

文章编号:1000-8055(2013)08-1769-08

某压气机轮盘均压孔挤压强化数值仿真 和挤压头设计

杨兴宇, 董立伟, 郑小梅, 赵福星

(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 采用静力学求解算法、应用弹塑性有限元分析程序对挤压强化过程进行了仿真计算,研究了摩擦因数、挤压次数、挤压量、约束方式、倒圆半径、以及配合方式等参数对残余应力场的影响. 根据某压气机轮盘均压孔的具体结构形式,设计了三种挤压头:单侧挤压头、柱形头和 T 形头. 用两种材料(不锈钢 1Cr11Ni2W2MoV 和镍基高温合金 3Π742)设计加工了带孔薄板模拟件,用其中两种强化方法对孔边进行了强化试验,试验结果表明:T 形头挤压工艺达到了提高疲劳强度的预期效果,且操作方便实用. 将试验结果和数值仿真结果进行了对比,分析表明用静力通用程序可以解决金属材料孔板挤压过程的仿真问题,能有效指导挤压强化研究.

关 键 词: 压气机轮盘; 挤压强化; 数值仿真; 挤压头; 金属材料孔板

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Simulation of extrusion strengthening of pressure equalizing hole of an engine compressor disc and design of extrusion heads

YANG Xing-yu, DONG Li-wei, ZHENG Xiao-mei, ZHAO Fu-xing

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

Abstract: Statics solution algorithm was adopted in elastic-plastic finite element analysis program to simulate the extrusion strengthening process. Influences of parameters, such as friction coefficient, extrusion times, extrusion amount, restriction way, fillet radius and matching mode, on the residual stress distribution were analyzed. According to specific configuration of the pressure equalizing hole of the engine compressor disc, three different kinds of extrusion heads were designed, including: one-sided extrusion head, cylindrical extrusion head and T-shaped extrusion head. Two kinds of materials (stainless steel 1Cr11Ni2W2MoV and high temperature nickel-alloy 3Π742) were used to design and manufacture the simulation samples of sheets with holes. Edges of holes were strengthened using two above-mentioned coldworking techniques. The experiment results show that T-shaped extrusion techniques can efficiently and conveniently improve fatigue strength of sheets with holes. Numerical simulations were compared with experimental results, showing that statics general program can be used to simulate extrusion progress of sheet metal specimens with holes, and provide a guidance to extrusion strengthening research.

Key words: compressor disc; extrusion strengthening; numerical simulation; extrusion head; sheet metal specimen with hole

收稿日期:2012-08-22

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1769_013.html

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.

结构强化技术是在不增加结构质量和不改变结构形式及有关几何形状的前提下,通过工艺方法改变结构件材料表面的组织结构和残余应力分布,达到提高结构疲劳寿命的技术^[1].该技术首先兴起于国外航空制造和修理行业,已有50多年的历史,由于成本低、收益高等优点,在国内、外得到了非常广泛的应用.目前,几乎每架飞机上均采用了结构强化技术,并已广泛进入了设计规范和设计手册^[1-2],我国飞机设计规范(GJB776-89 军用飞机损伤容限要求)中也有该技术要求.目前广泛采用的强化技术包括:冷挤压、干涉螺接、喷丸强化等,近期又发展出激光强化技术(又称激光喷丸).

强化技术产生寿命增益的直接原因是不均匀的塑性变形,塑性变形的大小和分布影响残余应力的大小和分布,因此定量确定残余应力至关重要.目前,定量确定强化后的残余应力有两种方法:一是工程计算法,主要有按照弹塑性增量理论建立的有限元法和弹塑性全量理论建立的解析法;二是测试法,主要有云纹干涉法.由于结构件形式、边界条件和测试条件等限制,有限元法应用最为广泛、适用.经过多年的发展和完善,对于典型航空材料结构件强化参数和工艺基本已明确,查阅有关设计资料、手册即可工程应用,但是对于比较复杂的结构件必须具体问题具体分析.

本文研究对象是比较复杂的某压气机轮盘的均压孔,采用成熟的工艺方法和手段无法完成挤压强化工艺,本文介绍针对该轮盘进行的挤压强化仿真研究和挤压头设计,重点对挤压次数、挤压量、摩擦因数、约束等参数进行了优化分析,并进行了相关的测试试验验证,结果表明计算仿真结果可信,可以具体指导后续强化工艺的实施,设计的挤压头可以满足强化要求.

1 某压气机轮盘均压孔结构及强化目标

目前飞机结构中存在大量的螺栓孔、通孔等,其中带小倒圆的孔的倒圆半径通常都非常小.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对其容易出现裂纹的结构表面进行强化^[3-5].这些结构件的主要特征是孔的直壁段较长,裂纹主要出现在沿壁厚度方向的中间部位,使用冷挤压芯棒或开缝衬套挤压工艺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^[6-7].

某型发动机压气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^[8-9].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.该轮盘均压孔与飞机上带小倒圆孔的结构差异较大:如图1所示,均压孔壁厚仅4mm,倒圆半径 R 就达到1.0~1.5mm,直壁段的长度只剩下1~2mm,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,如图中箭头所示,且属于低循环疲劳和高周振动叠加引起的疲劳破坏,因此强化的重点和目标即为孔壁和倒圆的交界处.传统的挤压强化工艺已经不能适应于本研究中均压孔的强化需要.

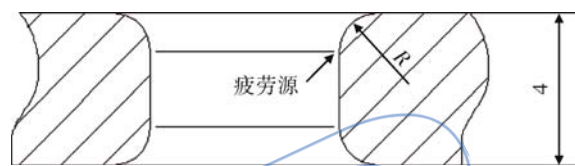


图1 均压孔的具体结构形式(单位:mm)

Fig.1 Geometry of the pressure equalizing hole (unit:mm)

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^[10-13],因此需要专门设计挤压强化工艺.

2 数值仿真结果与分析

挤压强化技术的核心是选择合适的挤压芯棒、确定挤压次数、挤压量、挤压量的分配、挤压过程中挤压的速度、最终挤压力、挤压方式、润滑、垫板材质、大小等等.如此之多的未知因素,单凭工艺理论指导和试验难以达到目的,耗时费力.为此,必须利用数值仿真方法,通过优化设计,确定合理的挤压头、挤压工艺,为试验验证提供指导,最终达到强化目的.

2.1 计算方法的选择及验证

由于封严篦齿盘均压孔结构复杂,理论分析难度很大.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,采用弹塑性有限元数值仿真进行挤压强化的数值模拟计算与优化.

根据挤压强化过程的物理运动轨迹,其过程的仿真似乎使用动力学模型较好,但经过大量计算发现其结果很不理想.挤压强化过程属准静态过程,是介于静力学与动力学之间的过渡问题.为此,从动力学和静力学两个角度分别进行了计算

分析,由于挤压头的质量惯性和挤压速度(2.0 mm/min)不是很大,即 $\sum F \approx 0$,利用静力学相关理论进行计算,结果比较吻合实际.利用文献[14-15]的算例对求解算法进行了验证,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,具体对比结果见参考文献[9].

2.2 挤压强化参数对残余应力的影响

根据本研究的挤压工艺,对影响强化区域的主要挤压工艺参数进行了研究,其主要参数有:摩擦因数、挤压次数、挤压量、挤压头倒圆半径、以及配合方式等.

2.2.1 摩擦因数对残余应力的影响

在实际的挤压强化过程中,挤压芯棒和被挤结构之间有相对的位移,摩擦会使得材料的流动发生变化,因此润滑就显得十分必要.计算模型为简单的轴对称直孔结构,挤压头工作段示意图见图 2.

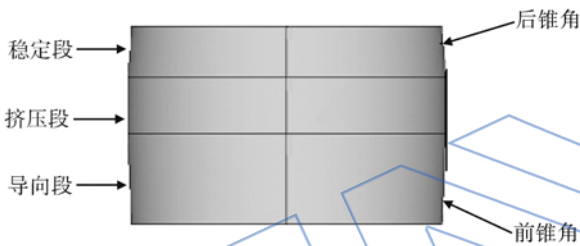


图 2 挤压头工作段示意图
Fig. 2 Sketch of extrusion head working sect

通过不同的摩擦因数的计算,可以看到摩擦因数对残余应力的影响.在计算中,分别取了摩擦因数 $\mu=0$ (极限情况)、0.05,0.10,0.15(当摩擦因数 $\mu>0.15$ 时,进入边单元畸变过大,数值计算不再收敛)几种情况,挤压结束后的结果云图如图 3 所示.可以看出,当摩擦因数增大时,结构残余应力变得越来越不均衡.

在不同摩擦因数下,孔板的上表面、中间对称面和下表面的周向残余应力径向分布的对比,如图 4 所示.摩擦力对中间对称面几乎无影响,对下表面有明显影响,而对芯棒插入边的上表面影响最大.而且,摩擦因数越大上表面残余压应力极值绝对值越小,三个面的残余应力分布差异越大.因此,在实际挤压中,应注意润滑,在本文所做的试验中,摩擦因数大约为 1.3.而仿真中摩擦因数的选取,对残余应力结果的影响是重要的.

2.2.2 挤压次数和挤压量对残余应力的影响

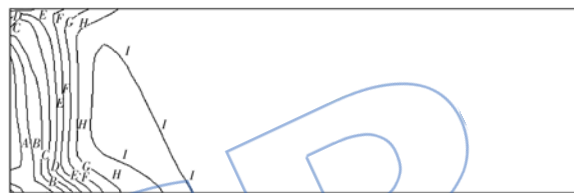
计算模型与 2.2.1 节相同.单次挤压和两次

SMN -1027	C -681.79	G -129.194
SMX 216.179	D -543.641	H 8.955
A -958.088	E -405.492	I 147.104
B -819.939	F -267.343	



(a) $\mu=0$

SMN -1019	C -674.066	G -121.46
SMX 223.919	D -535.914	H 16.692
A -950.369	E -397.763	I 154.843
B -812.217	F -259.611	



(b) $\mu=0.05$

SMN -1019	C -672.086	G -116.463
SMX 230.801	D -533.181	H 22.443
A -949.898	E -394.275	I 161.348
B -810.992	F -255.369	



(c) $\mu=0.10$

SMN -1032	C -679.266	G -115.568
SMX 236.743	D -538.342	H 25.356
A -961.115	E -397.417	I 166.281
B -820.191	F -256.493	



(d) $\mu=0.15$

图 3 不同摩擦因数下周向残余应力云图 (单位:MPa)
Fig. 3 Circumferential residual stress nephograms at different friction coefficients (unit:MPa)

挤压的挤压量分别为 2.0%和 2.5%,分别进行了单次和两次挤压的计算.单次挤压应力云图见图 5(a),挤压头从上往下挤压;两次挤压应力云图见

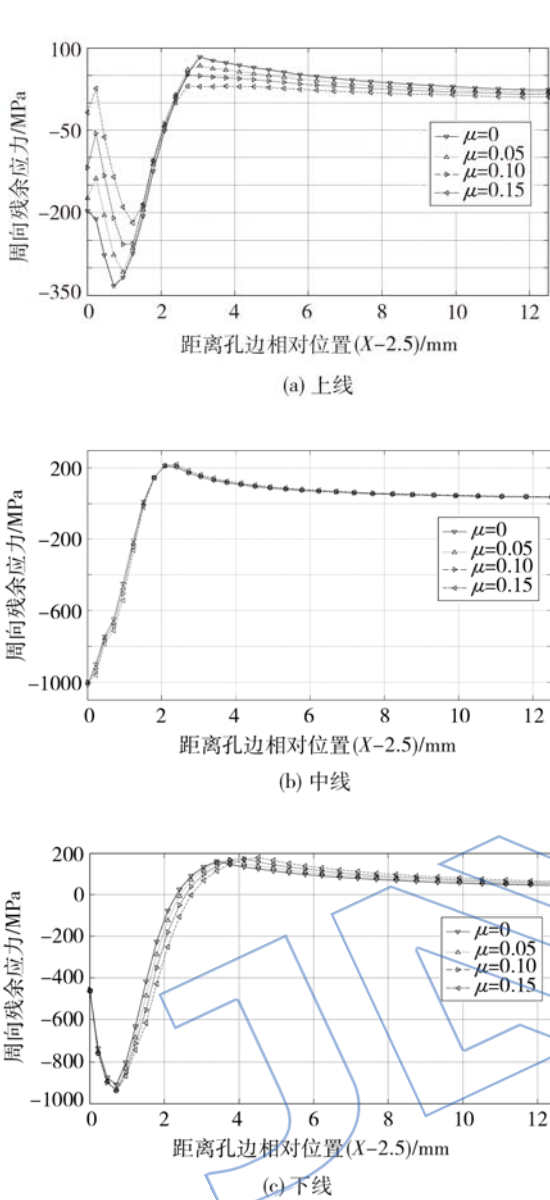
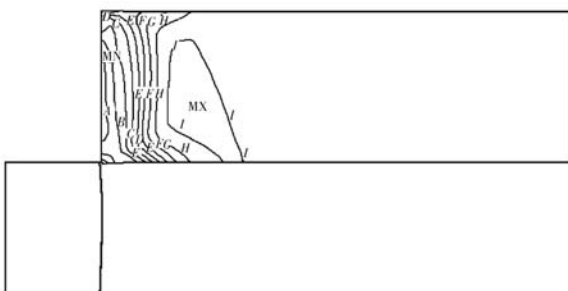


图4 不同摩擦因数下各方向的周向残余应力分布曲线

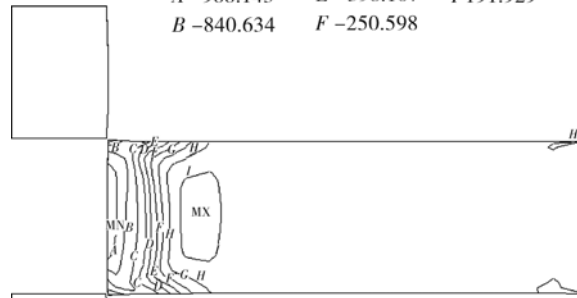
Fig. 4 Circumferential residual stress at three lines with different friction coefficient

SMN -1029	C -682.75	G -128.486
SMX 217.93	D -544.184	H 10.081
A -959.883	E -405.618	I 148.647
B -821.317	F -267.052	

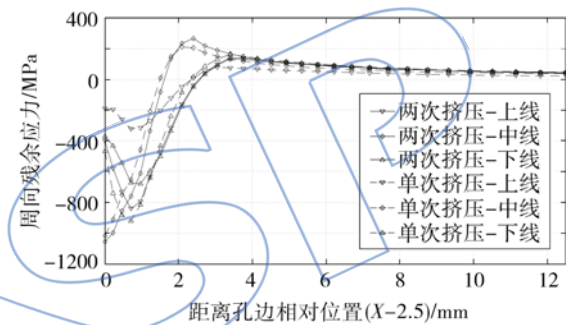


(a) 单次挤压应力云图(单位:MPa)

SMN -1062	C -693.125	G -103.089
SMX 265.683	D -545.616	H 44.42
A -988.143	E -398.107	I 191.929
B -840.634	F -250.598	



(b) 两次挤压应力云图(单位:MPa)



(c) 残余应力曲线

图5 单次和两次挤压后周向残余应力云图及曲线

Fig. 5 Distributions of circumferential residual stress after single extrusion and twice extrusion

图5(b),在第一次挤压基础上自下而上的挤压.

相对孔边位置的残余应力曲线见图5(c),从图中可以直观的看出,一次挤压时挤压头进入边的残余压应力较小,出口边的残余压应力较大;两次挤压后孔壁残余应力分布更加均匀,效果明显优于单次挤压.因此,在条件允许的情况下,孔壁挤压强化应尽可能的采用两次或多次挤压工艺.

对比中线的残余应力分布,挤压量为2.5%时的孔边塑性区略大于挤压量为2.0%时的孔边塑性区.另取0.5%,1.0%,1.5%,3.0%几种不同的挤压量进行计算,结果表明随挤压量的增大,塑性区增大;而当挤压量大于2%时,塑性区的增大将不再明显,孔边塑性区随着挤压量的增大而扩张,残余应力分布趋于稳定.

2.2.3 挤压头倒圆半径对残余应力的影响

计算模型采用真实压气机轮盘均压孔的结构形式,其挤压头和轮盘局部结构示意图见图6,局

部的挤压头和待强化倒圆几何结构关系见图 7, 在本小节的计算中均压孔倒圆半径为 1.0 mm.

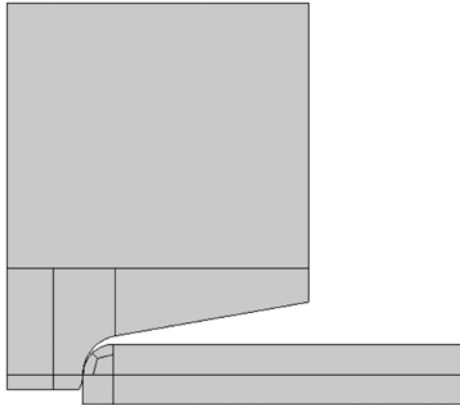


图 6 有限元模型及挤压头

Fig. 6 Finite element model and extrusion head

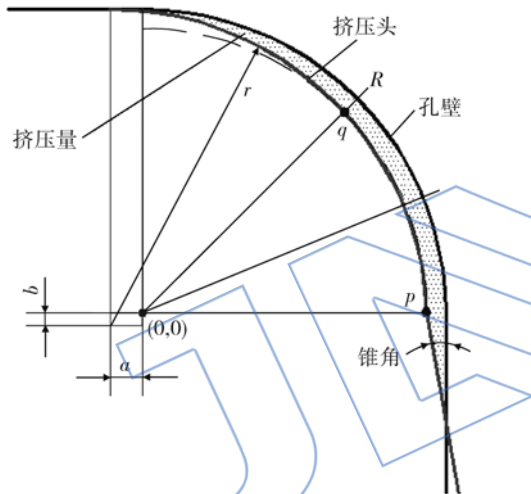


图 7 待强化倒圆几何结构关系

Fig. 7 Geometry of fillet surface to be extruded

挤压头前锥角的作用主要是用于挤压过程挤压头对正的导向,如图 7 所示. 计算表明锥角的度数越大,倒圆和孔壁的连接区挤压效果越差. 为了解决这个问题,将前锥角变为导向倒圆,导向倒圆和挤压头半径倒圆外切,保证了待挤结构孔壁倒圆过渡区域残余应力的良好过渡.

挤压过程中,倒圆部分先行挤压,材料会向孔壁方向和垂直孔壁的径向两侧流动,挤压头倒角的目的是约束材料的径向流动,经计算,本文中优化为 10°的倒角.

改变不同的挤压头半径,分别对 $r=1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.5$ mm 进行计算. 在同样的挤压力下, r 越大,则挤压的深度越大,材料沿孔壁方向材料的流动减小,孔壁外扩增大,挤压的周向残余

应力效果区增大, $r=1.3$ mm 时周向残余应力结果如图 8.

SMN -1172	C -780.915	G -154.791
SMX 236.536	D -624.384	H 1.74
A -1094	E -467.853	I 158.271
B -937.447	F -311.322	

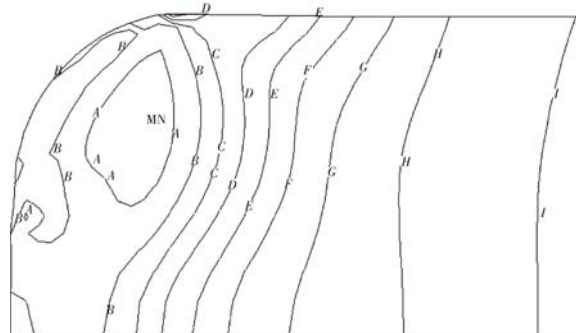


图 8 倒圆半径为 1.3 mm 时周向残余应力云图 (单位:MPa)

Fig. 8 Circumferential residual stress nephograms when fillet radius is 1.3 mm (unit:MPa)

3 三种强化挤压头设计

由于该压气机轮盘均压孔结构的特殊性,要求强化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,传统成型的挤压芯棒或挤压头很难达到要求. 根据第 2 节中有关弹塑性仿真计算结果,对挤压工艺参数进行优化,设计了三种类型挤压头,分别为单侧多次挤压头、柱形头和 T 形头,并形成了对应的强化工艺.

3.1 单侧挤压头

单侧挤压头的设计思想是同时兼顾孔壁段挤压和倒圆挤压. 图 9 是该型挤压头的结构示意图,其中前锥角、相对挤压量、直壁挤压段长度、倒圆、倒圆锥角为挤压头结构设计的关键参数. 通过上述仿真计算和优化分析,可分别取前锥角为 2°、

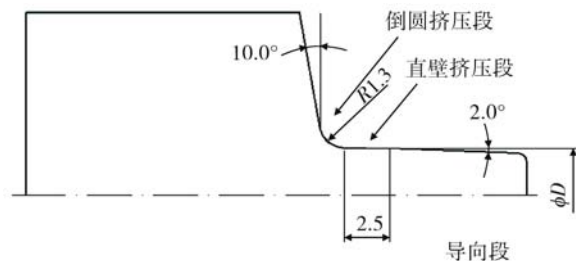


图 9 单侧挤压头结构尺寸 (单位:mm)

Fig. 9 Geometry of one-sided extrusion head (unit:mm)

相对挤压量为 2.5% (ϕD)、直壁挤压段长度为 2.5 mm、倒圆半径 $r=1.3$ mm、倒圆锥角为 10° 。由于实际的待挤结构的孔径有公差,因此 ϕD 不确定. 计算表明经过三次挤压的效果比较好,每次从相反的方向进行挤压,三次挤压的相对挤压量分配为第 1 次 2.0%、第 2 次 2.5%、第 3 次 2.5%。

利用该挤压头和强化工艺进行了部分高周疲劳试验件的高温、常温振动、低循环疲劳试验考核,并进行了对比验证:单侧多次挤压测量的位移-压力曲线与仿真结果对比,具体结果见文献 [8-9]. 试验结果表明单侧挤压头的挤压工艺达到了提高疲劳强度的预期效果。

3.2 柱形挤压头

在考察挤压头倒圆半径对残余应力影响的仿真计算同时,又设计出柱形挤压头,具体结构见图 6,其优点是在强化工艺中可实施双侧同时挤压,较为简便. 柱形挤压头挤压段与板孔的配合可以是间隙和过盈两种方式,当是间隙配合时倒圆部位特别是倒圆中段达到了很好的挤压效果,影响区也较大,但在倒圆与孔壁、倒圆与板平面的交界处,挤压效果不好. 这是因为直壁段间隙挤压后倒圆 R 变大,材料向孔壁方向和垂直孔壁径向两个方向的流动(图 10)。

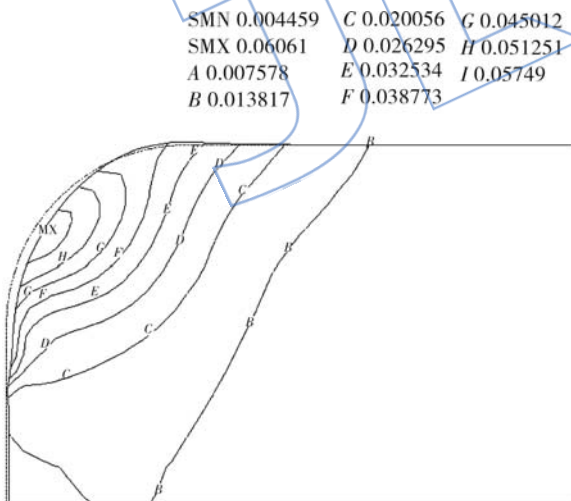


图 10 变形云图 (单位:MPa)

Fig. 10 Nephogram of deformation (unit:MPa)

为解决这一问题,在柱形挤压头增加一 0.1 mm 长的孔直壁挤压段. 该段与孔径的相对过盈量为 1%. 挤压力为 52.4 kN 时的挤压效果如图 11 所示. 挤压后,板孔径几乎不变,其上下表面凸起不到 0.02 mm. 多次仿真计算结果表明,在挤

压力较小,倒圆挤压范围小于 80° (平行示意图 X 轴方向的为 0°) 时,柱形头对挤残余应力分布较好,当倒圆挤压范围等于或大于 80° 时,远离孔径的残余应力分布较差。

SMN -1223	C -812.236	G -155.275
SMX 255.325	D -647.996	H 8.965
A -1141	E -483.756	I 173.205
B -976.476	F -319.516	

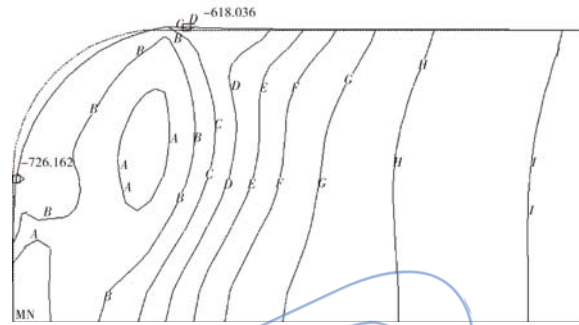


图 11 柱形挤压头增加长度后的残余应力云图 (单位:MPa)

Fig. 11 Residual stress nephogram when length of cylindrical extrusion head increased (unit:MPa)

由于柱形挤压头还存在不确定的因素,以及对倒圆挤压范围较小等缺点,未加工该型挤压头。

3.3 T形挤压头

针对柱形挤压头双侧对挤强化效果不佳的问题,对双侧挤压头进行了改进. 改进的目标是消除柱形挤压头 R 处的 10° 上反角,在原柱形挤压头上加开了卸荷槽,使水平压板有适当的柔度,以便挤压时材料有向外流动的可能,使挤压头便成了 T 形,见图 12. 各种试验结果表明,该结构可以达到工艺简单,残余应力符合要求。

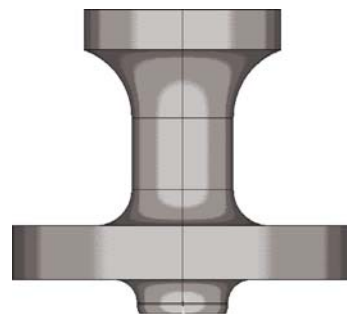


图 12 T形挤压头

Fig. 12 T-shaped extrusion head

同样,利用该挤压头和强化工艺进行了部分高周疲劳试验件的高温、常温振动、低循环疲劳试

验考核,并进行了对比验证:静态应变仪测量的应变与仿真结果对比,具体结果见文献[8-9]。试验结果表明 T 形头挤压工艺均达到了提高疲劳强度的预期效果。

4 挤压强化数值仿真效果试验验证

主要进行了三个方面的验证:一是单侧挤压头多次挤压仿真的位移-压力曲线测量对比;二是 T 形挤压头挤压强化过程静态应变测量对比;三是 T 形头挤压强化 X 射线法测量残余应力。前两方面验证在参考文献[8]有详细的介绍,本文重点介绍第 3 个试验验证。

X 射线法是利用 X 射线入射到材料时发生衍射现象测定材料内残余应力的无损检测法,该方法不仅可以测量材料表面的宏观残余应力,还

可以测量微观残余应力,测定时根据衍射线的移动可以测定出宏观残余应力,而根据衍射线的变宽则能测试出微观残余应力。其原理就是在构成材料的各晶粒上施加弹性应力时,测定晶粒内的特定晶面的面间距发生的变化,从而测定应力。在进行计算时,为简便,通常假定材料各晶粒是均匀的,并且各向同性,因此材质中存在大晶粒时可能影响测定精度,如晶粒较为粗大且不均匀的镍基高温合金,其测量精度很差,甚至其结果出现相反的结论,如本文章的 $\Theta\Pi742$ 材料试验件的结果。

本研究对两个强化后的低循环疲劳试验件(两种材料)进行了 X 射线测试残余应力,两种材料各 1 件,光斑直径为 $\phi 2$ mm,测量方向 Ni(220)晶面,Fe(211)晶面,具体结果见表 1,并与计算仿真值对比,所列为名义尺寸的计算值。

表 1 两种试验件测量位置的残余应力和计算的对比

Table 1 Comparison of test value and numerical results of residual stress of 2 samples

测试位置/mm (距离孔中心)	表面周向残余应力/MPa			
	T09($\Theta\Pi742$)/70 kN 挤压力		D9(1Cr11Ni2W2MoV)/55 kN 挤压力	
	测量值	计算值	测量值	计算值
$\phi 10$	-492.8 ± 67.3	-353.88	-364.5 ± 12.5	-428.37
$\phi 14$	-256.7 ± 57.2	166.24	162.5 ± 4.2	189.48
$\phi 18$	-202.5 ± 35.7	272.03	208.6 ± 5.7	171.06
$\phi 22$	-131.5 ± 34.0	208.85		

从表 1 可以看出,不锈钢材料测量和计算的趋势较为一致,由于光斑的直径较大,因此测量值和计算值有一定差异;而以奥氏体为金属基体 γ' 为强化项的镍基高温合金测量结果显然不准确,根据构件在不受力状态下应力处于自平衡原理,该构件在距离孔较远的位置残余应力处于拉应力状态,而结果是相反的。

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。

5 结论

通过大量的数值仿真工作,可以得到如下结论:

1) 针对挤压过程的准静态特点,用静力通用程序可以解决金属材料孔板挤压过程的仿真问题,孔板的残余应力分布和挤压力与位移过程的仿真结果与试验结果相当接近。

2) 本研究针对均压孔的特殊结构形式所设计的三种挤压强化工艺:单侧多次挤压、T 形头挤

压、柱形头挤压工艺,从大量的对比试验结果看,前两项工艺均达到了预期的强化效果;从工程应用角度,T 形头挤压工艺操作方便、实用,比较适合实际应用。

3) 在采用 T 形挤压头双侧对挤法挤压带倒圆孔板时,孔壁段应有一定的挤压过盈量,以在直壁段和倒圆连接处获得连续的压应力分布;为了避免孔外平面上出现过大的残余拉应力,在获得足够的孔内和孔边压应力的前提下,挤压的力应限制在较低的数值上。

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] 航空航天部科学技术研究院. 近代飞机耐久性设计技术[M]. 成都:航空航天部 AFFD 系统工程出版社,1989.
- [4] Len R. Split sleeve cold expansion as a rework process for

- previously cold expanded holes[R]. Sweden; Presented at ICAF' 93th International Committee on Aeronautical Fatigue Stockholm, 1993.
- [5] Link R E, Sanford R J. Residual strains surrounding split-sleeve cold expanded holes in 7075-T651 aluminum[J]. *Journal of Aircraft*, 1990, 27(7): 599-604.
- [6] Gaerke J, Zhang X, Wang Z. Life enhancement of fatigue-aged fastener holes using the cold expansion process[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G; Journal of Aerospace Engineering*, 2000, 214(5): 281-293.
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] 杨兴宇, 王逾涯, 董立伟, 等. 薄板孔边挤压强化对低周疲劳寿命影响的试验[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(6): 1257-1265.
YANG Xingyu, WANG Yuya, DONG Liwei, et al. Low cycle fatigue life experiment of sheet metal with coldworking hole[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(6): 1257-1265. (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. Defense, Aeronautical Research Laboratories, Structures Report 425, 1986.
- [11] 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)
- [12] 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)
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] Cathey W H, Grandt A F. Fracture mechanics consideration of residual stresses introduced by coldworking fastener holes[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1980, 102(1): 85-91.