

文章编号:1000-8055(2011)02-0362-08

薄板孔边挤压强化对高周疲劳寿命影响的试验

杨兴宇, 孟祥明, 董立伟, 段家宽, 耿中行, 赵福星

(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 为提高某压气机封严篦齿盘均压孔的疲劳强度, 根据均压孔的具体结构形式, 设计了三种冷挤压强化方法: 单侧多次挤压法、柱形头挤压法和 T 形头挤压法。用两种材料(不锈钢 1Cr11Ni2W2MoV 和镍基高温合金 3H742)设计加工了带孔薄板模拟件, 用上述三种强化方法对孔边进行了强化, 同时进行了室温和高温两种温度下的高周疲劳对比试验。试验结果表明, 对于薄板倒圆孔, T 形头挤压工艺强化效果较好, 可以有效提高薄板有孔模拟件的疲劳强度。

关 键 词: 带孔薄板模拟件; 疲劳强度; 挤压强化; 高周疲劳; 对比试验

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

High cycle fatigue life experiment of sheet metal with coldworking hole

YANG Xing-yu, MENG Xiang-ming, DONG Li-wei, DUAN Jia-kuan,
GENG Zhong-xing, ZHAO Fu-xing

(Beijing Aeronautical Engineering Technical Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to enhance the fatigue strength of the pressure equalizing hole on labyrinth seal disc for a compressor, three kinds of coldworking techniques with different processes have been designed, i.e.: one-sided multiple extrusion process, cylindrical extrusion process and T shape extrusion process. High cycle fatigue tests of sheet metal specimen made of two kinds of materials with hole were conducted under room temperature and high temperature in three different processes. Test results indicate that sheet metal with coldworking hole produced in T shape extrusion process can efficiently enhance the fatigue strength.

Key words: sheet metal specimen with hole; fatigue strength; coldworking; high cycle fatigue; comparison experiment

目前在飞机强化技术中大量实施冷挤压强化工艺^[1-3], 飞机结构中存在大量的螺栓孔、通孔等, 具体结构形式见图 1, 其中图 1(b)带小倒圆的孔的倒圆半径非常小, 即 $r/D \rightarrow 0$ 和 $r/H \rightarrow 0$ 。为提高这些部位的疲劳寿命, 经常使用冷挤压或干涉螺接技术^[2-3]对其容易出现裂纹的结构表面进行强化, 如孔角、孔壁、沉头窝等。这些结构件的主要特征是孔的直壁段较长, 使用冷挤压芯棒或开缝衬套挤压工艺^[2-4]即可达到提高疲劳寿命的目的, 且主要提高其低循环疲劳寿命。

某型发动机封严篦齿盘爆破和断裂故障是该系列发动机的两大危险性故障之一。疲劳源位于均压孔孔边, 裂纹沿周向扩展, 扩展到 3 个孔后断裂飞出, 裂纹性质属于高周振动疲劳断裂, 图 2 是断裂飞出的故障件, 图 3 是修理中发现的孔边裂纹。

本试验研究的目的是设计模拟试验件和强化工艺, 对实施冷挤压强化前、后均压孔模拟试验件进行振动疲劳试验, 对比分析强化效果, 以优化强化工艺。

收稿日期: 2010-01-12; 修订日期: 2010-05-04

作者简介: 杨兴宇(1972—), 男, 黑龙江佳木斯人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机强度、寿命研究工作。

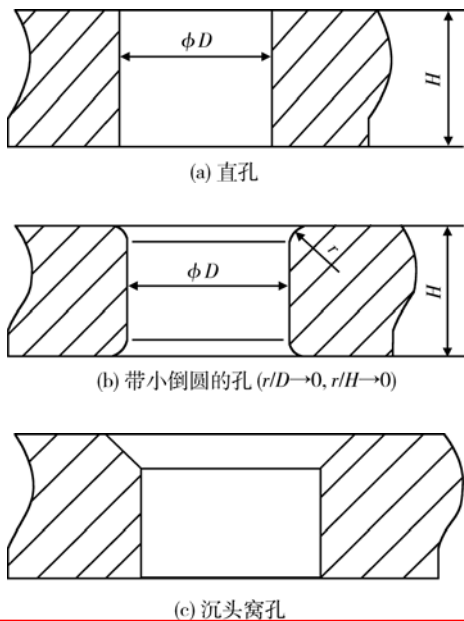


图1 飞机结构中常用的孔结构形式
Fig. 1 Universal structure style of the hole used in aircrafts

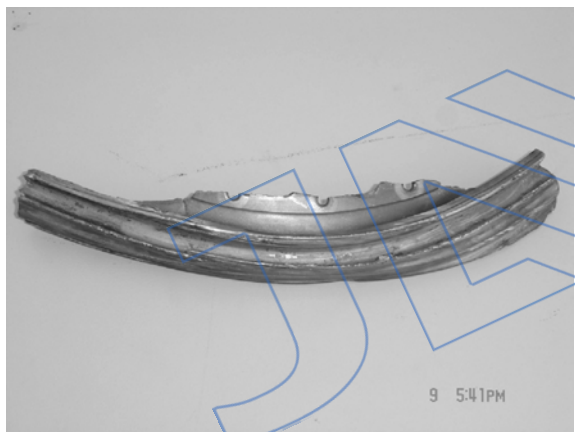


图2 断裂飞出的故障件
Fig. 2 Rupturable failure of compressor disk in an engine



图3 修理中发现的孔边裂纹
Fig. 3 Crack found in repairation

本文研究的发动机轮盘均压孔与飞机结构差异较大,其结构形式与图1(b)接近,见图4,但是均压孔仅厚4 mm,倒圆半径就达到 $R1.0 \sim 1.5$ mm,直壁段的长度只剩下1~2 mm,同时根据故障件的断口分析,其疲劳源位于孔壁和倒圆的交界处,见图中箭头所示,且属于低循环疲劳和高周振动叠加引起的疲劳破坏。因此,传统的挤压强化工艺^[2-6]已经不能适应于本研究中均压孔的强化需要。

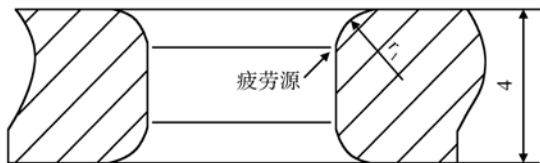


图4 均压孔的具体结构形式
Fig. 4 Structure style of the pressure equalizing hole

均压孔的挤压强化工艺应同时满足提高低循环疲劳和高周疲劳寿命(强度)的要求,这与飞机结构件单纯提高低循环疲劳寿命有较大的不同^[5-7],因此需要专门设计挤压强化工艺。本研究共设计了三种挤压强化方法:单侧多次挤压、柱形头挤压和T形头挤压,并制作了三种对应的挤压头。

由于发动机结构件在高温环境下工作,因此对比试验要考虑高温环境对疲劳性能的影响,这也是与飞机结构件强化工艺对比试验存在较大差异的环节。

孔冷挤压强化技术在航空发动机领域的应用非常少,查阅文献,国外只有美国在F100发动机的压气机轮盘(钛合金Ti-6246)上进行了开封封套冷挤压强化工艺,且孔为直孔壁结构(该技术一直未公开发表);国内所见的相关报道很少。

1 带孔薄板模拟件及挤压头设计

1.1 带孔薄板模拟件设计

1.1.1 设计的基本原则

模拟试验件主要从退役发动机的压气机轮盘上取样,主要用于室温、高温条件下对比试验等研究。设计、制作模拟试验件的原则如下:

- 1) 在现有结构尺寸的封严篦齿盘、九级压气机盘(其材料为3Π742)和某发动机四级压气机轮盘上取样;
- 2) 根据工作应力分布和裂纹起源方向确定径向取样;
- 3) 满足形成挤压残余压应力的要求,孔中心到模拟件边缘的距离除以孔径大于2.0;

4) 为考核应力集中等因素的影响,模拟试验件孔部位的结构特征与封严篦齿盘上均压孔的结构一致;

5) 挤压强化前后的疲劳裂纹起源于孔边的倒圆。

1.1.2 振动模态有限元应力分析和设计结果

高周疲劳试验采取振动加载方式,由于上述各种设计原则的限制,高周疲劳模拟试验件的设计前后遇到了相当多的困难,前后设计了4种试验件,每种试验件均要进行有限元仿真设计、试验件加工、振动疲劳试验和裂纹检测(疲劳源位置和裂纹扩展)等步骤,设计中主要进行了第一阶模态分析。前3种试验件在振动试验中,裂纹出现的部位较多:孔边倒圆、孔边同一截面的边缘以及试验件的根部等多个部位,没有达到孔边倒圆R处先出现裂纹的预期目的。最终高周疲劳模拟试验件设计成功,经振动试验考核,裂纹均出现在孔边的倒圆处。图5为最终设计成功的高周疲劳模拟试验件,图6是试验件局部的一阶弯曲振动应力云图,图7为孔边相同横截面一阶弯曲相对振动主应力分布曲线,以孔壁为原点,最大振动应力点在孔边倒圆 $\theta=48^\circ$ 方位处左右。

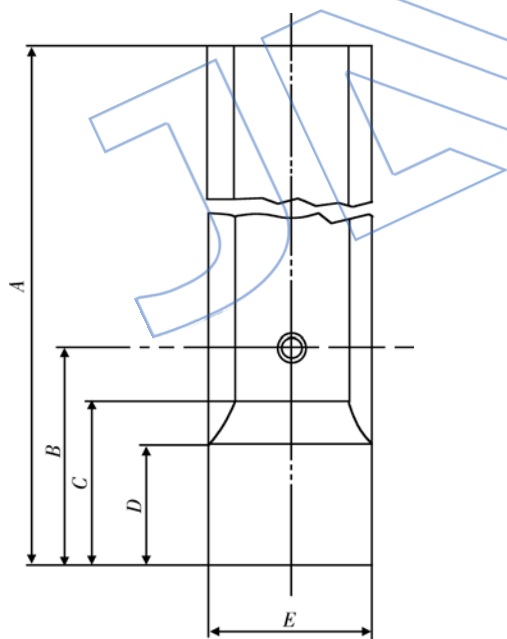


图5 高周模拟试验件

Fig. 5 Schematic of simulation specimen of high cycle

1.2 三种挤压头设计

该部分研究工作包含两部分内容:挤压强化工艺和三种挤压头弹塑性有限元仿真设计,三种挤压头分别为单侧多次挤压头、柱形头和T形头,对应三种挤压强化工艺:单侧多次挤压、柱形

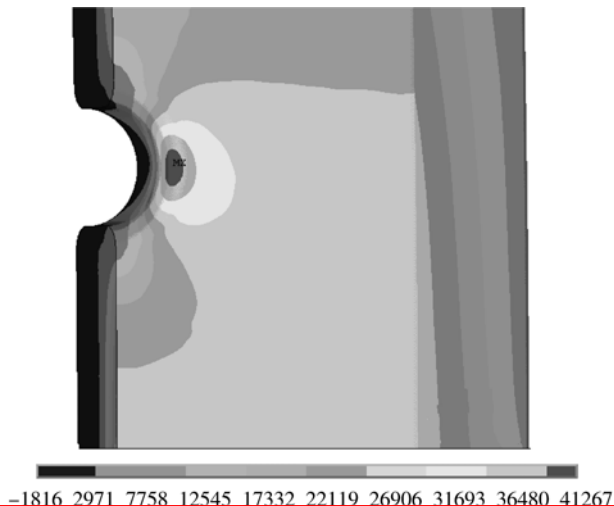


图6 均压孔局部一阶弯曲振动主应力云图(单位:MPa)

Fig. 6 Primary stress map caused by first derivative flexural vibration on around a pressure equalizing hole(unit:MPa)

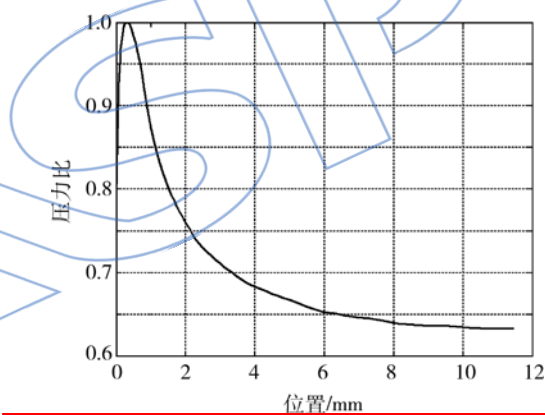


图7 均压孔沿横截面相对振动主应力曲线

Fig. 7 Relative vibration primary stress curve along the cross section around a pressure equalizing hole

头挤压和T形头挤压。由于封严篦齿盘均压孔的复杂结构,理论分析上有很大的难度。因此在本次数值仿真中,为达到寿命增益目的,以残余应力场为衡量评价指标^[8-10]进行挤压强化工艺和挤压头设计的数值模拟设计与优化。由于计算仿真的内容极多,本文重点介绍挤压头设计以及有关试验验证的结果。

1.2.1 挤压头弹塑性有限元仿真结果

有限元仿真模型有被挤压件和挤压头,采用轴对称模型,其中T形头挤压工艺模型网格见图8,挤压头的材料为GCr15,被挤压件有不锈钢1Cr11Ni2W2MoV和镍基高温合金3Π742两种材料。整个挤压过程包括:挤压头与试件的非接触

移动,接触,加载弹性挤压滑动,加载塑性挤压滑动,卸载塑性挤压滑动,卸载弹性挤压滑动,接触和卸载非接触移动等几个阶段,涉及到大位移、大变形、接触、弹塑性和动力学等结构力学问题.仿真求解难度很大,根据挤压强化工艺的物理运动轨迹,其过程的仿真似乎使用动力学模型较好,但经过大量计算,其结果很不理想.

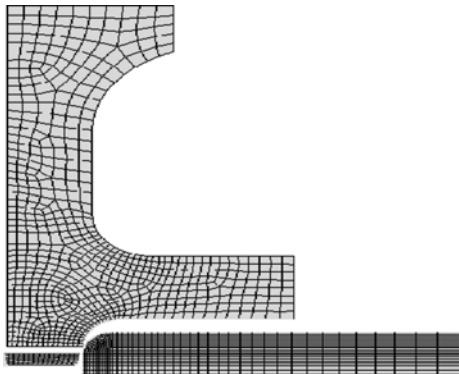


图8 T形头挤压工艺模型网格

Fig. 8 Simulation grids in T shape extrusion process

根据参考文献[11-12]介绍的方法,经反复试验,最后摒弃了按动力问题计算的方案,按‘静力’问题处理,极大地提高了求解速度和精度,采用载荷的位移步给定方案,解决了由非接触到接触转换时的收敛问题.图9为三种强化工艺对应参数(挤压力、过盈量、摩擦系数等)的残余应力云图,被挤压件的材料为1Cr11Ni2W2MoV.

1.2.2 三种挤压头

三种挤压头经过有限元仿真和制作加工,并经试验验证和考核试验,确定了其具体结构形式,结构示意图见图10.

1.2.3 挤压强化仿真试验验证

主要进行了两方面的验证,单侧多次挤压仿真的位移-压力曲线测量和T形头挤压强化过程静态应变测量验证.

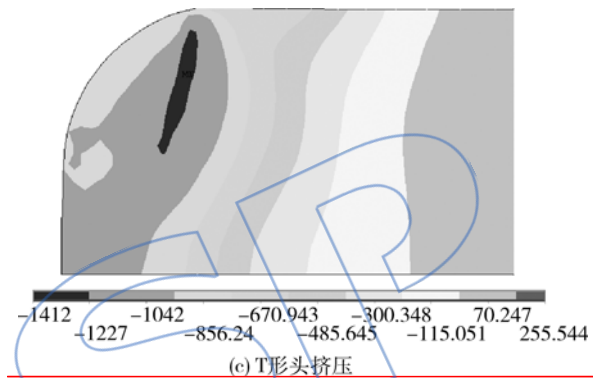
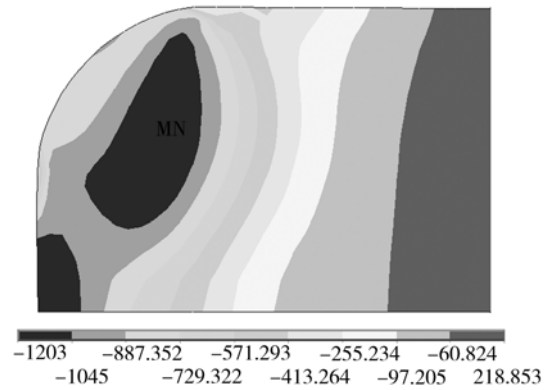
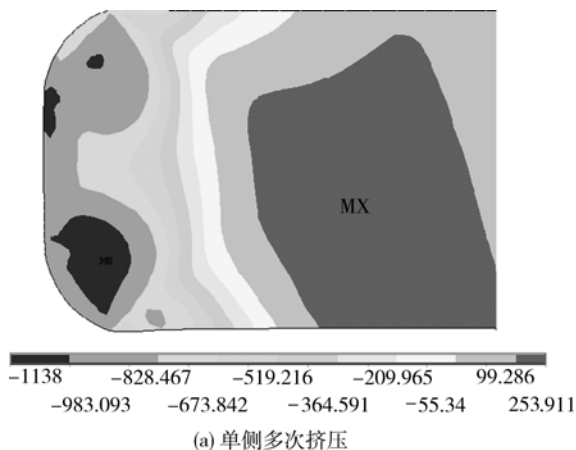


图9 三种挤压工艺部分残余应力云图

(单位:MPa)

Fig. 9 Partial residual stress map in three processes

(unit:MPa)

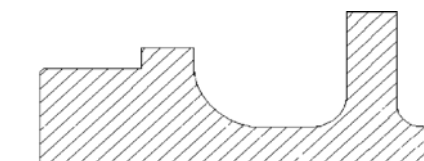
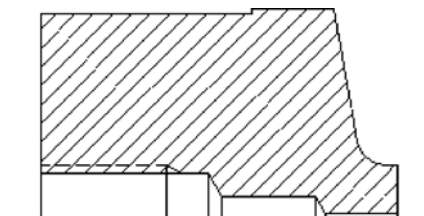
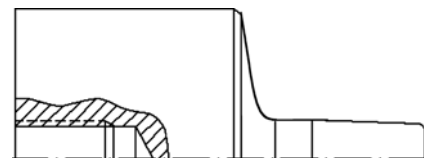


图10 三种挤压头

Fig. 10 Schematic of three kinds of extrusion mandrel

1.2.3.1 单侧多次挤压仿真的位移-压力曲线 测量试验验证

挤压过程仿真的位移-压力曲线见图 11(a)所示,在第一次挤压中,通过孔直壁段时的最大压力为 -3.354 kN ,第二次挤压时通过孔直壁段的最大压力为 -3.065 kN ,而两次挤压后的拔出力分

别为 2.213 kN 和 2.292 kN .实际挤压过程的位移-压力曲线见图 11(b),被挤压件号 B10,总挤压量为 2.52% ,两次挤压比为 77% .仿真计算的总挤压量和分配与试验的参数相同.

从孔直壁段挤压力、拔出力以及曲线形状分析,试验与仿真结果较为一致.

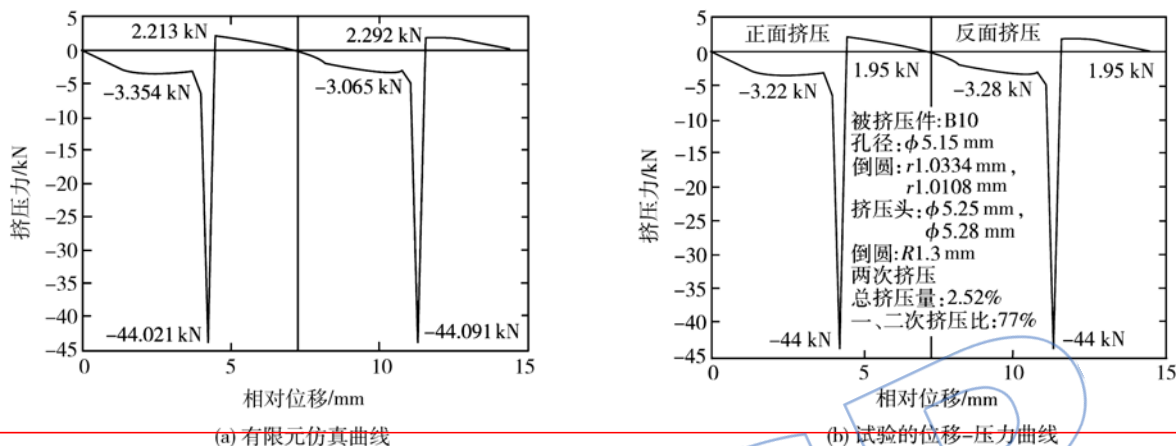


图 11 单侧多次挤压仿真和试验位移-压力曲线对比

Fig. 11 Simulation and test results in one-sided multiple extrusion process(displacement vs pressure)

1.2.3.2 T形头挤压强化过程静态应变测量 验证

采用 T 形头挤压工艺,为了防止挤压头破坏应变片,应变片粘贴在 $\phi 23.0\text{ mm}$ 附近(挤压头直径 $\phi 20.0\text{ mm}$).试验件不是循环对称结构,4个应变片测量的应变值有具体差异,试验件横向宽度为 30 mm ,纵向很长,有限元模型为 $\phi 30.0\text{ mm}$ 的轴对称模型,应变片 1 和 3 与计算模型较为接近,贴片示意图 12,挤压载荷为 55 kN (与计算载荷相同),强化 3 次,表 1 是挤压强化过程测量位置应变的变化情况及计算结果对比.

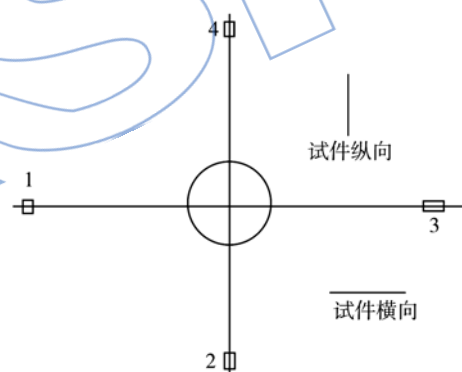


图 12 应变片粘贴位置示意图

Fig. 12 Schematic diagram of stress gages position

表 1 用静态应变仪测量挤压强化过程中的应变(单位: μm)

Table 1 Strain measured in coldworking process by static strain measuring instrument(Unit: μm)

强化过程	强化状态	应变片			
		1	2	3	4
第一次强化	压	1835	1308	1866	1393
	松	970	720	960	800
第二次强化	压	1815	1328	1855	1391
	松	984	733	988	791
第三次强化	压	1820	1298	1828	1372
	松	992	746	1009	728
平均值	压	1823	1311	1850	1385
	松	982	733	985	773
计算结果	取下挤压头	764	585	787	550
	最大挤压载荷时			1740.5	
($\phi 22.966\text{ mm}$ 位置)	卸载			784.8	

从表1中可以计算出测试结果和计算值的相对误差(取应变片1和3),最大载荷状态时为5.5%,卸载时为-1.2%(取下挤压头),两者非常接近,验证了有限元模拟仿真的准确性。

结果表明,挤压过程仿真技术是可信的,挤压强化工艺和挤压头的设计是成功的。

2 薄板孔边挤压强化对高周疲劳寿命影响试验

封严篦齿盘的材料为镍基高温合金,牌号为3Π742,目前国内没有相同的材料,为通过疲劳对比考核挤压工艺需要大量的试验件,本研究制作模拟试验件的材料有两种:不锈钢1Cr11Ni2W2MoV和镍基高温合金3Π742。

2.1 疲劳试验方法的选择

对比试验采用同类轮盘同位置径向取样平均疲劳强度对比。

模拟件的平均疲劳强度测试选择阶梯应力法,试验基准 N_0 定为 10^6 ,振动应力幅度定义为试验件的全振幅级 $\Delta A=0.5\text{ mm}$,对于试验件的不同位置对应不同的应力幅度 $\Delta\sigma$,试验以断裂结尾,其试验数据的具体处理方法见后面的具体章节。该方法的初始应力的选择非常重要,本方法可以得到一组子样疲劳强度的平均值,子样数量较大时可以得到疲劳强度的分布函数。失效判据:共振频率连续下降。

2.2 不锈钢模拟件的对比试验

2.2.1 室温条件的夹持方式关键点名义振动

应力与全振幅的换算关系

对于从发动机四级压气机轮盘上取的试验件(结构尺寸一致),在常温条件下,根据试验件一阶模态有限元计算结果,均压孔部位的名义振动应力与全振幅的换算关系如下:

$$\eta = \frac{\sigma}{2A} = 44.9 \text{ MPa/mm}$$

2.2.2 室温条件不锈钢模拟件对比试验

该部分对比试验全部采用1Cr11Ni2W2MoV材料试件。取样共使用A,B,D,E四个盘。其中,A盘用于单侧多次挤压试验;B盘用于柱形头挤压法试验;D和E盘用于T形头挤压工艺试验。为行文方便,本文只列出A盘试验的具体结果和数据处理过程。

表2是A盘试验件振动试验结果,其强化工艺采用的是单侧多次挤压法,直孔壁的总相对挤压量为3.15%。

根据表2计算未强化试验件的疲劳强度,见表3和表4。

取对应概率 $P=50\%$ 的疲劳强度,按照线性插值,50%概率的全振幅为 $2A_{-1}=8.875\text{ mm}$,转化为名义疲劳强度 $\sigma_{-1}=2A_{-1}\times\eta=398.5\text{ MPa}$ 。

同样,按照上面方法,可以得到挤压强化后的当量疲劳强度,将A05件(啃伤)排除,概率 $P=50\%$ 的全振幅为 $2A''_{-1}=10.25\text{ mm}$,转化为名义

表2 A盘试验件单侧多次挤压工艺对比试验结果

Table 2 Contrastive experimental result of A disk specimen used single side and repetitious coldworking technics

状态	试验件编号	(全振幅级/本级寿命 N)/(mm/ 10^6 cycle)					
		8.0	8.5	9.0	9.5	10.0	10.5
未强化	A08	未做	未做	0.77			
	A03	过	过	过	0.78		
	A02	过	过	过	0.097		
	A01	过	过	过	过	0.21	
	A07	过	过	0.71			
单侧多次挤压强化	A06	过	过	过	过	过	0.26
	A05*	过	过	过	过	0.39	
	A011	过	过	过	过	过	0.12
	A09	过	过	过	过	过	0.40
	A10	过	过	过	过	过	0.83

* 注释:A05件挤压过程中有损伤。

疲劳强度 $\sigma'_{-1} = 2A'_{-1} \times \eta = 460.2 \text{ MPa}$, 提高 15.5%。从以上数据可以看出单侧多次挤压的强化效果: 疲劳强度提高、相同载荷作用下的寿命分散性大大降低, 大多集中在 10.5 mm 全振幅的量级上。

室温条件下, 不同挤压强化工艺、不同轮盘的模拟试验件高周疲劳试验结果见表 5。

单侧挤压工艺和 T 形头挤压工艺均达到了预期的效果, 从工程应用角度, T 形头挤压工艺操作更方便、实用。后面的高温条件下不锈钢模拟件

和镍基高温合金模拟件均采用该工艺。

表 3 A 类件所在全振幅级破坏的累计情况

Table 3 Failure accumulation of A specimen in full amplitude level

全振幅/mm	未挤压强化 A 类件断裂寿命/cycle
8.5	5 个全部通过 10^6
9.0	766 194 705 372
9.5	779 616 97 524
10.0	208 260

表 4 A 类件所在全振幅级破坏累计概率计算结果

Table 4 Failure accumulation probability calculation of A specimen in full amplitude level

裂纹应力 A_{pi} (全振幅级)	全振幅级 $\Delta A/\text{mm}$	假设的疲劳 强度全振幅级/mm	在本全振幅级 A_{pi} 破坏 试样的数量	在本全振幅级 A_{pi} 破坏 累计概率 $P_i/\%$
8.5	0.5	8.25	0	0
9.0	0.5	8.75	2	40
9.5	0.5	9.25	2	80
10.0	0.5	9.75	1	100

表 5 室温下不同挤压强化效果对比

Table 5 Contrastive effect of three kinds of coldworking at environmental temperature

盘号	状态	有效子样数	平均当量疲劳强度/mm	强化增量/%
A	未挤压	5	8.875	15.5
	单侧多次挤压	4	10.25	
B	未挤压	6	9.375	4.0
	柱形头挤压	5	9.75	
D	未挤压	6	8.917	14.95
	T 形头挤压	6	10.25	
E	未挤压	5	8.50	17.65
	T 形头挤压	5	10.00	

2.2.3 高温条件不锈钢模拟件对比试验

孔边的温度为 400°C 。试验前进行了加温、控制、温度标定和振动的联合调式, 并进行了 8 个试验件的预先试验。正式有效试验件 8 个, 均取自 G 盘。400 $^\circ\text{C}$ 条件下, G 盘试验件挤压前的当量疲劳强度为 $\sigma_{-1} = 6.9375 \text{ mm}$, 挤压后的当量疲劳强度为 $\sigma'_{-1} = 8.25 \text{ mm}$, 提高了 18.9%。

2.3 镍基高温合金模拟件的对比试验

2.3.1 3Π742 材料室温对比试验

3Π742 材料室温对比试验安排在了高温对比试验之前, 室温对比试验的挤压工艺参数为 55 kN、过盈量 1.0%。

室温条件下, H 和 L 盘试验件挤压前 50% 概率的名义疲劳强度 $\sigma_{-1} = 2A_{-1} \times \eta'' = 348.2 \text{ MPa}$ 。

挤压后 50% 概率的名义疲劳强度 $\sigma'_{-1} = 2A'_{-1} \times \eta'' = 418.6 \text{ MPa}$, 提高了 20.2%。

2.3.2 3Π742 材料高温对比试验

高温条件下, K 和 N 盘试验件挤压前 50% 概率的全振幅(当量疲劳强度)为 $2A_{-1} = 9.25 \text{ mm}$, 挤压后 50% 概率的全振幅为 $2A'_{-1} = 10.61 \text{ mm}$, 提高了 14.7%。

2.4 3Π742 材料 T 形头双侧挤压工艺具体参数确定

采用 T 形头挤压工艺, 使用不锈钢材料高周

疲劳试验件对比考核是有效的,但是经 3Π742 材料高周疲劳试验件对比考核,该工艺的具体工艺参数需要调整。经过大量的试验表明,孔壁的相对挤压量和挤压载荷是影响强化效果的最主要因素,同时,轮盘与轮盘之间的疲劳强度相对不锈钢材料的分散度要大。分析高温条件下试验对比结果(相同的挤压量、不同的挤压载荷),采用较大或较小的挤压载荷时,强化后的疲劳源全部在孔的同一截面的平面上,离孔边有一定距离,说明挤压强化将危险点从孔边转移到别的区域,孔边的疲劳强度增加了,但是整个试验件的疲劳强度并没有提高,没有达到预期目的。

经有限元仿真和高周疲劳试验验证,室温条件下 3Π742 材料对上述参数不敏感,高温试验条件下相对挤压量 1%、挤压载荷 25 kN 较为合理。

因此,实际轮盘实施强化工艺采用高温试验条件下的主要工艺参数为:相对挤压量 1%、挤压载荷 25 kN,强化三次,每次保载 120 s。

3 结 论

1) 本文设计的带孔薄板模拟件、三种挤压头和挤压强化工艺经过相关试验验证和对比试验,结果表明是成功的。采用 T 形头挤压工艺,封严篦齿盘均压孔振动疲劳模拟件,在近似工作最高温度 400℃下,10⁶ 循环的疲劳强度可提高 14.7%。

2) 封严篦齿盘均压孔振动疲劳模拟件,采用 T 形头挤压工艺方式,主要工艺参数为:最大挤压力为 25 kN;直孔段相对挤压量为 1%。由于实际轮盘整体结构形式的影响,在实际工程中的需要解决轮盘夹具和安装问题,该强化工艺即可在封严篦齿盘上应用。

3) 对于薄板倒圆孔,T 形头挤压工艺强化效果较好。由于这种挤压方式直孔壁摩擦行程很小,不必使用防擦伤套管。有限元分析表明,由于孔倒圆的挤压扩张作用,板对称面附近的未接触挤压头的直孔壁段也有较好的残余压应力分布。该种挤压头能实现孔的直壁段和两端圆角的一次挤压强化,工艺性好,操作简单方便,成本低,在薄板倒圆孔的挤压强化中,有较好的应用前景。

4) 3Π742 材料模拟试验件高温条件下对挤压强化工艺参数较为敏感,两种环境温度下的敏感性差异机理尚不明确,有待进一步研究。

参考文献:

- [1] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1993.
- [2] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册[M]. 北京:航空工业出版社,1993.
- [3] Reid L. Split sleeve cold expansion as a rework process for previously cold expanded holes[R]. Sweden: International Committee on Aeronautical Faigue Stockholm,1993.
- [4] Link R E, Sanford R J. Residual strains surrounding split-sleeve cold expanded holes in 7075-T651 aluminum[J]. J. Aircraft,1990,27(7):599-604.
- [5] Gaerke J, Zhang X, Wang Z. Life enhancement of fatigue-aged fastener holes using the cold expansion process[J]. Proc. Instn. Mech. Engrs.,2000,214(2):281-293.
- [6] 王智,李京珊. 影响冷挤压强化效果的因素[J]. 机械强度,2002,24(2):302-304.
WANG Zhi, LI Jingshan. Factors of influencing the beneficial effect of cold expansion[J]. Journal of Mechanical Strength,2002,24(2):302-304. (in Chinese)
- [7] 唐晨,于万明,云大真. 构件预挤压孔的工艺弹塑性和残余应变分析方法[J]. 大连理工大学学报,1998,38(1):25-28.
TANG Chen, YU Wanming, YUN Dazhen. A method of technological elastoplastic and residual strain analyses of pre-worked holes [J]. Journal of Dalian University of Technology,1998,38(1):25-28. (in Chinese)
- [8] 蒋金龙,赵名洋. 冷挤压孔板残余应力场分析[J]. 航空学报,1991,12(10):511-513.
JIANG Jinlong, ZHAO Mingpan. Analysis of residual stress field at coldworking fastener hole[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1991,12(10):511-513. (in Chinese)
- [9] 何世平,张曦,伍小平. 铰孔和疲劳对冷挤压孔周残余应力的影响[J]. 试验力学,1996,11(4):463-467.
HE Shiping, ZHANG Xi, WU Xiaoping. The influence of reaming and fatigue on the redual stress around cold-expanded holes [J]. Journal of Experimental Mechanics,1996,11(4):463-467. (in Chinese)
- [10] 米谷茂. 残余应力的产生和对策[M]. 朱荆璞,邵会孟,译. 北京:机械工业出版社,1983.
- [11] Bernard M, Bui-Quoc T, Burlat M. Effect of re-coldworking on fatigue life enhancement of a fastener hole[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures,1995,18(7/8):765-775.
- [12] Cathey W H, Grandt A F, Jr. Fracture mehcannics consid-eration of residual stresses introduced by coldworking fastener holes[J]. Journal of Engineering Materials and Technology,1980,102(4):85-91.