

# 7075铝合金连接孔复合强化 数值模拟及疲劳试验研究\*

刘 渊<sup>1</sup>, 薛红前<sup>1</sup>, 靳泓睿<sup>1</sup>, 高国强<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学机电学院, 西安 710072;

2. 航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

**[摘要]** 以延长7075铝合金连接件疲劳寿命为目的,使用ABAQUS有限元软件模拟分析冷挤压孔强化对孔周应力分布的影响。结合超声喷丸弹丸动力学分析结果,建立超声喷丸有限元模型,数值模拟了冷挤压强化孔挤入端表面超声喷丸强化过程,分析了孔挤压强化与表面超声喷丸复合强化对7075铝合金连接孔周应力的影响,并通过超高周疲劳试验验证。结果表明:复合强化可以改善连接孔周的应力分布情况,抑制孔角裂纹的萌生和疲劳裂纹的扩展,因而能显著提高连接件的疲劳寿命。

**关键词:** 连接件; 孔挤压强化; 疲劳寿命; 超声疲劳; 超声喷丸

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2019.21.052



刘 渊

硕士研究生,研究领域为大飞机连接疲劳寿命及强化技术。

现代飞机结构中存在大量机械连接件,其中螺栓、铆接等连接方式占了很高的比例<sup>[1]</sup>。由疲劳破坏而导致的航空事故中,机械连接结构的破坏占到了50%~80%<sup>[2]</sup>,故接头寿命是决定飞机整体寿命的主要因素之一。

FTI公司(美国疲劳工程技术公司)于20世纪开发了孔的冷挤压强化技术<sup>[3]</sup>,这一技术通过引入残余压应力,改善连接件的应力分布来达到疲劳强化的效果<sup>[4]</sup>。由于孔挤压强化过程中引入的残余应力值是影响强化效果的主要因素,故大量的研究的针对强化后的残余应力场展开<sup>[5-8]</sup>。早期朱海<sup>[9]</sup>使用二维有限元模型进行冷挤压强化仿真,但根据试验数据测量发现用二维模型并不能准确得出孔挤压强化后的应力分布场,这是由于冷挤压过程中孔壁材

料的塑性流动,孔周的残余压应力由挤入端到挤出端逐步增加,即连接件在承受疲劳载荷时最大拉应力会出现在挤入端。Chakherlou等<sup>[10]</sup>发现随着疲劳载荷的减小裂纹源会逐渐远离孔壁,但仍会出现在连接件的挤入端。因此,通过合理的工艺强化挤入端孔周表面,能达到抑制疲劳裂纹萌生、延缓孔周裂纹扩展的效果。为了减轻孔挤压强化挤入端对疲劳强度的影响,余江等<sup>[11]</sup>分别研究激光冲击强化、孔的冷挤压强化技术和激光冲击-冷挤压复合强化工艺的连接孔疲劳强化性能及损伤机理,目前这方面的研究仍在不断完善中。

本文以7075铝合金连接件为研究对象,使用超声喷丸技术对冷挤压强化连接件挤入端表面进行强化,数值模拟孔挤压与表面超声喷丸复合强化对孔周应力分布的影响,试验测

\*基金项目: 陕西省国际科技合作项目(2019KW-063)。

试复合强化对连接孔超高周疲劳性能的影响,为连接接头强化工艺设计提供依据。

## 冷挤压强化原理及有限元模型

### 1 冷挤压强化原理

孔挤压强化是采用工作环直径大于初始孔径的高强度挤压棒穿过孔并挤压孔壁,使之在孔周围产生塑性变形。当芯棒挤出后,塑性变形层受到其外层弹性区的挤压,在孔壁一定范围内形成一个弹塑性变形层,形成有利的切向残余应力分布。冷挤压强化后孔周的应力值和分布趋势在承受交变载荷时都会发生改变:孔壁应力最大值变小,应力最大值不再出现在孔壁处,孔壁及孔角处的应力集中现象得到改善,连接件的疲劳寿命会随之增加。

### 2 冷挤压及复合强化有限元模型

疲劳试验是在超声疲劳试验机上完成。图1所示为带孔疲劳试样,其几何尺寸是基于振动力学理论,按20kHz的谐振条件计算得到,设计要求在振动频率为20kHz时试样的振型为沿长度方向上往复运动,从而实现疲劳载荷加载。以满足超声疲劳试验的条件需求,其几何尺寸如表1所示。

由于试样为几何对称结构,故

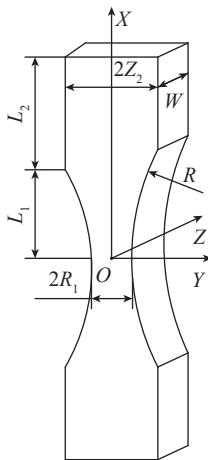


图1 超高周疲劳试样形状尺寸示意图  
Fig.1 Dimension and shape of specimen

在 ABAQUS 中建立 1/2 模型来进行仿真计算,如图2所示。冷挤压强化工艺过程中芯棒的运动较为缓慢,此过程可以看作静态过程,在 ABAQUS 中使用静态 Standard 分析步进行分析,7075-T6 的应力-应变曲线如图3所示。

在进行冷挤压强化-超声喷丸复合强化仿真计算时,需要使用预定义场技术将冷挤压强化后的残余应力场导入到复合强化模型中。而喷丸过程是一个动态的过程,因此需要使用 Johnson-Cook 模型来表征材料的塑性行为,同时需要将 ABAQUS 的分析步变为动态分析步,7075 铝合金的 Johnson-Cook 模型参数如表2<sup>[12]</sup>所示。根据 EDEM 离散元仿真模拟计算得到弹丸在撞击试样时的

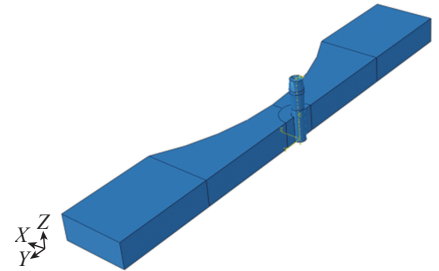


图2 冷挤压强化有限元仿真模型  
Fig.2 Finite element model of cold expansion process

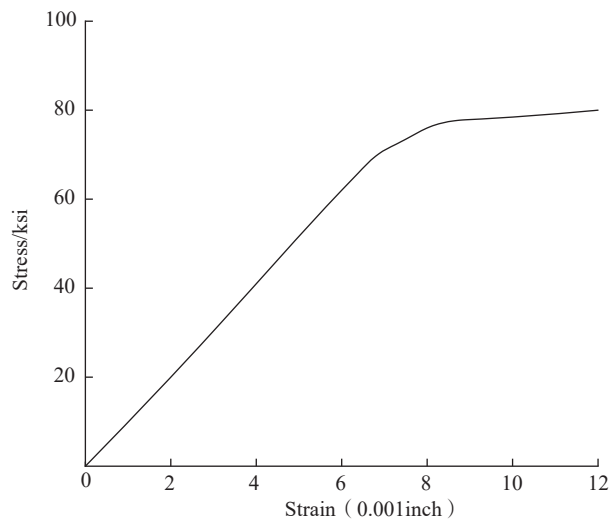


图3 7075-T6 铝合金应力-应变曲线  
Fig.3 Stress-strain curve of 7075-T6 aluminum alloy

表1 试样尺寸

Table 1 Dimension of specimen

位置	$L_1$	$L_2$	$R_1$	$R_2$	$R$	$W$
尺寸/mm	26.15	22.85	6	12	60	8.8

表2 7075 铝合金 Johnson-Cook 模型参数

Table 2 Parameters of Johnson-Cook model

参数	$A$	$B$	$n$	$c$	$T_r/K$	$T_m/K$	$m$
数值	520	477	0.52	0.001	293	893	1

择 3mm, 喷丸距离选择 7.5mm, 根据所选参数计算弹丸初始位置分布并建立超声喷丸有限元模型, 如图 4 所示。

### 有限元结果分析

#### 1 冷挤压强化应力分布

对冷挤压强化工艺而言, 挤压量  $S$  是最重要的工艺参数, 其定义为:

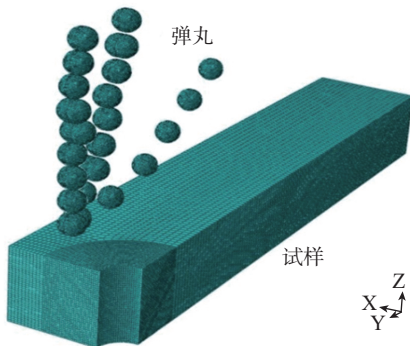


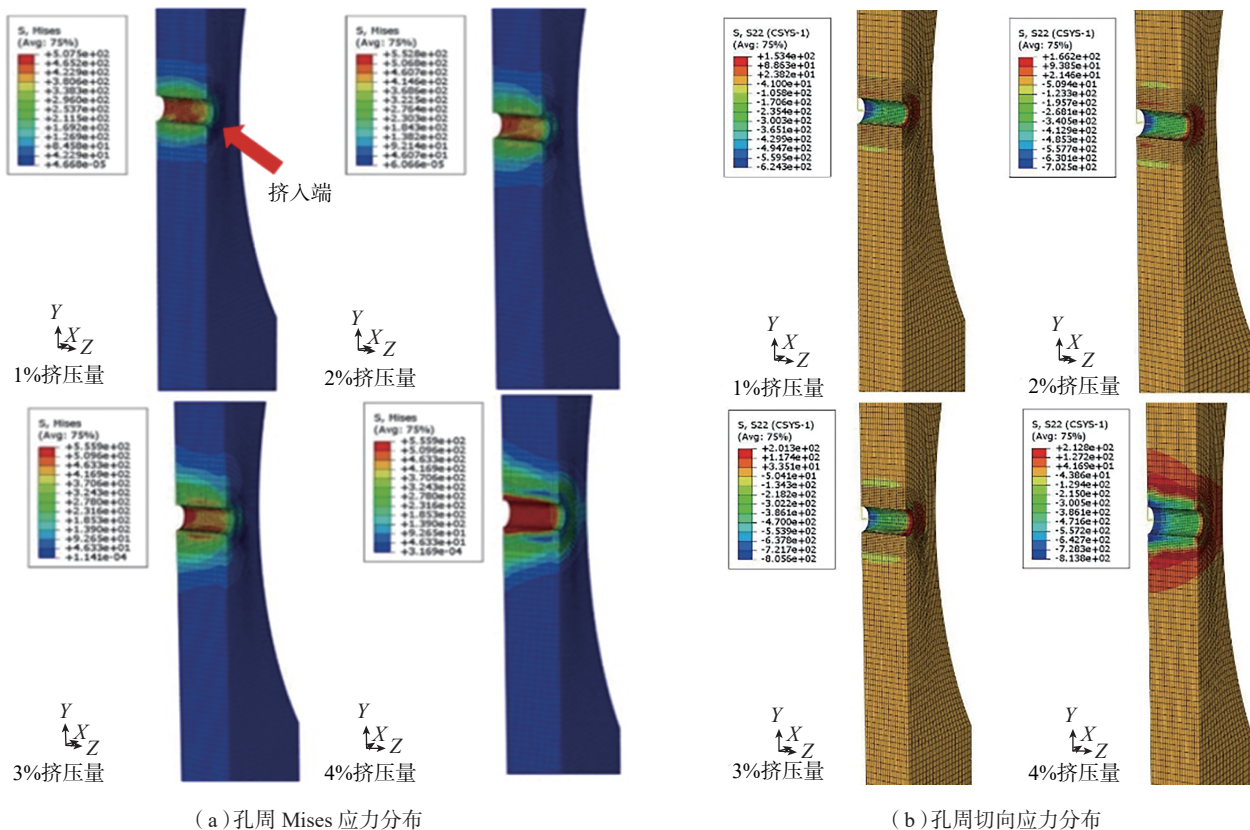
图4 超声喷丸有限元模型  
Fig.4 Finite element model of ultrasonic shot peening process

$$S = \frac{(D-d)}{d} \times 100\%$$

其中,  $D$  为芯棒的最大直径,  $d$  为连接件的初始孔径。本研究拟采用 1%、2%、3% 和 4% 这 4 种挤压量来研究冷挤压强化后的强化效果。

由塑性理论可知 Mises 应力的分布情况可以反映出材料的塑性应变。从图 5 (a) 可以看出, 当挤压量为 1% 时, 试样孔壁的残余应力层很薄, 并且残余应力主要存在于连接孔的芯棒挤出端。当挤压量达到 3% 时, 残余应力层扩展到孔壁的次表层范围。当挤压量达到 4% 时, Mises 应力峰值并没有发生变化, 但孔壁各处 Mises 应力除挤入端外都达到了峰值, 这表明孔壁及次表面都发生了较为剧烈的塑性变形, 同时试样外端也出现了 Mises 应力分布区, 这意味着当挤压量达到 4% 时残余应力的影响范围扩展到了试样边缘。

由于冷挤压之后孔壁附近发生塑性变形, 塑性应变及材料回弹会在孔边形成残余切向压应力, 图 5 (b) 给出圆柱坐标系下孔边切向应力分布。结果显示, 当挤压量为 1% 时, 挤入端孔壁附近残余切向应力几乎为 0, 仅仅在试样挤出端产生残余切向压应力, 随着挤压量增大, 孔壁附近的压应力层范围逐渐扩大, 拉应力区域缩小, 孔壁残余压应力与距孔壁一定距离的残余拉应力随挤压量增大均变大。当挤压量达到 4% 时孔壁处的残余压应力达到最大, 但同时试样边缘处的切向残余拉应力也在增大。为了准确研究挤压量对孔边残余应力的影响, 分别在试样最小截面的挤入端、中部以及挤出端建立应力输出路径, 研究不同挤压量下不同路径上的应力分布。切向残余应力输出路径如图 6 所示, 其中路径 1 建立在试样的挤入端, 路径 2 建立



(a) 孔周 Mises 应力分布

(b) 孔周切向应力分布

图5 不同挤压量下孔周应力分布

Fig.5 Stress distribution under different cold expansion parameters

在试样中部, 路径3建立在试样挤出端。

不同挤压力下试样的切向残余应力在不同路径上的分布如图7所示(其中Y轴表示切向残余应力, X轴表示距离孔壁的距离, 距离为零时表示取样点在孔边)。从图7(b)中可以看出随着挤压力的增加, 孔壁处残余压应力也随之加大, 当挤压力达

到4%时孔壁处切向残余应力达到 $-423.4\text{MPa}$ ; 挤压力为1%时, 残余应力只有 $-300\text{MPa}$ 。挤压力对残余应力层的厚度也有很大影响, 残余应力层随挤压力增大而扩大, 挤压力为1%时, 残余应力层厚度约 $1.3\text{mm}$ ; 当挤压力增加到4%时, 残余应力层厚度约 $2.13\text{mm}$ 。

从图7中可以看出, 路径1上产

生的残余压应力相对于路径2和路径3较小, 随着孔的深度增加孔壁产生的残余压应力也随之增大。在图7(d)中当挤压力为4%时, 挤入端孔壁的残余应力为 $-195.5\text{MPa}$ , 中间层孔壁产生的残余压应力是 $-400.7\text{MPa}$ , 挤出端产生的残余应力最大, 达到了 $-687.5\text{MPa}$ 。沿着厚度应力分布不均, 主要是因为芯棒冷挤压过程使挤入端孔周的材料被芯棒带动向挤出端滑动, 导致厚度越深堆积的材料越多, 使厚度深的区域挤压力相对于挤入端有所增大, 从而引起孔的挤出端残余压应力达到最大。由仿真结果可以看出, 当挤压力为4%时孔周的残余压应力值和残余应力层厚度达到最大, 同时试样边缘已经出现残余拉应力, 若继续增大

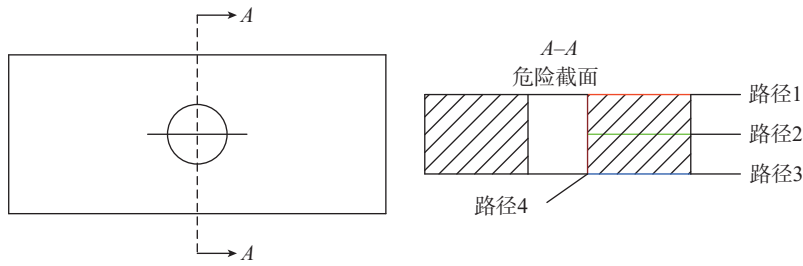
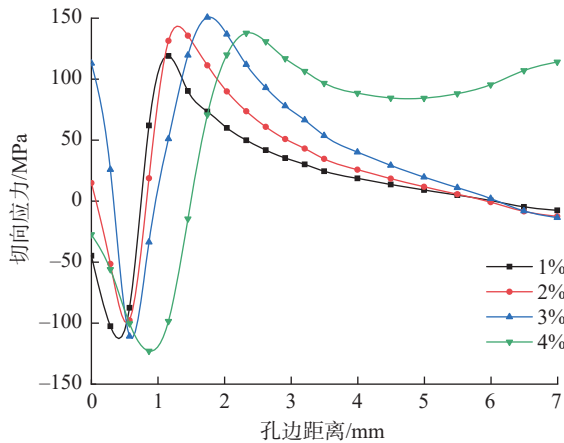
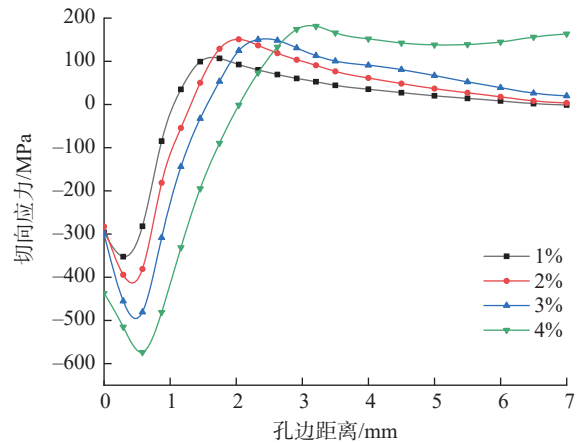


图6 切向残余应力输出路径

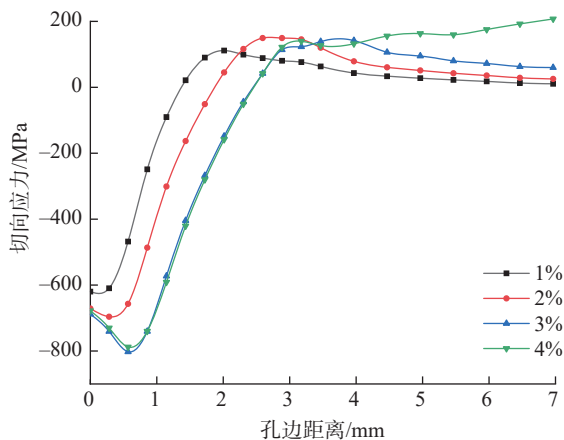
Fig.6 Output path of tangential residual stress



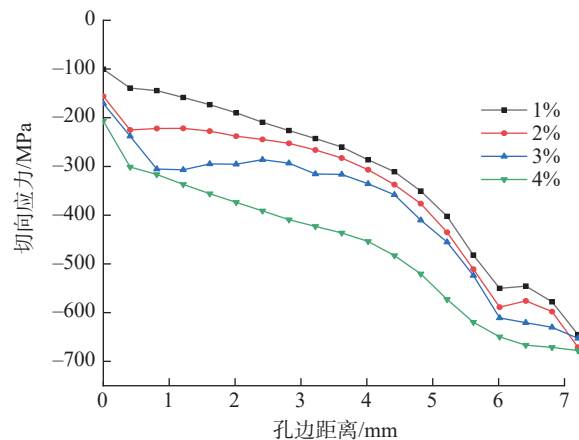
(a) 路径1上切向残余应力分布



(b) 路径2上切向残余应力分布



(c) 路径3上切向残余应力分布



(d) 路径4上切向残余应力分布

图7 不同路径上切向残余应力分布

Fig.7 Stress distribution along different paths

挤压量会对疲劳寿命产生不利影响。故本研究采用4%的挤压量强化连接孔。

## 2 交变载荷下冷挤压强化孔周残余应力分布

在疲劳加载模型中施加  $0 \rightarrow 160\text{MPa} \rightarrow 0$  的循环载荷,当拉应力为  $160\text{MPa}$  时,不同挤压量下的试样沿路径1的切向应力分布如图8所示。由于路径1上的残余压应力值最小,试样在承受交变载荷时最大拉应力也出现在挤入端表面,故本研究只分析路径1在承受交变载荷时的应力分布情况。

从图8可以看出,当挤压量为1%和2%时,孔壁是承受拉应力最大的区域,分别达到  $147\text{MPa}$  和  $135\text{MPa}$ ,而试样边缘处应力只有  $75\text{MPa}$  和  $60\text{MPa}$ ,即最大拉应力仍出现在孔边。当挤压量增加到3.0%时,可以看到孔壁应力继续减小,达到了  $57\text{MPa}$ ,而且应力沿路径1的分布趋势也发生了变化,此时孔壁处的切向应力值最小,随着远离孔壁应力值逐渐增大,整个路径上的应力最大处出现在距离孔壁  $1.7\text{mm}$  处,大小为  $121.3\text{MPa}$ 。当挤压量达到4%时,试样在外载下路径1上的应力分布趋势与挤压量3%时基本一致,只是此时最大应力处距孔壁更远,达到  $2.73\text{mm}$ ,同时应力在数值上略有降低,为  $110.2\text{MPa}$ 。

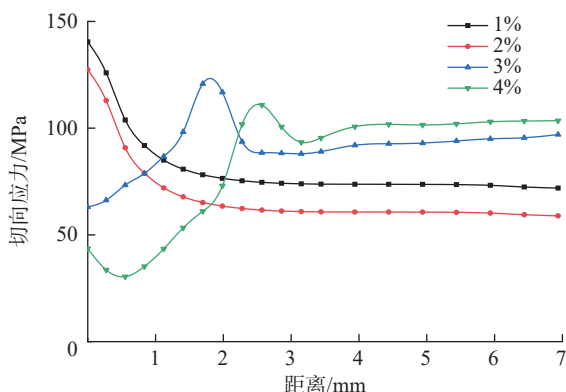


图8 承受160MPa拉应力时路径1应力分布情况

Fig.8 Stress distribution along path 1 under 160MPa tensile stress

图9为未强化试样与采用4%挤压量强化后的试样挤入端在承受交变载荷时的应力分布,可以看出强化后孔边的应力集中现象得到了有效改善。孔挤压过程使孔壁产生较大残余压应力的同时,在材料内部形成与压应力平衡的拉应力,最大拉应力的位置随着孔挤压量的增加,沿孔边向内部转移,在交变载荷作用下,连接件孔周内部应力与外部交变载荷的综合作用,便形成了图9所示应力分布规律。

由以上结果可以看出,由于孔边的残余应力随着深度的增加而增加,残余应力的最小值始终出现在挤入端,因此在不同挤压量下裂纹会始终萌生于试件的挤入端表面。为了解决这一问题需要对挤入端表面进行喷丸强化处理,从而改善表面应力分布情况。

## 3 复合强化有限元仿真分析

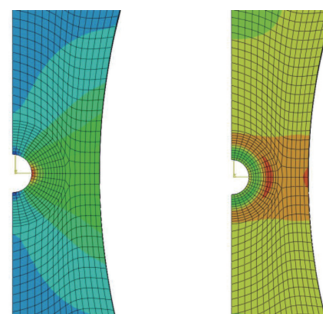
图10(a)为4%挤压量的孔冷挤压强化试件在  $160\text{MPa}$  拉应力下的应力分布。可以看出对于冷挤压强化试件,在试件挤入端表面距离孔壁约  $3\text{mm}$  附近的区域出现了最大拉应力区。因此在试件承受疲劳载荷时裂纹将从挤入端表面距离孔壁约  $3\text{mm}$  的区域内萌生,有关冷挤压强化疲劳的试验研究也证明了这一点<sup>[13]</sup>。在对冷挤压强化试件的挤入端表面进行超声喷丸

强化后,从图10(a)中可知,试件挤入端表面的最大拉应力区域消失,沿路径1上的切向残余应力分布趋于一致。图10(b)为沿路径1上经两种强化方法强化后的试件在承受  $160\text{MPa}$  拉应力时的切向残余应力值。可以看出在相同应力水平下,冷挤压强化试验件在路径1上的最大切向拉应力达到了  $118.3\text{MPa}$ ,而复合强化件的最大切向应力仅有  $88.7\text{MPa}$ 。

图11分别给出冷挤压强化与复合强化后,孔周三维应力云图。从图11(a)可知,冷挤压强化试验件的最大拉应力区域从试件挤入端表面就开始出现;复合强化件中由于超声喷丸引入的残余压应力,危险截面上的最大拉应力出现在距离挤入端表面  $2\text{mm}$  的次表层上,且最大拉应力值小于冷挤压强化试验件挤入端表面的最大拉应力值(图11(b))。

## 超声喷丸强化及疲劳试验验证

为了验证超声喷丸强化对裂纹扩展和萌生的抑制作用,在最大载荷为  $160\text{MPa}$ ,加载频率为  $20\text{kHz}$  条件下,进行了不同强化处理连接孔的超高周疲劳试验。疲劳试验结果如表3所示,其中1号试样为未强化试样,2号和3号试样为复



(a) 未强化试样 (b) 4%冷挤压强化试样

图9 未处理试样与4%挤压量受载时表面应力分布

Fig.9 Stress distribution of normal specimen and cold expansion specimens

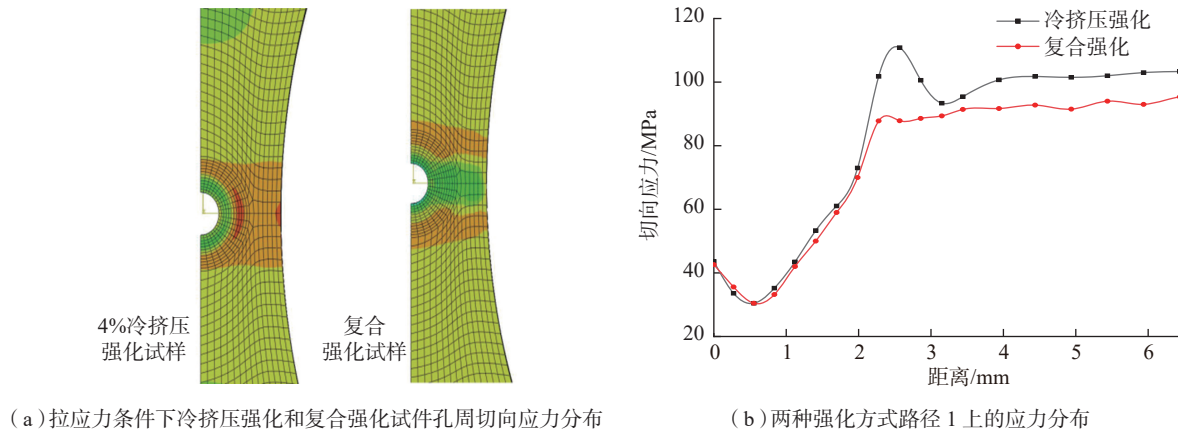


图10 两种强化方式对孔周应力分布影响

Fig.10 Stress distribution of cold expansion and compound strengthening specimens

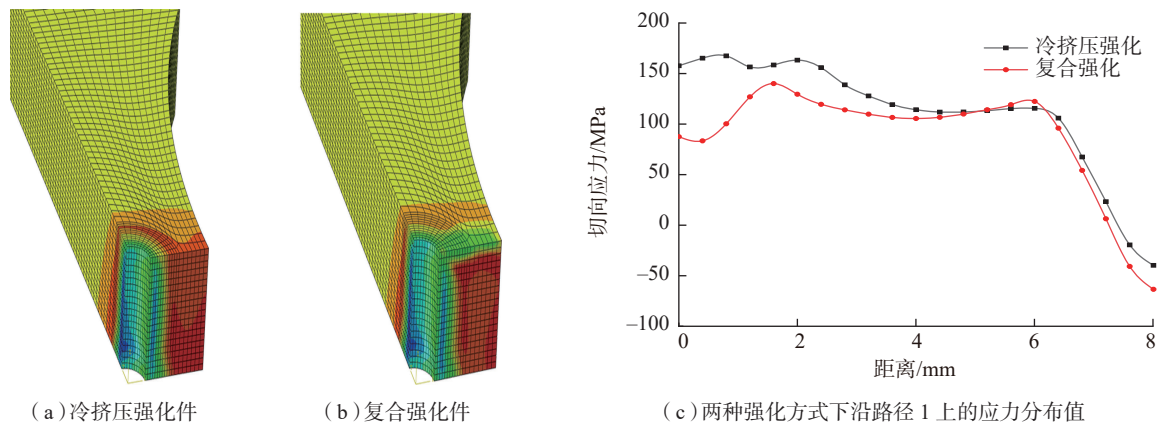


图11 不同强化方式下试件的三维应力分布情况

Fig.11 3D stress distribution of cold expansion and compound strengthening specimens

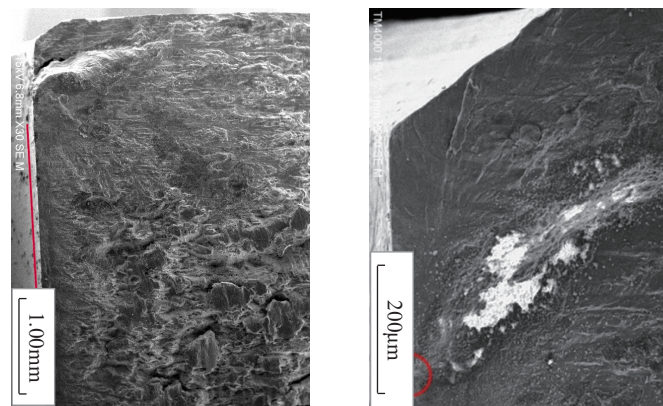
合强化试样,结果表明复合强化技术对连接件疲劳性能的强化效果十分显著。

图 12 给出未强化试样和超声喷丸强化试样的断口 SEM 图,其中图 12 (a) 红线左侧为孔壁,可以看出未强化试样由于孔角的应力集中现象,其裂纹萌生于孔角处,同时在外载的作用下产生了较为明显的二次裂纹。图 12 (b) 为超声喷丸强化后的试样孔角断口形貌图,疲劳裂纹萌生于孔壁中部(红色圆圈内)。

看出在由超声喷丸引入的残余压应力作用下,裂纹的萌生位置由孔的挤入端转移到孔内壁处,裂纹源区没有

观察到二次裂纹。

图 13 (a) 所示为未强化试样的疲劳断口形貌图,可以看出未强化试



(a) 未强化试样的疲劳断口形貌

(b) 超声喷丸强化试样孔角

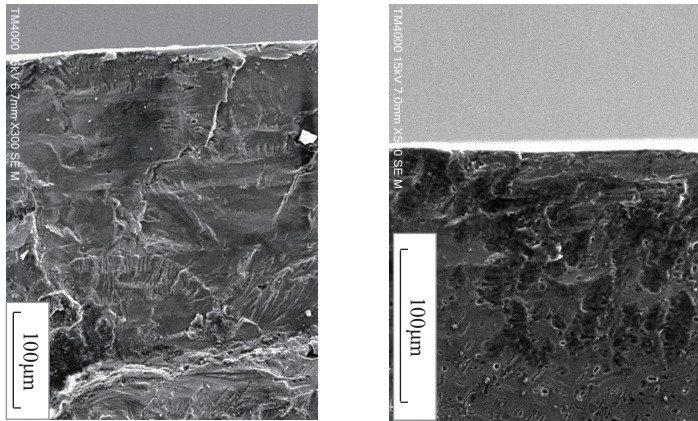
图12 强化前后的试样孔角断口形貌图

Fig.12 SEM graph near edge of hole of different specimens

表3 试样疲劳寿命试验结果

Table 3 Fatigue life of specimen

试样编号	1	2	3
疲劳寿命	$1.24 \times 10^7$	$5.32 \times 10^7$	$6.06 \times 10^7$



(a) 未强化试样孔角 (b) 超声喷丸强化试样的疲劳断口形貌

图13 不同试样的疲劳断口形貌

Fig.13 SEM graph near subsurface of different specimens

样的表面存在一层明显的铣削层,这会加快疲劳裂纹的扩展速度。同时在材料表面还可以发现二次裂纹,因此,机械加工表面对疲劳裂纹萌生与扩展影响明显。如图13(b)所示,经过复合强化的试样,由于超声喷丸强化使材料表面引入的残余压应力,疲劳裂纹源区与裂纹扩展区没有发现二次裂纹扩展。

### 结论

(1) 冷挤压强化可以通过引入残余压应力有效改善连接件孔壁、孔角的应力分布,最大拉应力区也由孔壁向材料次表面转移。

(2) 冷挤压孔强化工艺会在挤入端表面形成较大的拉应力,采用超声喷丸技术可以将挤入端表面的最大拉应力区域消除,改善应力分布,进一步提高连接件的疲劳寿命。

(3) 经孔周表面超声喷丸强化处理,可以改变孔周裂纹萌生位置、抑制表面疲劳裂纹扩展,进而显著提高连接孔疲劳寿命。

### 参考文献

[1] 季青松,陈军,范斌.大型飞机自动化装配技术的应用与发展[J].航空制造技术,2014,57(1/2):75-78.

JI Qingsong, CHEN Jun, FAN Bin.

Application and development of automatic assembly technology for large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(1/2): 75-78.

[2] LIU J, WU H, YANG J, et al. Effect of edge distance ratio on residual stresses induced by cold expansion and fatigue life of TC4 plates[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2013, 109(3): 130-137.

[3] 陈清良,葛恩德,陈雪梅,等.冷挤压抗疲劳制造技术在钛合金构件中的应用[J].机械制造与自动化,2017,46(6):57-60.

CHEN Qinliang, GE Ende, CHEN Xuemei, et al. Application of cold expansion anti fatigue manufacture technique in titanium alloy structures[J]. Machine Building & Automation, 2017, 46(6): 57-60.

[4] FU Y C, GE E D, SU H H. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: a review and prospect[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 916-973.

[5] 何志明,张晓晶,刘天琦,等.300M钢耳片孔挤压强化全过程有限元模拟[J].浙江大学学报(工学版),2016,50(4):783-791.

HE Zhiming, ZHANG Xiaojing, LIU Tianqi, et al. Numerical simulation of whole process of cold expansion in 300M steel lug[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2016, 50(4): 783-791.

[6] 王幸,徐武,张晓晶,等.TC4板冷挤压强化寿命预测与试验验证[J].浙江大学学报(工学版),2017,51(08):1610-1618.

WANG Xin, XU Wu, ZHANG Xiaojing, et al. Numerical prediction and experimental

verification of fatigue life of TC4 plate strengthened by cold expansion[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2017, 51(8): 1610-1618.

[7] 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 aluminum alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 80-82.

[8] 朱有利,侯帅,王燕礼,等.芯棒锥面结构对孔冷挤压强化残余应力场的影响[J].材料科学与工艺,2015,23(4):87-92.

ZHU Youli, HOU Shuai, WANG Yanli, et al. Effects of cone surface profile of mandrel on residual stress distribution of cold expansion strengthening of hole[J]. Materials Science & Technology, 2015, 23(4): 87-92.

[9] 朱海.挤压孔连接件疲劳寿命分析的应力场强法[D].南京:南京航空航天大学,2014.

ZHU Hai. Stress field intensity approach for fatigue life analysis of cold extruded holes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[10] CHAKHERLOU T N, AGHDAM A B. An experimental investigation on the effect of short time exposure to elevated temperature on fatigue life of cold expanded fastener holes[J]. Materials & Design, 2008, 29(8): 1504-1511.

[11] 余江,姜银方,戴亚春,等.铝合金紧固孔复合强化工艺研究[J].表面技术,2016,45(11):153-158.

YU Jiang, JIANG Yinfang, DAI Yachun, et al. Composite strengthening process of aluminum alloy fastener holes[J]. Surface Technology, 2016, 45(11): 153-158.

[12] BORVIK T, HOPPERSTAD O S, PEDERSEN K O. Quasi-brittle fracture during structural impact of AA7075-T651 aluminum plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2010, 37(5): 537-551.

[13] CHAKHERLOU T N, AGHDAM A B, AKBARI A, et al. Analysis of cold expanded fastener holes subjected to short time creep: finite element modelling and fatigue tests[J]. Materials & Design, 2010, 31(6): 2858-2866.

通讯作者:薛红前,教授,研究方向为飞机装配连接技术,E-mail:xuedang@nwpu.edu.cn.

(下转至第68页)

## Comparative Study on Plasma Oxynitriding and Plasma Nitriding for 42CrMo Steel

MIAO Xiaoji<sup>1</sup>, WU Jiqiang<sup>2,3</sup>, MEI Wenchen<sup>2</sup>, SUN Fei<sup>1,2</sup>, XU Lei<sup>3</sup>, ZHANG Yulong<sup>3</sup>, HU Jing<sup>1,2</sup>

(1. Department of Mechanical Engineering, Changzhou Institute of Industry Technology, Changzhou 213164, China;

2. National Demonstration Center for Experimental Materials Science and Engineering Education, Changzhou University, Changzhou 213164, China;

3. Sinopec Oilfield Equipment Corporation, Wuhan 430223, China)

**[ABSTRACT]** In order to enhance the nitriding efficiency, 42CrMo steel was selected as the testing material. Plasma oxynitriding using different air flow in the same pulsed plasma nitriding system for 42CrMo steel was investigated innovatively, and compared with conventional plasma nitriding processing. The cross-sectional microstructures, phases, corrosion resistance were determined by optical microscopy, X-ray diffraction, microhardness tester and electrochemical workstations. The results show that plasma oxynitriding owns much higher efficiency compared with plasma nitriding, thus makes thicker compound layer under the same other conditions. Meanwhile, higher porosity of nitrided layer is obtained. Furthermore, corrosion resistance can be significantly improved due to chemically stable formation and compact  $Fe_3O_4$  oxide in the compound layer during plasma oxynitriding process, and air flow of 0.3L/min offers the optimum performance for 42CrMo steel due to highest ratio of  $Fe_3O_4$  to  $Fe_2O_3$ . This research can provide a reference for improving the surface modification process of 42CrMo.

**Keywords:** Surface modification; Plasma nitriding; Plasma oxynitriding; Porosity of nitrided layer; Corrosion resistance; 42CrMo

(责编 知舟)

---

(上接第58页)

## Numerical Simulation and Fatigue Experiment of 7075 Aluminum Alloy Joint Holes Processed by Compound Strengthening Technology

LIU Yuan<sup>1</sup>, XUE Hongqian<sup>1</sup>, JIN Hongrui<sup>1</sup>, GAO Guoqiang<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

**[ABSTRACT]** In order to extend the fatigue life of 7075 aluminum alloy joints, the stress distribution around the hole processed by cold expansion was simulated by ABAQUS. The finite element model of ultrasonic peening was established according to the kinetics analysis of ultrasonic shot peening process. In order to get the stress distribution around hole processed by cold expansion combined with ultrasonic shot peening, the ultrasonic shot peening process around the entrance surface of cold expanded joint hole was numerically simulated. Finally, the very high cycle fatigue test was carried out to validate the numerical calculation. The results show that the compound strengthening process can improve the stress distribution of the joint, inhibit the crack initiation and propagation, so it can improve the fatigue strength of the joints significantly.

**Keywords:** Joints; Cold expansion process; Fatigue life; Ultrasonic fatigue; Ultrasonic shot peening

(责编 知舟)