

文章编号:1000-8055(2011)06-1257-09

薄板孔边挤压强化对低循环疲劳 寿命影响的试验

杨兴宇, 王逾涯, 董立伟, 孟祥明, 脱 伟
(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 3Π742)设计加工了低循环疲劳薄板有孔模拟件, 用两种工艺强化薄板有孔模拟件, 同时进行了室温和高温温度的低循环疲劳对比考核试验。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低循环疲劳寿命; 在同样的强化工艺条件下, 低循环疲劳载荷大小影响强化效果, 载荷越小效果越明显。

关 键 词: 薄板有孔模拟件; 疲劳强度; 挤压强化; 低循环疲劳; 对比试验

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Low cycle fatigue life experiment of sheet metal with coldworking hole

YANG Xing-yu, WANG Yu-ya, DONG Li-wei,
MENG Xiang-ming, TUO Wei

(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 were designed, namely, one-sided multiple extrusion process, cylindrical extrusion process and T shape extrusion process. Simulations on sheet metal with hole specimen for low cycle fatigue experimentation were designed using two kinds of materials (stainless steel 1Cr11Ni2W2MoV and high temperature nickel-alloy 3Π742). Sheet metal with hole specimen was strengthened using two kinds of coldworking techniques, namely, single-side and repetitious extrusion method and T head extrusion method. And contrastive low cycle fatigue experimentation was done under two kinds of experiment temperatures, i. e. normal temperature and high temperature. The experimentation and analysis was made for different fatigue loads on how to influence the strength effect. The experiment results show that the effect of T head coldworking techniques is better for sheet metal filleted hole to improve low-cycle fatigue intension of the sheet metal with hole simulation specimen effectively. Under the same strength technique conditions, the size of low cycle fatigue load will influence the strength effect, and the smaller load means more obvious effect.

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

收稿日期:2010-05-19; 修订日期:2010-09-27

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。

某型发动机封严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,裂纹性质属于高循环振动疲劳断裂。图1是断裂飞出的故障件,图2是修理中发现的孔边裂纹。



图1 断裂飞出的故障件

Fig. 1 Faulty component caused by rupturable failure



图2 修理中发现的孔边裂纹

Fig. 2 Crack discovered during repair

目前国内外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,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。本文研究的发动机轮盘均压孔与飞机结构差异较大,见图3。均压孔厚度仅为4 mm,倒圆半径就达到1.0~1.5 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交界处,见图中箭头所示,且属于高循环振动和低循环疲劳叠加引起的疲劳破坏。因此,传统的单纯提高低循环疲劳强度的挤压强化工艺^[2-3,5-6]已经不能适应于本研究中均压孔的强化需要。

均压孔的挤压强化工艺应同时满足提高低循环疲劳和高循环疲劳寿命(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

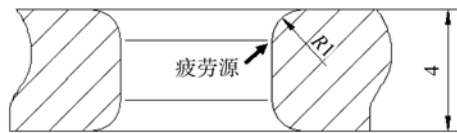


图3 均压孔的具体结构形式

Fig. 3 Structure of the pressure equalizing hole

同^[4-6],因此需要专门设计挤压强化工艺。

本研究从提高高循环疲劳强度和低循环疲劳强度两个方面,设计了三种冷挤压强化工艺:单侧多次挤压、柱形头挤压和T形头挤压,对应三种挤压头分别为单侧多次挤压头、柱形头和T形头。分别进行了高循环疲劳模拟试验件的疲劳对比试验和低循环疲劳模拟试验件的疲劳对比试验,前者具体见参考文献[7],本文侧重于低循环疲劳试验件的设计和对比试验研究。

本试验研究的目的是设计低循环疲劳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低循环疲劳试验,结合高循环模拟件的试验情况对比分析强化效果,以优化强化工艺。需要特殊说明的是,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3箭头所示,属于高循环振动和低循环疲劳叠加引起的疲劳破坏。高循环振动是导致断裂的主要因素,因此本研究侧重高循环疲劳模拟件的对比试验研究。低循环疲劳试验没有严格按照一定置信度和可靠度对子样数量的要求进行,有关部分只是进行了定性摸底。

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)上进行了开缝衬套冷挤压强化工艺,其目的是提高低循环疲劳强度,孔为直孔壁结构。

1 带孔薄板低循环模拟件及挤压头设计

1.1 带孔薄板低循环模拟件设计

1.1.1 设计的基本原则

低循环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^[1,7-9]:

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均压孔轴向几何尺寸中央孔壁处.

1.1.2 有限元应力分析和设计结果

低循环疲劳试验采取轴向加载方式,按照上述各种设计原则设计了试验件.图 4 为低循环模拟试验件示意图,图 5 是试验件局部的线弹性有限元应力云图,最大应力在均压孔轴向几何尺寸中央孔壁处.经试验验证,低循环模拟试验件设计是成功的.

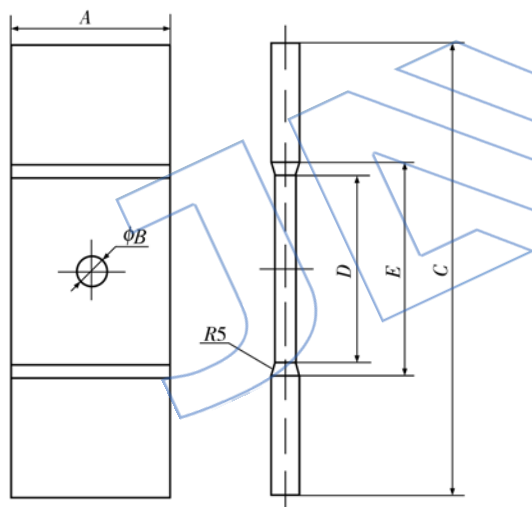


图 4 低循环模拟试验件

Fig. 4 Test specimen used in low cycle experiment

1.2 弹塑性有限元仿真计算

1.2.1 数值仿真算法的选择

孔挤压强化过程是在外力的作用下,挤压芯棒以一定的过盈量穿过孔,使孔壁发生塑性变形.挤压芯棒卸除后,孔壁及其近层内产生残余压应力,孔壁外较远处产生残余拉应力.整个挤压过程包括:挤压芯棒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.

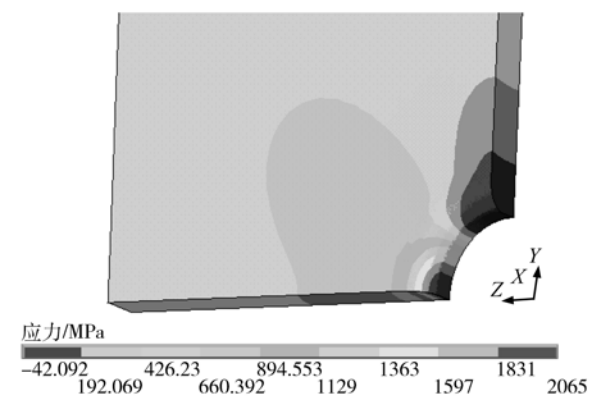


图 5 线弹性有限元应力分布

Fig. 5 Stress distribution result by linear elasticity finite element method

经多次试算,考虑到挤压过程速度和加速度很低,可以略去惯性力影响,按静态力学求解算法处理.摒弃了按动力问题计算的方案,极大地提高了求解速度和精度,采用载荷的位移步给定方法,解决了由非接触到接触转换时的收敛问题,使挤压仿真得以实现.

利用文献[10]算例对求解算法进行了验证计算.计算的被挤试件结构(铝材料)轴对称有限元网格如图 6 所示,采用的材料性能、几何模型以及有限元计算方法与参考文献一致.残余应力云图和几何上面、中面和下面(entry face, mid-thickness, exit face)的残余应力分布见图 7.计算结果与文献的结果基本一致,说明所选用的静态力学求解算法是合理的.

1.2.2 三种挤压头设计及数值仿真计算

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、柱形头挤压和 T 形头挤压.

1) 各种因素对挤压强化效果的影响及优化仿真

本研究的均压孔结构由孔壁段和两侧倒圆组成,见图 3.整个结构的孔直径为 $\phi 5.0$ mm,倒圆半径为 $1.0 \sim 1.5$ mm,厚度为 4 mm,直壁段仅为 $1.0 \sim 2.0$ mm.从挤压效果来说,要求挤压后的残余应力区包括孔壁、倒圆、倒圆与上下侧线交点的较大区域.设计的挤压头要满足上述区域有较大残余应力的要求.图 8 为挤压头半径和被强化构件倒圆的局部示意图.

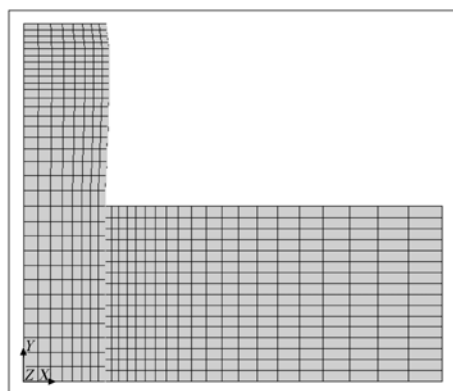
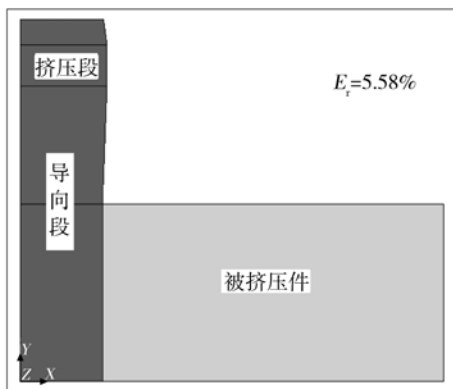
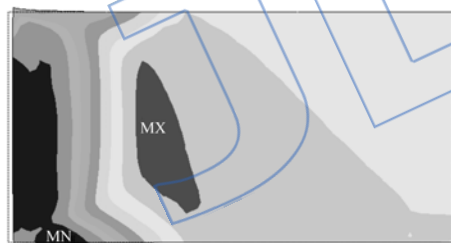


图6 铝材料试验件挤压强化结构与分网示意图
Fig. 6 Extrusion structure and grid of aluminium test specimen



应力/MPa
-529.75 -365.89 -202.031 -38.171 125.689
-447.82 -283.961 -120.101 43.759 207.619

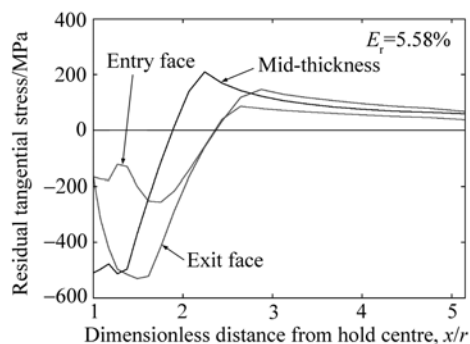


图7 残余应力云图和三个面应力的分布

Fig. 7 Contour plot of residual stress and distribution of three face stresses

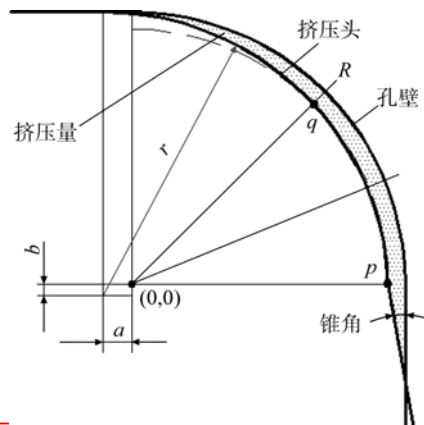


图8 挤压头和待挤结构几何关系剖面图

Fig. 8 Location of extruding head and extruded structure

根据结构的特殊性和工程经验^[1-2,5,8-9],影响孔边残余应力分布和大小的因素主要有摩擦因数、挤压头的倒圆半径、直壁段相对挤压量、挤压次数、挤压量的分配等.因此,弹塑性数值仿真主要针对以上因素,同时对挤压头进行优化设计.取摩擦因数 $\mu=0, 0.05, 0.1, 0.15$;取挤压头倒圆半径 $r=1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.5$ mm;直壁段相对挤压量为 $0.5\%, 1\%, 1.5\%, 3\%$ 等.经过大量数值仿真,在试验室条件下,最终确定参量为:摩擦因数 $\mu=0.05$,倒圆半径 $r=1.3$ mm.直壁段相对挤压量决定于挤压方式,单侧多次挤压头采用的相对挤压量较大,柱形头挤压和T形头挤压采用的相对挤压量较小.本文只列出柱形头摩擦因数 $\mu=0.05$ 、倒圆半径 $r=1.3$ 挤压后的残余应力云图,见图9.

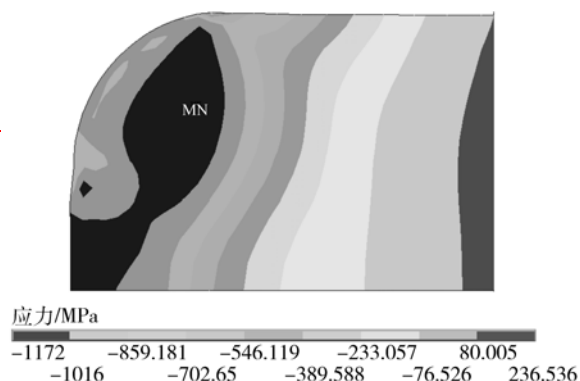


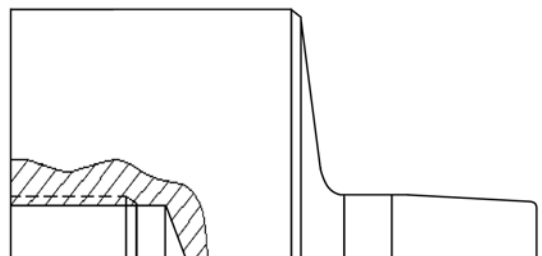
图9 柱形头挤压残余应力云图

Fig. 9 Residual stress field through cylindrical extrusion

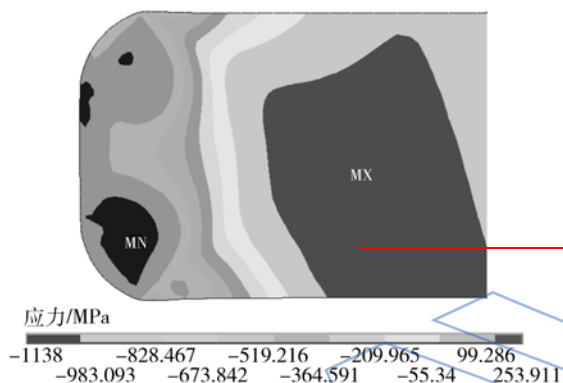
2) 单侧多次挤压仿真

单侧多次挤压工艺最大的特点是挤压头的挤

压部分与被挤压件的中心孔壁直接接触,对于低循环疲劳模拟件的试验危险点(孔直壁段的中心截面)残余应力贡献最大.优化后的单侧多次挤压头结构示意图见图 10(a),一定挤压参量被挤压构件的残余应力云图见图 10(b).



(a) 单侧挤压头



(b) 采用单侧挤压工艺残余应力云图

图 10 单侧挤压头和对应的残余应力云图

Fig. 10 One-sided extruding head and consequential residual stress field

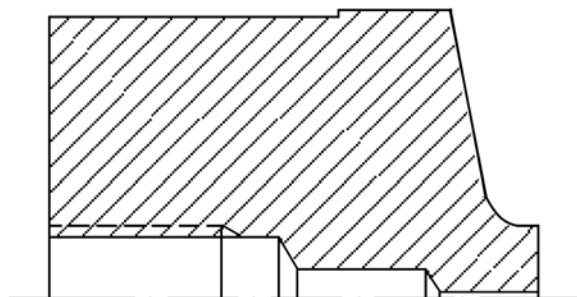
3) 柱形头和 T 形头挤压仿真

柱形头和 T 形头共同的特点是用两个挤压头同时对孔强化,挤压头的挤压部分与被挤压件的中心孔壁不直接接触,孔中心壁的残余应力由挤压倒圆和部分孔壁获得.优化后的柱形头和 T 形头结构示意图见图 11(a)、图 12(a),一定挤压参量下被挤压构件的残余应力云图见图 11(b)、图 12(b).

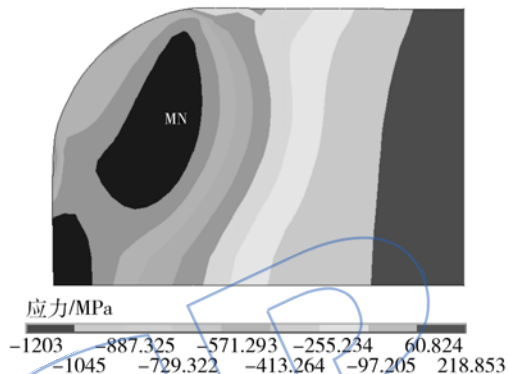
低循环疲劳试验主要使用了单侧多次挤压和 T 形头挤压两种强化工艺.

1.2.3 挤压强化仿真试验验证

主要进行了两方面的验证,包括是单侧多次挤压仿真的位移-压力曲线测量和 T 形头挤压强化过程中静态应变测量验证,具体结果见参考文献[7].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.



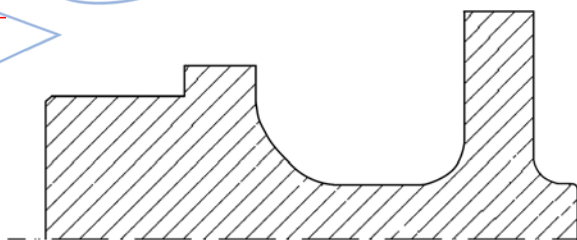
(a) 柱形挤压头



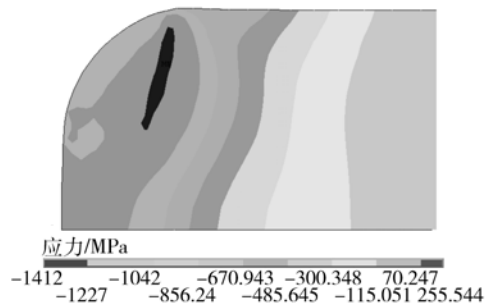
(b) 采用柱形头挤压工艺残余应力云图

图 11 柱形挤压头和对应的残余应力云图

Fig. 11 Cylindrical extruding head and consequential residual stress field



(a) T形挤压头



(b) 采用T形头挤压工艺残余应力云图

图 12 T 形挤压头和对应的残余应力云图

Fig. 12 T shape extruding head and consequential residual stress distribution

2 薄板孔边挤压强化对低循环疲劳寿命影响试验

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,为通过低循环疲劳对比考核挤压工艺需要大量的试验件,本研究制作低循环疲劳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 试验设备

常温试验条件下低循环疲劳试验是在液压疲劳试验机MTS810上进行.高温低循环疲劳试验在北京航空航天大学 CSS-280 型万能试验机上进行;高温温度场则依靠 SPG-20 型感应加热电源来实现;此外还有提供冷却水的水箱、水泵、观察裂纹的显微监控、照相、录像系统、热电偶、显示仪和观察温度场的红外热像仪等其他设备.

2.2 去除弯矩应变计算和测试结果对比

为保证试件承受纯拉力,避免弯矩对试验结构的影响,试验中采取了多项技术措施.为了验证去除弯矩的效果和模拟件设计结果,进行了应变标定测试.在标定试件上焊接了12个应变片,如图13所示.试验测得的各点应变与有限元应力分析曲线的对比如图14所示,可以看出试件的正反两面和左右两侧的受力是很均匀的,且与有限元应变计算结果非常接近.

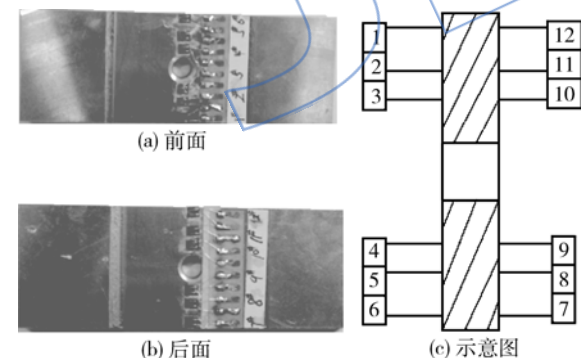


图13 12个应变片的位置

Fig. 13 Location of 12 strain gages

2.3 室温低循环疲劳对比试验

室温条件下,对两种材料的试验件进行低循环疲劳对比试验,考核冷挤压强化效果.

2.3.1 1Cr11Ni2W2MoV 材料试验件的低循环疲劳对比试验

考核了单侧多次挤压法和 T 形头挤压两种

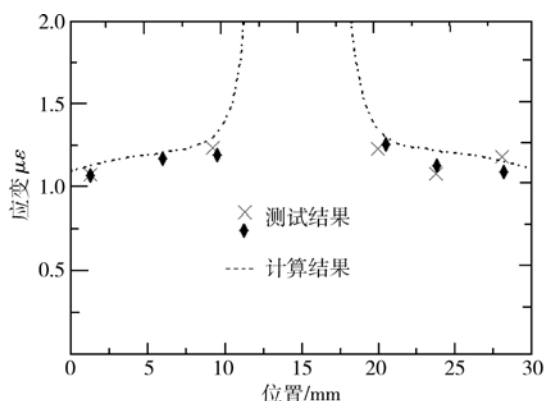


图14 应变计算值与测试值的比较结构与分网示意图

Fig. 14 Strain result by calculation and test

工艺.前一强化工艺对比试验有效试验件共8件,名义孔径 $\phi 5$ mm,两种加工工艺各4件.载荷峰值85 kN,应力比 $R=0.01$,频率为5 Hz(名义应力峰值为850 MPa).应用T形头挤压强化工艺共进行了7件试验(均取自同一个四级压机机轮盘),名义孔径 $\phi 6$ mm,3件未挤压、4件挤压,峰值载荷78 kN,应力比 $R=0.01$,频率为5 Hz(名义峰值应力为812.5 MPa).具体试验结果见表1.

两种强化工艺疲劳寿命增益分别为1.6和1.46,强化有效.根据经验^[2-3,5-6,11-13]以及后面章节有关试验结果表明,相同的强化工艺下,疲劳寿命增益与疲劳试验载荷大小有关,本试验的疲劳载荷相对较大,因此寿命增益有限.

2.3.2 3Π742 材料试验件的低循环疲劳对比试验

该材料有效试验件5件.试件名义孔径 $\phi 6$ mm,2件未挤压、3件挤压,采用T形头挤压强化工艺.峰值载荷80 kN, $R=0.01$,频率为5 Hz(名义峰值应力为833.3 MPa),具体试验数据见表2.从表2可以看出,采用T形头挤压强化工艺有效果,寿命增益分别为2.17和1.46.

2.4 高温低循环疲劳对比试验

2.4.1 不锈钢1Cr11Ni2W2MoV 试件高温疲劳对比试验

主要考核了T形头挤压强化工艺.试验载荷谱有两种:

1) 试验载荷谱1.高温400℃,试件施加单轴的拉伸力,峰值为61.8 kN, $R=0.01$,加载速率为50 kN/s,峰、谷值保载时间为0.15 s.

2) 试验载荷谱 2. 高温 400℃,试件施加单轴的拉伸力,峰值为 55kN,R=0.01,加载速率为 50 kN/s,峰、谷值保载时间为 0.15 s.

试验中,通过显微监控、照相、录像系统和记录温度场的红外热像仪等设备对试件的损伤情况进行观察. 裂纹出现时,记录裂纹出现的时间、裂纹扩展的状况等信息,并且可以拍照和录像.

表 1 1Cr11Ni2W2MoV 试验件两种挤压工艺
疲劳试验结果

Table 1 Contrastive experimental result of
1Cr11Ni2W2MoV specimen used single side
and repetitious extrusion technics

项目	试件 序号	强化工艺 (最大挤压载荷/ 直壁段相对挤压量)	算术平均 寿命/循环
单侧 多次 挤压法	B4	未强化	4 338
	A3		
	B13		
	B26		
	B2	/2.33%	6 950
	B6	/2.35%	
T 形头 挤压法	A1	/2.57%	
	A2	/2.37%	
	C1	未强化	6 766
	C4		
	C5		
	C2	50 kN/1.0%	9 838
	C3		
	C6		
	C8		

注:单侧多次挤压法的强化工艺无最大挤压载荷要求.

图 15 为试验中通过显微监控观测到的两侧的裂纹扩展情况. 可以看到,裂纹扩展均匀,左右基本对称,说明试验件加工和卡具设计达到了预期目标. 图 16 为试验件的宏观断口.

两种试验载荷条件下的具体结果见表 3.

从表 3 中可以看到,当拉伸载荷峰值为 61.8 kN 时,挤压强化致断循环数没有出现增长;在拉伸载荷峰值为 55 kN 时,挤压强化疲劳寿命增益效果明显,寿命增益为 3.0.

表 2 3II742 试验件 T 形头双侧挤压工艺
对比试验结果

Table 2 Contrastive experimental result of 3II742
specimen used T head extrusion technics

试件 序号	强化工艺(挤压最大载荷/ 直壁段相对挤压量)	算术平均寿命/ 循环数
R16 R3	未强化	13 665
R9 R14	25 kN/1.0%	19 905
R2	55 kN/1.0%	29 643

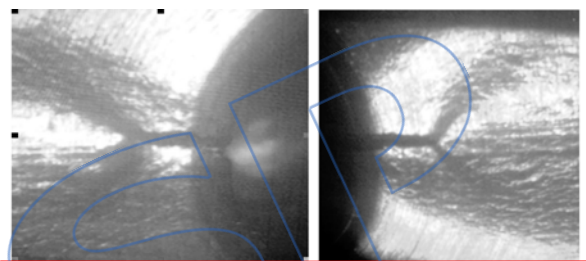


图 15 试验件两侧的裂纹扩展
Fig. 15 Crack spread of the specimen at both sides

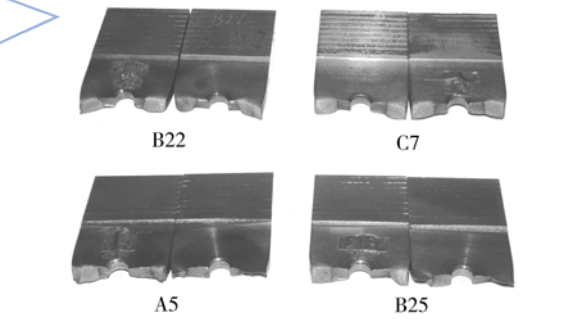


图 16 部分高温低循环疲劳强化试件断口
(峰值载荷 55 kN)

Fig. 16 Break of part high temperature low cycle
strength specimen(peak value load 55 kN)

2.4.2 3II742 试件高温疲劳对比试验

本次试验共进行了四种载荷下的高温低循环疲劳破坏试验,两种载荷试验的有效样本数为 15. 具体结果见表 4.

从表 4 可以看出,作为同盘件号的试件寿命对比,T 盘试验件峰值载荷为 66.2 kN 时强化有效果,寿命增益为 2.2. 峰值载荷为 73.0 kN 和 78.0 kN 时无效果;65.0 kN 时无挤压件数据可

比较.

表 3 1Cr11Ni2W2MoV 材料两种疲劳载荷的试验结果
Table 3 1Cr11Ni2W2MoV fatigue experimental results with two kinds experimentation loads

试验条件	件号	强化工艺(挤压最大载荷/直壁段相对挤压量)	算术平均寿命/循环
400℃, 峰值载荷 55.0 kN	B22	未强化	7 062
	C7		
	D2		
	A5	50 kN/1.16%	21 197
	B25	50 kN/1.08%	
	D1	50 kN/1.0%	
400℃, 峰值载荷 61.8 kN	B23	未强化	4 001
	B7		
	B9		
	B14	50 kN/1.0%	3 804
	B10		
	B12		

表 4 3Π742 合金材料高温疲劳试验结果
Table 4 3Π742 high temperature fatigue experimental results

疲劳试验载荷/kN	试件序号	强化工艺(挤压最大载荷/直壁段相对挤压量)	算术平均寿命/循环
65.0	R11	未挤压	28915
	T02		
	T03		
	T17		
66.2	T07	50.0kN/1.6%	36238
	T16		
	70.0kN/1.6%		
		T15	
73.0	R10	未挤压	12973
	T18	未挤压	9201
	R4	65.0kN/1.1%	16118
	R13	50.0kN/1.1%	
	T04	50.0kN/1.6%	9508
	T10		
78.0	R7	未挤压	7018
	R1	50.0kN/1.1%	6561

3 均压孔实际工作载荷下强化效果 预计

根据某发动机高压压气机封严篦齿盘温度场测试和有限元应力计算结果,在转速 $n=13\,366\text{ r/}$

min (100%物理转速为 $n=13\,300\text{ r/min}$)、有温度场(盘心 $360\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、轮缘 $555\text{ }^{\circ}\text{C}$)条件下,均压孔最大的径向应力为 945 MPa .经线弹性有限元计算,孔边的应力集中系数 $K_f=3.4$,不考虑温度对材料性能的影响,将上述载荷转化到试验载荷,孔边要

获得相同的应力,需施加 26.7 kN 的试验载荷(名义峰值应力为 278.1 MPa),即使按照疲劳强度较低的 T 类轮盘试验件估算,在未实施强化前的低循环疲劳寿命也要达到 10^6 以上。可以预计,在发动机轮盘上进行上述挤压强化,对于提高低循环疲劳寿命是非常有效的。

4 结 论

室温试验结果表明,在一定条件下,采用单侧多次挤压法和 T 形头挤压两种挤压强化工艺均可以提高试验件的低循环疲劳寿命;单侧多次挤压法比 T 形头挤压对直壁段低循环疲劳寿命提高更显著,这与单侧多次挤压头直接和孔壁接触有关。在同样的强化工艺条件下,低循环疲劳载荷大小影响强化效果,载荷越小效果越明显。因此,挤压强化适用于不太低的寿命区。从试验结果看,在 400 °C 温度下,不锈钢 1Cr11Ni2W2MoV 模拟试验件的疲劳寿命 7 000 次循环以上,3Π742 模拟试验件的疲劳寿命 16 000 次循环以上,挤压强化延寿效果明显。

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]. Stockholm, Sweden: ICAF'93 International Committee on Aeronautical Fatigue, 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]. Journal of Aerospace Engineering, 2000, 214(5): 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] 杨兴宇, 孟祥明, 董立伟. 薄板孔边挤压强化对高周疲劳寿命影响的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 361-369.
YANG Xingyu, MENG Xiangming, DONG Liwei. High cycle fatigue life experiment of sheet metal with coldworking hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 361-369. (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]. 实验力学, 1996, 11(4): 463-467.
HE Shiping, ZHANG Xi, WU Xiaoping. The influence of reaming and fatigue on the residual stress around cold-expanded holes[J]. Journal of Experimental Mechanics, 1996, 11(4): 463-467. (in Chinese)
- [10] Carey R P, Hoskin B C. A finite element procedure for interference-fit and cold-working problems with limited yielding[R]. Melbourne, Australia: Dept. Defence, Aeronautical Research Laboratories, Structures Report 425, 1986.
- [11] 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.
- [12] Bernard M, Bui-Quoc T, Burlat M. Effect of re-coldworking on fatigue life enhancement of a fastener hole[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1995, 18(7/8): 765-775.
- [13] Cathey W H, Grandt A F, Jr. Fracture mechanics consideration of residual stresses introduced by coldworking fastener holes[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1980, 102(1): 85-91.