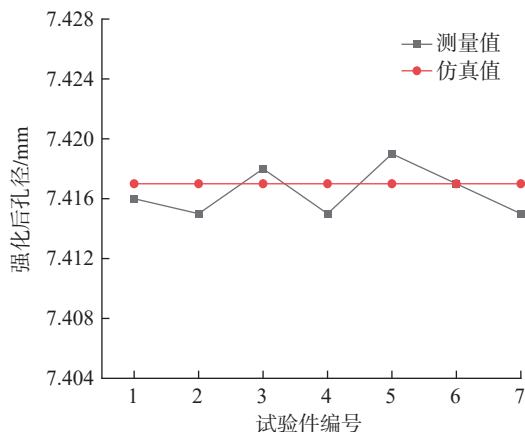


图 8 冷挤压强化后孔径对比情况

Fig.8 Comparison of hole diameters after cold extrusion strengthening

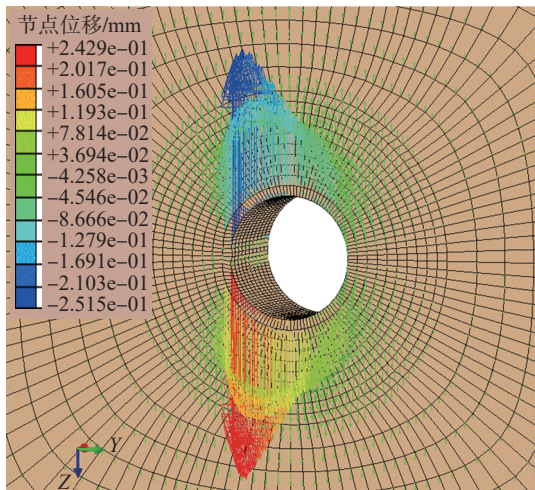


图9 试验板挤出端Z方向整体变形图

Fig.9 Z-direction overall deformation diagram of extrusion end of test plate

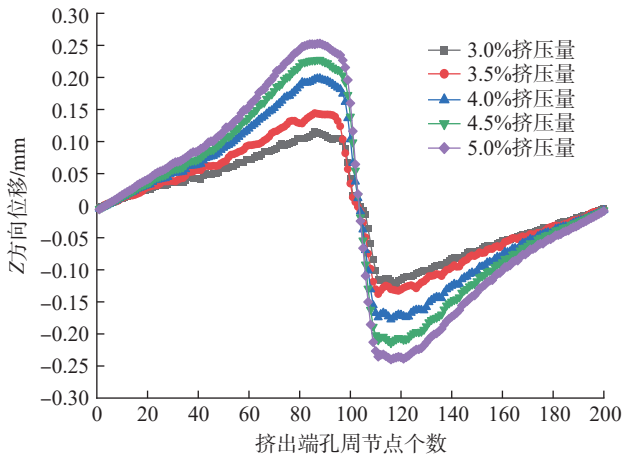


图10 挤出端圆周节点Z方向位移情况

Fig.10 Z-direction displacement of extrusion end circumferential node

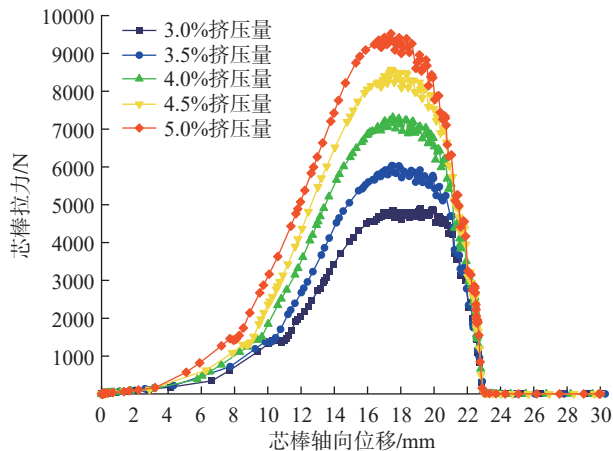


图11 不同挤压力下芯棒拉力随位移变化情况

Fig.11 Variation of mandrel tension with displacement under different extrusion amounts

通过分析以上影响参数,在挤压力低于4%时,虽芯棒拉力和轴向金属流动都较小,但残余压应力值较小;若高于4.5%挤压力,在实际挤压过程中,极易出现挤出侧金属堆积或芯棒拉力过大产生卡棒、断棒等现象,这会对板材造成损伤,降低其疲劳寿命。针对本结构试验板,挤压力为4.0%~4.5%时,可以在较小的芯棒拉力和轴向金属流动下,达到最大的残余压应力和径向变形,无论是对强化效果还是挤压工艺过程的可靠性都是最佳的。

### 3 强化孔的疲劳寿命研究

#### 3.1 疲劳全寿命仿真

由于应力仿真采用隐式分析方法,挤压完成后只会继承应力-应变状态,孔壁不会产生裂纹,对疲劳仿真分析影响相对较小,故仿真不进行铰削步骤。直接向Fe-safe中导入挤压完成后的有限元应力-应变情况作为初始的残余应力和应变,在此基础上采用Fe-safe中Elastic Block模块添加正弦波形完成疲劳载荷定义。具体分析过程如图12所示。

在设置相关材料信息及求解参数时,虽然Fe-safe中自带强大的材料库,但有些新型材料还不包含在内,用户可以通过设定弹性模量等参数自动生成S-N曲线,再根据现有试验数据对其进行适当修改。结合本文试验板结构,采用在应力集中系数 $K_t=2.816$ 、应力比 $R=0.06$ 下的S-N曲线,如图13所示。本模型疲劳分析方法采用适用于高周疲劳计算的Goodman平均应力修正法。经仿真,以4.5%挤压力为例,疲劳破坏位置与所受交变载荷方向垂直,疲劳寿命约为837529次,具体破坏位置在孔壁靠近挤入端一侧,如图14所示。

不同挤压力下疲劳寿命仿真情况如表2所示,从仿真结果来看,强化后的板材疲劳寿命高于不强化的板材,且随挤压力的增加板材的疲劳寿命也跟着增加,但挤压力达到5.0%时,由于拉应力增大,疲劳寿命下降,但强化效果也明显比未强化时好。

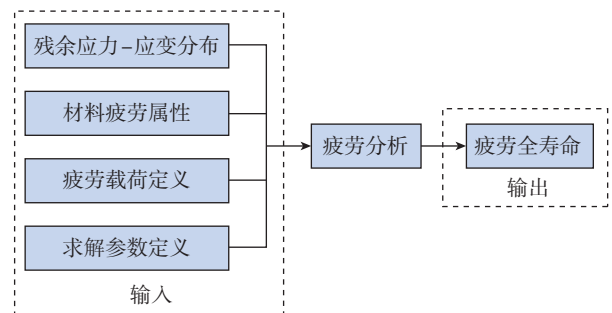


图12 疲劳全寿命仿真流程图

Fig.12 Flow chart of fatigue full life simulation

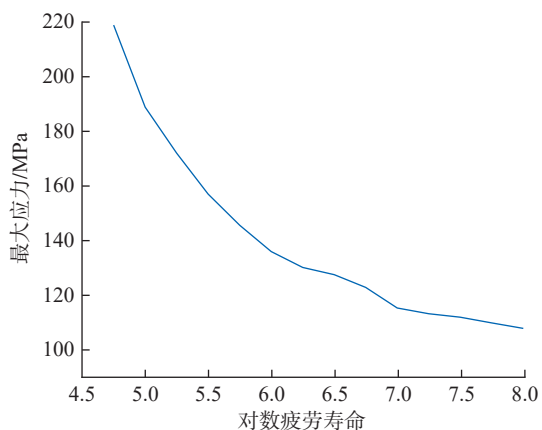


图 13 7050 铝合金 S-N 曲线

Fig.13 S-N curve of 7050 aluminum alloy

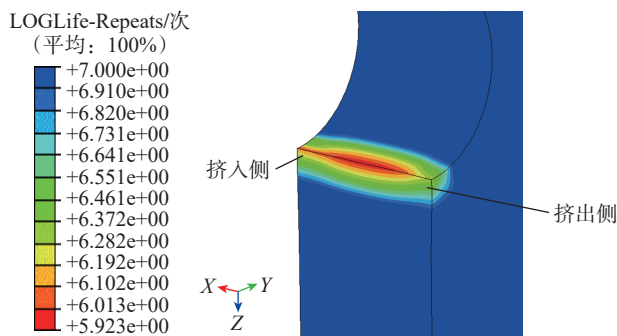


图 14 疲劳破坏位置

Fig.14 Fatigue damage position

### 3.2 疲劳试验

为了证明开缝衬套冷挤压的强化效果,选取设计挤压量在 4.5% 的 7 件试验板进行挤压强化。将强化后的试验板铰孔至与未强化试验板孔径相同,并进行疲劳试验。疲劳试验在 Instron8801 (10 t) 和 8804 (20 t) 试验机上进行,试验载荷选取正弦波形,最大值取光孔试样强度的 33%、应力比 0.06、频率 15 Hz,选取其中一块试验板进行静强度试验,其余用来做疲劳试验。试验件装夹如图 15 所示,得到试验结果如表 3 所示。

从试验结果可知,开缝衬套挤压强化对静强度基本没有影响,在相同恒幅交变载荷作用下,4.5% 挤压量强化后的试样可经受超过 100 万次的疲劳循环载荷,而未挤压强化试样寿命不超过 10 万次。开缝衬套挤压强化试样结构孔后疲劳寿命至少提升 10 倍以上。通过和疲劳仿真数据对比发现,虽然存在一定的误差,但具有一定的指导意义。

疲劳破坏位置如图 16 所示,在拉拉载荷的作用,试验件在危险截面处断裂,瞬断区很粗糙,与截面呈 45°,体现出拉断特征。危险截面断口形貌如图 17 所示,疲劳断口包括疲劳裂纹源区、疲劳裂纹扩展区和瞬断区 3

表 2 不同挤压量下疲劳寿命仿真结果

Table 2 Fatigue life simulation table of different extrusion amount

试验板类别	对数寿命	疲劳寿命 / 次
未强化	4.625	42169
3.0% 挤压量	5.712	515228
3.5% 挤压量	5.812	648634
4.0% 挤压量	5.910	813658
4.5% 挤压量	5.923	837529
5.0% 挤压量	5.634	430526

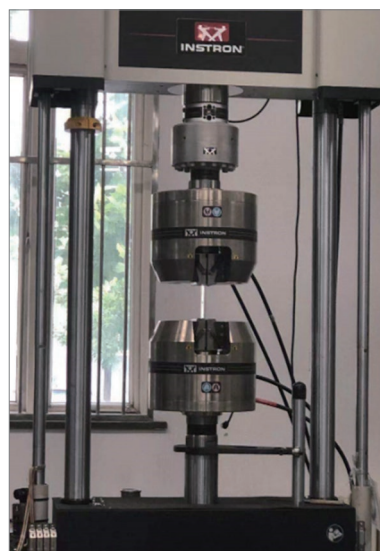


图 15 试验件装夹图

Fig.15 Test piece clamping diagram

个区域。疲劳裂纹均萌生于缺口孔内壁靠近挤入端处,与疲劳仿真破坏位置一致,由于暴露在空气中,所以氧化较严重,颜色较深。在疲劳裂纹源区,可以看到由疲劳源中心向外发散的放射状条纹;疲劳裂纹扩展区的颜色比疲劳裂纹源区浅,断面较平坦,显示出大量的海滩花样;瞬断区的颜色最亮,断口呈剪切斜断口,有大量的放射状条纹。

## 4 结论

(1) 建立了 7050 铝合金孔的开缝衬套挤压强化有限元模型,分析了芯棒拉力、孔的径向轴向变形、应力变化趋势等情况,通过与实际生产试验对比,可以准确地模拟开缝衬套挤压强化过程。

(2) 对比了不同挤压量下的应力分布、轴向金属流动、孔径变形和芯棒拉力情况,综合考虑,得出本文所用试验板的挤压量在 4.0%~4.5% 时,可以在满足相关工艺要求条件下,达到最大的残余压应力。

表 3 疲劳试验结果  
Table 3 Fatigue test results

试样编号	应力水平	峰值载荷/kN	应力比R	谷值载荷/kN	频率/Hz	总循环次数/次
未强化-1	100%	106.32	静强度	静强度	静强度	1
未强化-2	33%	35.08	+0.06	2.11	15	87295
未强化-3	33%	35.08	+0.06	2.11	15	61890
未强化-4	33%	35.08	+0.06	2.11	15	47264
未强化-5	33%	35.08	+0.06	2.11	15	72400
未强化-6	33%	35.08	+0.06	2.11	15	96081
未强化-7	33%	35.08	+0.06	2.11	15	46577
挤压量4.5%-1	100%	106.8	静强度	静强度	静强度	1
挤压量4.5%-2	33%	35.08	+0.06	2.11	15	100 万
挤压量4.5%-3	33%	35.08	+0.06	2.11	15	823070
挤压量4.5%-4	33%	35.08	+0.06	2.11	15	831277
挤压量4.5%-5	33%	35.08	+0.06	2.11	15	100 万
挤压量4.5%-6	33%	35.08	+0.06	2.11	15	100 万
挤压量4.5%-7	33%	35.08	+0.06	2.11	15	764974

注：在最大应力 182 MPa 下，未挤压强化光孔试样平均寿命为 68585 次，4.5% 挤压量光孔试样最低寿命为 764974 次，部分 100 万次寿命试样完好。

(3) 在有限元仿真的基础上，进行了开缝衬套挤压强化后的疲劳全寿命仿真，疲劳仿真结果与残余应力有关，疲劳寿命值随挤压量增加而增加，并存在着最优挤压量。

(4) 经疲劳试验，4.5% 挤压量下的试验板疲劳增益约为未强化试验板的 10 倍，通过对断口分析发现疲劳裂纹源处于孔壁靠近挤入端处，与疲劳仿真分析一致。

参考文献

[1] NIZEV V, POLUSHKIN O, KIREEV S, et al. Fatigue strength of an aircraft wing panel with a repair patch based on the filled hole at various values of interference fit[J]. Transportation Research Procedia, 2021, 54: 150-156.

[2] 高长宝. 飞机结构抗疲劳设计技术 [C]//2020 中国航空工业技术装备工程协会年会论文集. 北京: 中国航空工业技术装备工程协会, 2020: 248-251.

GAO Changbao. Anti-fatigue design technology of aircraft structure [C]//Proceedings of the 2020 China Aviation Industry Technology and Equipment Engineering Association Annual Conference. Beijing: China Aviation Industry Technology Equipment Engineering Association, 2020: 248-251.

[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): 021336.

WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Progress and prospect of research on hole cold expansion technique[J]. Acta Aeronautica et



(a) 正面断裂位置 (b) 侧面断裂位置

图 16 试验板疲劳断裂位置

Fig.16 Fatigue fracture position of test plate

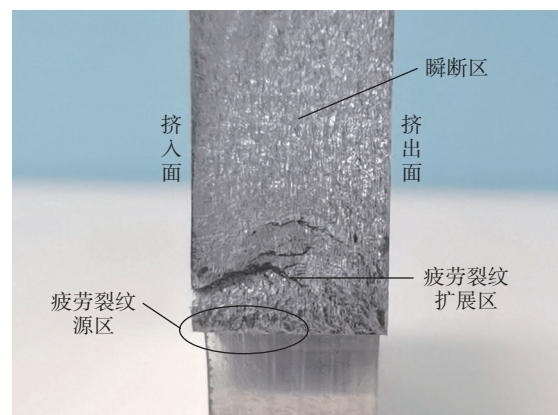


图 17 试验件疲劳断口形貌

Fig.17 Fracture morphology of test piece

Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 021336.

[4] 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.

[5] DEY M K, KIM D, TAN H. 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.

[6] 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.

HUANG Hong, ZHAO Qingyun, LIU Fenglei. Effect of strengthened hole on residual stress of 7050 aluminium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 80-82.

[7] 王彩勇, 黎向锋, 王敦稳, 等. 开缝衬套冷挤压孔疲劳寿命仿真模型建立及验证[J]. 兵器材料科学与工程, 2016, 39(3): 43-47.

WANG Caiyong, LI Xiangfeng, ZUO Dunwen, et al. Establishment and verification of fatigue life simulation model for cold-expansion hole with split sleeve[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2016, 39(3): 43-47.

[8] 欧阳小穗, 张晓晶, 杨树勋. 孔挤压强化有限元分析及疲劳寿命估算[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(12): 2787-2791.

OUYANG Xiaosui, ZHANG Xiaojing, YANG Shuxun. Finite element analysis and fatigue life prediction of cold expansion[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(12): 2787-2791.

[9] LIU K Y, ZHOU L, YANG X S, et al. Finite element simulation of the cold expansion process with split sleeve in 7075 aluminum alloy[J]. Journal of the Institution of Engineers (India): Series C, 2021, 102(2): 361-374.

[10] 凡志磊, 葛恩德, 肖睿恒, 等. 衬套朝向对高强度铝合金开缝衬套冷挤压的影响分析[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(3): 72-75.

FAN Zhilei, GE Ende, XIAO Ruiheng, et al. Analysis on influence of bush orientation of split sleeve cold expansion on high strength aluminum alloy[J]. Machine Building & Automation, 2022, 51(3): 72-75.

[11] ISMONOV S, DANIEWICZ S R, NEWMAN J C Jr, et al. Three dimensional finite element analysis of a split-sleeve cold expansion process[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2009, 131(3): 53-60.

[12] 董志鹏, 王燕礼, 姚亮亮, 等. 异材夹层条件下不同工艺制备孔结构表面完整性和疲劳性能试验研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(17): 32-39, 68.

DONG Zhipeng, WANG Yanli, YAO Liangliang, et al. Experimental study on surface integrity and fatigue performance of dissimilar material stack-structured holes manufactured by different processing method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(17): 32-39, 68.

(上接第 97 页)

[4] KORSUNSKY A M. Eigenstrain analysis of residual strains and stresses[J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2009, 44(1): 29-43.

[5] KORSUNSKY A M, REGINO G M, NOWELL D. Variational eigenstrain analysis of residual stresses in a welded plate[J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44(13): 4574-4591.

[6] SALVATI E, LUNT A J G, YING S, et al. Eigenstrain reconstruction of residual strains in an additively manufactured and shot peened nickel superalloy compressor blade[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2017, 320: 335-351.

[7] DEWALD A T, HILL M R. Eigenstrain-based model for prediction of laser peening residual stresses in arbitrary three-dimensional bodies Part 1: Model description[J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2009, 44(1): 1-11.

[8] ALI FAGHIDIAN S. A smoothed inverse eigenstrain method for reconstruction of the regularized residual fields[J]. International Journal of Solids and Structures, 2014, 51(25-26): 4427-4434.

[9] ACHINTHA M, NOWELL D. Eigenstrain modelling of residual stresses generated by laser shock peening[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(6): 1091-1101.

[10] HU Y X, GRANDHI R V. Efficient numerical prediction of residual stress and deformation for large-scale laser shock processing using the eigenstrain methodology[J]. Surface and Coatings Technology, 2012, 206(15): 3374-3385.

[11] ZHANG Z, HU Y, YAO Z. Shape prediction for laser peen forming of fiber metal laminates by experimentally determined eigenstrain[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2017, 139(4): 041004.

[12] 杨荣雪. 激光喷丸成形固有应变反求方法及带筋壁板成形形状预测[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.

YANG Rongxue. Inverse method of laser peening forming inherent strain and prediction of ribbed panel forming shape[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.

[13] 罗明生. 激光喷丸成形固有应变建模理论及工艺规划方法[D]. 上海: 上海交通大学, 2019.

LUO Mingsheng. Modeling theory and process planning method of laser peening forming inherent strain[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019.

[14] 杨启, 付雪松, 周文龙. 激光喷丸表面强化技术的研究综述[J]. 航空制造技术, 2020, 63(12): 14-22.

YANG Qi, FU Xuesong, ZHOU Wenlong. Research status and application progress of laser shot peening surface strengthening technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(12): 14-22.

[15] UEDA Y, KIM Y C, YUAN M G. A predicting method of welding residual stress using source of residual stress[J]. Quarterly Journal of the Japan Welding Society, 1988, 6(1): 59-64.

[16] FABBRO R, FOURNIER J, BALLARD P, et al. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry[J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(2): 775-784.

[17] ZHANG W W, YAO Y L, NOYAN I C. Microscale laser shock peening of thin films, part I: Experiment, modeling and simulation[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2004, 126(1): 10-17.

[18] HU Y X, HAN Y F, YAO Z Q, et al. Three-dimensional numerical simulation and experimental study of sheet metal bending by laser peen forming[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2010, 132(6): 061001.

通讯作者: 魏永合, 教授, 博士, 研究方向为设备故障预测与健康管理、机器学习、设备维修管理、数字孪生技术、设备可靠性分析与设计。

(责编 晓月)

通讯作者: 胡永祥, 教授, 博士, 研究方向为激光加工、激光喷丸/激光冲击强化、航空自动制孔工艺与装备。

(责编 阳光)