

孔挤压强化有限元分析及疲劳寿命估算

欧阳小穗 张晓晶 杨树勋

(上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

摘要 目前孔挤压强化过程仿真方面的文献主要是对于残余应力的分析, 疲劳寿命主要由试验测量得到, 对疲劳寿命的估算较少。通过三维非线性有限元方法, 对 7075 铝合金芯棒和衬套挤压强化过程进行了仿真。分析了不同强化方法强化后的残余应力分布。在残余应力分析的基础上, 估算了循环载荷下不强化、芯棒挤压和衬套挤压强化后元件的疲劳寿命; 并与相应的试验数据进行了对比。结果表明, 疲劳寿命估算结果与试验结果基本一致, 估算方法可行。

关键词 孔挤压强化 非线性有限元 残余应力 疲劳寿命

中图分类号 TG376.3; **文献标志码** A

到目前为止, 飞机结构中最频繁发生疲劳问题的地方是紧固孔^[1]。经过孔挤压处理可在孔边产生残余压应力, 强化紧固孔, 有效地提高疲劳寿命, 是目前飞机制造中最有效的提高结构疲劳寿命的方法之一, 在飞机结构上有普遍应用。

目前对于孔挤压强化工艺的实现方法很多, 如球形挤压棒挤压^[2,3]、芯棒挤压^[4-6]和带衬套挤压^[7,8]等。对孔挤压强化过程的仿真研究也很多^[9], 但现有文献主要是对引入残余应力的分析, 疲劳寿命主要是通过试验测得^[10], 对疲劳寿命的估算较少。本文采用 MSC. Patran/Marc 软件对芯棒和开口衬套挤压强化进行有限元仿真, 分析、比较了两种不同强化工艺的周向残余应力分布。在此基础上对不强化、芯棒挤压和衬套挤压有限元模型施加循环疲劳载荷, 得到了加载后的应力和应变, 并对强化后的模型危险单元进行了疲劳寿命估算。同时, 文章还介绍了强化后的元件进行的疲劳试验, 将寿命估算结果与试验结果进行了对比。

1 有限元模型

疲劳试件示意图见图 1。试件材料为 7075 铝

合金, 有限元模型取试件的有效长度 78 mm, 宽 28 mm, 厚度 14.5 mm, 中心圆孔直径为 8 mm。衬套厚度取 0.3 mm。芯棒和衬套挤压量均为 2.3%。

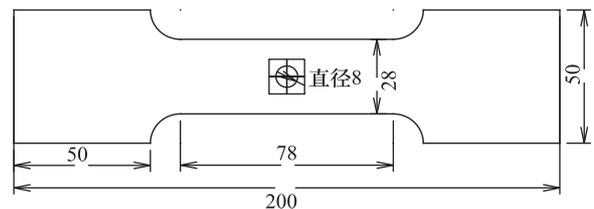


图1 疲劳试件尺寸

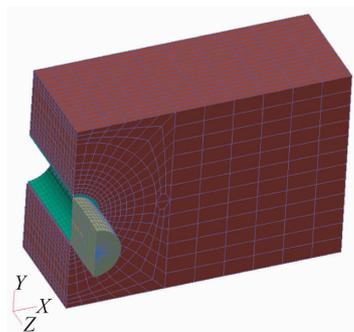


图2 有限元模型

采用 MSC. Patran/Marc 对工件、芯棒和衬套进行有限元建模, 由于结构和载荷具有对称性, 取 1/2 建立有限元模型。有限元模型如图 2 所示, 工件、芯棒和衬套均采用 8 节点六面体单元 (Hex8), 其中工件 5 792 个单元, 衬套 368 个单元, 芯棒 720 个单

2011年1月18日收到, 1月20日修改

第一作者简介: 欧阳小穗(1987—), 湖南人, 上海交通大学硕士研究生, 研究方向: 结构疲劳与断裂。

元。最小单元为孔边单元, 网格尺寸大约为 $0.523 \text{ mm} \times 0.485 \text{ mm} \times 0.875 \text{ mm}$ 。

本文假设芯棒和开口衬套为线弹性, 材料分别为 W2Mo9Cr4VCo8 (M42) 和 Cr15Ni7Mo2Al。板为弹塑性材料。板与衬套、衬套与芯棒之间相互接触, 摩擦系数取 $0.1^{[4]}$ 。各元件材料属性及接触体定义如表 1 所示。

表 1 各元件接触体定义及材料属性

元件材料	接触体类型	弹性模量 /MPa	泊松比
芯棒	可变形体	210×10^3	0.3
衬套	可变形体	185×10^3	0.27
7075 铝合金	可变形体	67×10^3	0.33

对于变形量超出可恢复范围且不能忽略弹性变形部分的问题, 应使用弹塑性本构关系描述材料在载荷作用下的响应, 屈服准则采用 Von Mises 屈服准则。此类情况下, 相对于描述弹性变形阶段是采用工程应变和工程应力而言, 采用对数应变 e 和塑性真实应力 σ_{true} 更为合适^[11]。有限元模型中采用材料的对数应变和真实应力曲线如表 2 所示。

表 2 材料应力应变曲线

e	σ_{true}/MPa
0	485
0.000 325	508
0.000 74	526
0.001 06	537
0.001 6	546
0.002 2	550
0.002 9	552
0.006 1	560
0.012 5	572

分析孔挤压的实际约束情况, 图 2 中模型左边界施加 X 方向的对称约束。模型右边界约束 Y 方向位移, 在模型及衬套挤出面的节点上约束 Z 方向的位移(内径 14 mm 和外径 24 mm 的垫片内的节点)。

芯棒从工件挤入端挤入, 通过逐步改变芯棒在

-Z 方向的位移, 使芯棒从挤出端挤出。迭代方法采用 Full Newton-Raphson 方法, 一共大约 100 个增量步。

2 孔挤压强化疲劳寿命估算

由于直接影响疲劳寿命的是周向残余应力^[12], 因而本文给出了强化元件的周向残余应力。芯棒挤压和衬套挤压后的残余应力分布分别如图 3、图 4 所示。

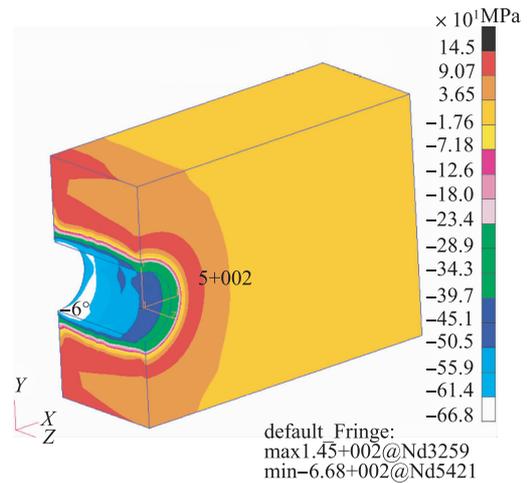


图 3 芯棒挤压周向残余应力分布

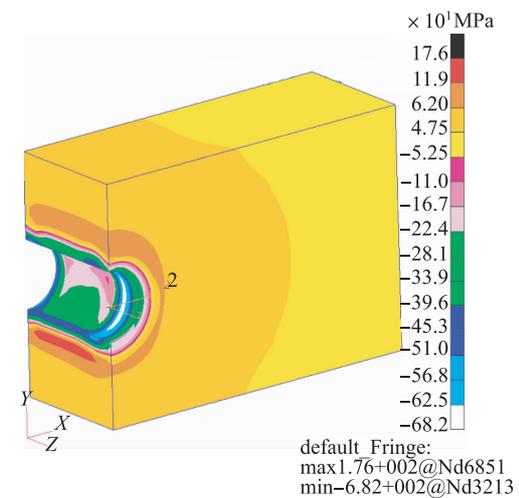


图 4 衬套挤压周向残余应力分布

从图中可以看出, 孔周围出现的残余压应力沿

厚度方向是变化的,最大值均出现在板的中部位置附近,最小值出现在挤入端。由此推测疲劳裂纹易产生于挤入端,这一推断与疲劳试验结果也是吻合的。

为了得到强化后结构的应力分布来进一步分析疲劳寿命,在 MSC. Patran/Marc 中孔挤压强化后增加一个分析步,对元件施加拉伸载荷进行分析。

与试验时的载荷工况时间历程一致,采用应力比为 0.1 的恒幅谱。在元件端部施加拉伸载荷,根据疲劳试验应力水平及应力比确定拉伸载荷大小,加载的最大应力为 171 MPa。

经分析分别得到加载和卸载情况下的应力应变分布。由于孔边的应力集中,危险部位位于孔边,而挤入端引入的残余应力较小,疲劳裂纹易产生于挤入端,所以孔挤压强化后的带孔元件危险部位为挤入端孔边单元。因此,对模型的孔边最大应力单元进行寿命估算。

根据有限元的分析结果可以得到加载、卸载时缺口根部最大应变单元的应变如表 3 所示。

表 3 最大应变单元应变

工艺	单元	0-1	1-2	2-3
		ε_1	ε_2	ε_3
不强化	10 433	0.014 841	0.004 024	0.014 841
芯棒挤压	10 013	0.021 615	0.010 806	0.021 615
衬套挤压	10 301	0.014 532	0.004 670	0.014 532

在恒幅谱载下的应力应变响应如图 5 所示。

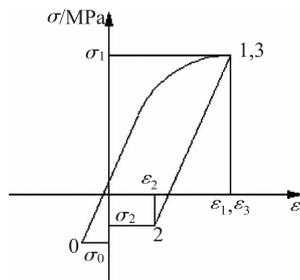


图 5 缺口局部应力-应变响应

由公式

$$\Delta\varepsilon_i/2 = (\varepsilon_1 - \varepsilon_2)/2 \quad (1)$$

计算可得到的三种强化工艺下的 $\Delta\varepsilon_i/2$, 分别为

0.005 409, 0.005 405, 0.004 931。查材料手册可以得到 7075 铝合金低周疲劳性能的试验数据, 列于表 4 中。

表 4 低周疲劳试验数据表

$\Delta\varepsilon_i/2$	寿命 N_f /周
0.004 00	49 981
0.005 40	17 026
0.006 00	5 044
0.007 20	1 045
0.009 00	217
0.013 50	66
0.015 00	48
0.020 00	21

根据手册上的低周疲劳数据对寿命进行拟合, 得到疲劳寿命如表 5 所示。

表 5 不同强化状态下的疲劳寿命

工艺	单元	对数寿命 $\lg N$	寿命 N_f /周
不强化	10 433	4.224 97	16 787
芯棒挤压	10 013	4.227 87	16 899
衬套挤压	10 301	4.507 07	32 142

3 孔挤压强化疲劳试验

3.1 试验介绍

对 7075 铝合金不同强化工艺的疲劳试件进行疲劳试验, 试件如图 1 所示。其中衬套挤压衬套厚度为 0.3 mm, 芯棒和衬套挤压量均为 2.3%。不强化、芯棒挤压和衬套挤压每组试件数为 3 件。

试验采用应力比 $R = 0.1$ 的恒幅谱, 应力水平根据预定目标寿命通过试验摸索确定, 预定目标寿命分别为 10^4 — 4×10^4 次。采用不强化试件, 通过摸索试验确定试验应力水平分别在各材料的 50%—60% σ_b 范围内。

疲劳试验在 INSTRON8803—250 kN 系列疲劳试验机上进行, 试验载荷根据试件实测尺寸的净截面面积施加, 试验频率为 10 ~ 15 Hz, 加载波形为正弦波, 在室温大气环境下进行试验。

3.2 疲劳试验结果

通过试验得到不同表面状态试件的疲劳寿命,如图6所示。

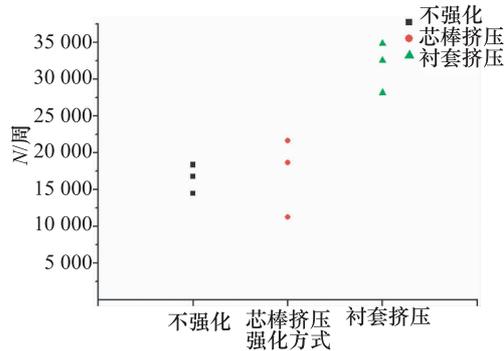


图6 试验疲劳寿命

对试验得到的试件寿命进行统计处理,可得到试验疲劳寿命对数均值和疲劳寿命均值,列于表6。

表6 疲劳寿命统计结果

工艺	对数均值	寿命均值/周
不强化	4.216 4	16 458
芯棒挤压	4.219 1	16 560
衬套挤压	4.501 3	31 719

3.3 试验和估算结果对比

分别将表5估算得到的疲劳寿命与表6中试验测得的疲劳寿命统计结果进行对比分析,对比结果列于表7中。

表7 计算结果与试验结果疲劳寿命对比

工艺	疲劳寿命		误差%
	计算值/周	试验值/周	
不强化	16 787	16 458	2.0
芯棒挤压	16 899	16 560	2.0
衬套挤压	32 142	31 719	1.3

比较表7可以看出,三种不同强化工艺下的试验结果与计算结果都吻合很好,误差均在3%以内,说明疲劳估算方法可行。

4 结论

1) 孔挤压强化后的周向残余应力沿厚度方向

分布是变化的,最大周向残余应力位于板的中部,挤入端产生的残余压应力最小。

2) 从试验与估算结果的对比分析中可以看出,估算结果与试验基本一致,说明该疲劳估算方法可行。

参 考 文 献

- 张建超. 开缝衬套挤压技术在飞机维修中的应用. 民用飞机设计与研究, 2008; 03: 43—49
- Lai M O, Siew Y H. Fatigue properties of cold worked holes. Journal of Material Processing Technology, 1995; 48: 533—40
- Maximov J T, Kuzmanov T V, Anch A P, et al. A finite element simulation of the spherical mandrelling process of holes with cracks. Journal of Materials processing Technology, 2006; 2, 171 (3): 459—466
- Chakherlou T N, Vogwell Jdian. The effect of cold expansion on improving the fatigue life of fastener holes. Eng Failure Anal 2003; 13: 24
- Chandawannich N, Sharpe Jr W N. An experimental study of fatigue crack initiation and growth from cold worked holes. Engineering Fracture Mechanics, 1979; 1(1): 609—20
- 张永伟, 杨庆熊. 钉孔挤压强化三维弹性有限元分析. 西北工业大学学报, 1993; 11(1): 96—101
- Link R E, Sanford R J. Residual strains surrounding split-sleeve cold expanded holes in 7075-T651 Aluminum. J Aircraft, 1990; 27(7): 599—604
- Nigrelli V, Pasta S. Finite-element simulation of residual stress induced by split-sleeve cold-expansion process of holes. Journal of Materials processing Technology, 2008; 205: 290—296
- Su M, Amrouche A, Mesmacque G, et al. Numerical study of double cold expansion of the hole at crack tip and influence on the residual stresses field. Computational Materials Science, 2008; 1, 41 (3): 350—355
- Liu J, Shao X J, Liu Y S, et al. Effect of cold expansion on fatigue performance of open holes. Materials Science and Engineering, 2008; 3, 477(1—2): 271—276
- 陈火红, 祁 鹏. MSC Patran/Marc 培训教程和实例. 北京: 科学出版社, 2004: 102
- 陈 明, 傅仕伟, 等. 带衬套冷挤压孔在三维状态下的有限元分析. 上海交通大学学报, 1999; 33(2): 188—191

Finite Element Analysis and Fatigue Life Prediction of Cold Expansion

OUYANG Xiao-sui, ZHANG Xiao-jing, YANG Shu-xun

(School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, P. R. China)

[**Abstract**] The FE model of 7075 aluminum alloy was built based on 3-D nonlinear finite element method, which the mandrel cold expansion and split-sleeve expansion were applied to. The residual stress was calculated and fatigue life was predicted. Experiment was carried out on non-cold expansion, mandrel cold expansion and split-sleeve expansion to obtain the fatigue life improvement. Comparison between the result of experiment and the estimated result shows that they are fitting well, the prediction method is proved feasible.

[**Key words**] cold expansion nonlinear finite element method residual stress fatigue life

(上接第 2786 页)

Study on the Grouting Reinforcement Technology of Special Geological Area in Sihe Mine

REN Hai-qiang¹, SHANG Xian-guang², WANG Wen², ZHAO Hui²

(School of Energy Science and Engineering, Henan Polytechnic University¹, Jiaozuo 454003, P. R. China;

Sihe Mine, Shanxi Jincheng Coal Industry Group², Jincheng 048021, P. R. China)

[**Abstract**] Large mining height working face of Sihe mine encountered areas of special geological in mining as the background, grouting reinforcement mechanism of coal and rock was introduced. The application of cement slurry and chemical grouting technology were analyzed, the advantages and disadvantages of two grouting materials were analyzed too. The practice proves that grouting reinforcement technology of surrounding rock can effectively improved the special geological area of the coal and rock strength, the safety of working face ensured too.

[**Key words**] Sihe mine special geological area grouting reinforcement technology study