

铰孔和疲劳对冷挤压孔周残余应力的影响

何世平 张 曦 伍小平

(中国科学技术大学, 合肥, 230026)

摘要 应用干涉云纹测量了冷胀孔周残余应力分布, 并用实验方法研究了铰孔和疲劳对残余应力的影响。介绍了测试技术和原理, 提供了典型的实验结果, 并讨论了误差原因。

关键词 残余应力, 冷挤压, 干涉云纹, 疲劳。

1 前言

飞机上存在着大量的削钉、铆钉及螺钉孔等紧固孔。在飞机反复使用中, 常在孔边形成大量的疲劳裂纹。而疲劳裂纹的扩展, 很可能造成机毁人亡的恶性事故。为了延长飞机的安全使用寿命, 人们正在研究冷挤压强化工艺。该工艺使用过盈芯棒强行挤压紧固孔, 以在孔边引入受压的残余应力场及一些有益的机械效果, 从而可以延长飞机零部件的疲劳寿命几倍至十几倍, 具有极大的经济效益和社会效益。

冷挤压强化工艺的效果直接依赖于冷挤压后在孔周引进的残余应力的分布。残余应力小了效果不明显, 残余应力过大反而会降低疲劳寿命。为此, 我们在文献 [1, 2] 中, 提出了一种应用干涉云纹及切割释放法测量冷挤压孔周残余应力分布的新技术, 并对孔周残余应力分布与挤压量大小之间的规律进行了研究。为推广该工艺, 向有关部门提供了重要的实验参数。

传统的冷挤压工艺使用过盈芯棒直接挤压紧固孔, 以致造成孔端翻边, 并严重损伤内孔表面。正在研究中的开缝衬套冷挤压技术克服了传统技术的不足, 操作起来也比较方便。但经过开缝衬套冷挤压后, 在内孔表面上会留下一道线状凸台, 需经铰孔才能保证内孔表面的机械要求。但铰削对孔周的残余应力分布有多大影响? 残余应力的释放量与铰削量之间有何规律? 这些都是开缝衬套冷挤压技术在推广使用之前必须回答的问题。

此外, 随着飞机的反复使用, 人为引进的残余应力会不会在循环载荷的反复作用下被释放而发生松弛呢? 这也是人们极为关心的问题。

本文应用干涉云纹及切割释放法, 测量了开缝衬套冷挤压孔周的残余应力分布, 研究了孔周残余应力的释放量与铰削量之间的变化关系, 以及在循环载荷作用下孔周残余应力的松弛效应, 获得了航空部门极为关心的实验数据。

2 铰孔对孔周残余应力的影响

试件如图 1 (a) 所示, 中心孔径为 $\varnothing 6\text{ mm}$ 。该试件是对飞机上大量使用的某类紧固孔部

件的实验模拟。试件材料为航空飞机上常用的某种铝合金。试件分 A、B、C、D 和 E 五组, 每组各四块, 所有 20 块试件的各种尺寸都相同。

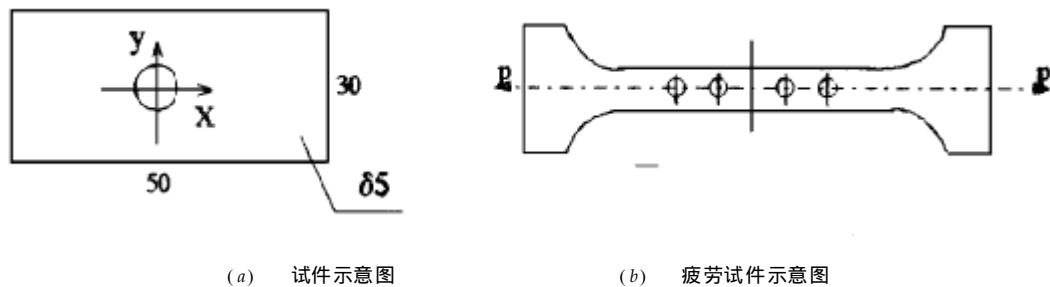


图 1

首先, 对这 20 块试件都用相同的挤压工具, 进行开缝衬套冷挤压工艺处理, 其挤压量也都相同。因此, 可认为这 20 块试件的孔周初始残余应力分布是基本相同的。

然后对 B、C、D 和 E 四组试件进行铰削处理, 其铰削量分别为 2δ 、 4δ 、 7δ 和 11δ (δ 是一个不便公开的参量)。考虑到试件的尺寸、冷胀过程、卸载过程及铰削过程等实际情况, 可以认为铰削前后的孔周残余应力场基本上处于平面应力状态。

在对试件表面进行研磨处理后, 用干涉法在试件表面上制作 $10001/\text{mm}$ 的高频正交位相光栅, 并用离子溅射法在光栅表面溅射一层耐高温的金属薄膜。

在飞机的实际使用中, 紧固孔常在 y 轴所在剖面内产生疲劳裂纹, 因此该剖面是危险剖面, 也是人们极为关心的剖面。因而, 测试研究也就着重于 y 剖面的切向残余应力 σ_θ 的分布。为此, 用钼丝切割技术将所有试件沿 y 轴所在剖面切开, 以释放欲测剖面内的残余应力。

将切割释放后的试件放到干涉云纹光路中, 测量释放残余应力引起的附加位移场, 再经过数值微分或光学微分, 可求得附加应变场 (ϵ_r' , ϵ_θ'), 然后按下式求得附加应力场:

$$\sigma_r' = \frac{E}{1 - \nu^2} (\epsilon_r', \nu \epsilon_\theta')$$

$$\sigma_\theta' = \frac{E}{1 - \nu^2} (\epsilon_\theta', \nu \epsilon_r')$$

式中, E 是弹性模量; ν 是泊松比; σ_r' 、 σ_θ' 是附加应力。

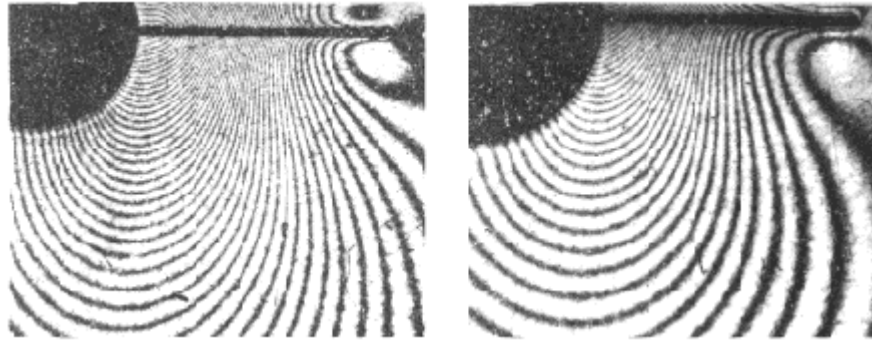
切割剖面内附加应力 σ_θ' 的相反值、 σ_θ 就是欲求的残余应力。实验表明, ϵ_r' 在切割边界处几乎为零, σ_θ' 基本上决定于 ϵ_θ' 的大小。

实验的部分结果见图 2~ 图 4。图 2 (a) 和 (b) 分别是铰削前和铰削 11σ 后的附加位移 u 的干涉云纹条纹图; 图 3 是孔周残余应力 σ_θ' 沿径向 r 的分布曲线, 图中曲线 b 和曲线 a 分别是铰削前和铰削 11σ 后的结果。图 4 是孔边残余应力极大值 $\sigma_{\theta \max}$ 与铰削量 Δr 的关系曲线。图中曲线表明, 当铰削量不是太大时, 孔边残余应力的极大值 $\sigma_{\theta \max}$ 变化不大; 当铰削量为 11δ 时, $\sigma_{\theta \max}$ 的释放量为 24%。

3 疲劳对孔周残余应力的影响

所用疲劳试件如图 1 (a) 所示, 是标准的拉伸试件。试件由甲、乙、丙三种不同的常用航空材料所制成。每种材料均制成形状、尺寸都相同的四块试件, 每个试件上都加工了四个

$\varnothing 6\text{ mm}$ 的通孔, 板厚为 5 mm 。同一种材料的四块试件上的十六个通孔, 都用相同的挤压工艺进行了冷挤压处理, 挤压量都相同 (挤压量为该种材料、该种孔径情况下的最佳挤压量)。试件的尺寸保证了各个孔周的残余应力互不干扰。因此, 可认为这十六个孔周的初始残余应力场是近似相等的。



(a) 未铰削

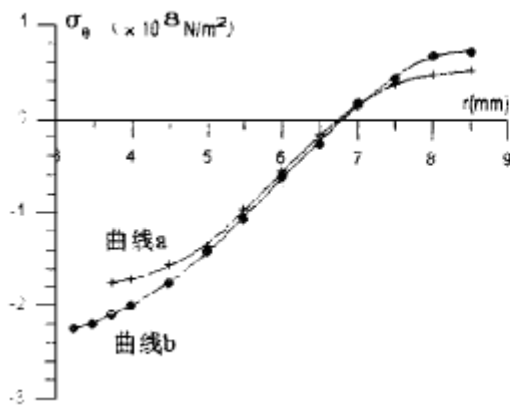
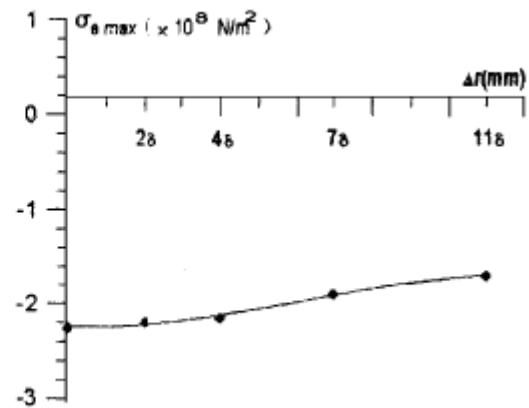
(b) 铰削 11δ 图 2 附加位移 u 的干涉云纹条纹图

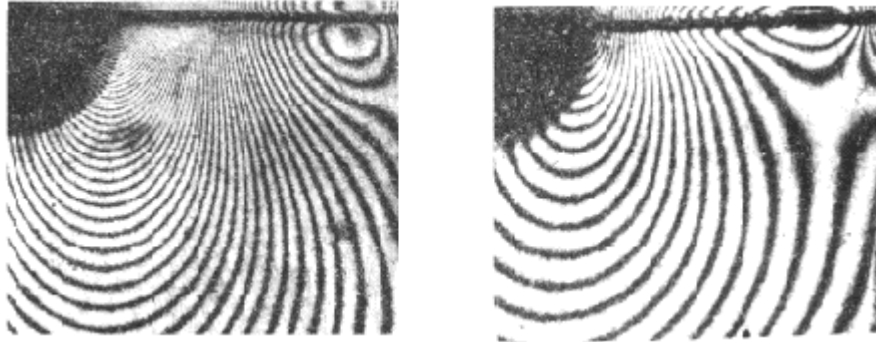
图 3 残余应力分布曲线

图 4 $\sigma_{\theta \max}$ 与铰削量 Δr 的关系

对相同材料的四块试件分别进行不同循环次数的疲劳实验, 循环次数依次为 0、10、20、30 个飞续谱 (每个飞续谱的循环次数为 10800 次, 相当于模拟了 500 个飞行小时)。每个试件上加工四个紧固孔是为了保证这四个孔都能经受相同的疲劳衰减。

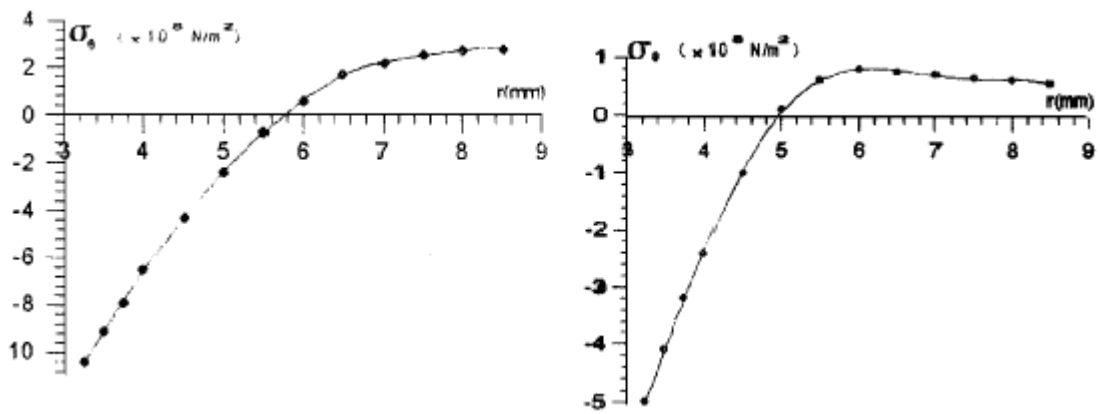
对经过疲劳试验的所有试件, 都按前述方法在试件表面上制栅 ($10001/\text{mm}$)、镀金属薄膜、切割, 直至测量出欲测剖面内的切向残余应力 σ_{θ} 洞径向 r 的分布。

实验结果见图 5~ 图 7。图 5 (a) 和 (b) 分别是甲种材料试件在疲劳前和疲劳 29.51 个飞续谱后, 切割释放残余应力引起的附加位移 u 的干涉云纹条纹图。而图 6 (a) 和 (b) 是与图 5 (a) 和 (b) 相应的残余应力分布曲线。图 7 (a) 和 (b) 分别是甲种材料和乙、丙两种材料经过不同循环次数后的孔边残余应力的疲劳松弛曲线。甲种材料在循环加载 20 个飞续谱后, 残余应力有较大松弛; 而乙、丙两种材料, 在 30 个飞续谱的循环载荷内, 残余应力的疲劳松弛效应很小。



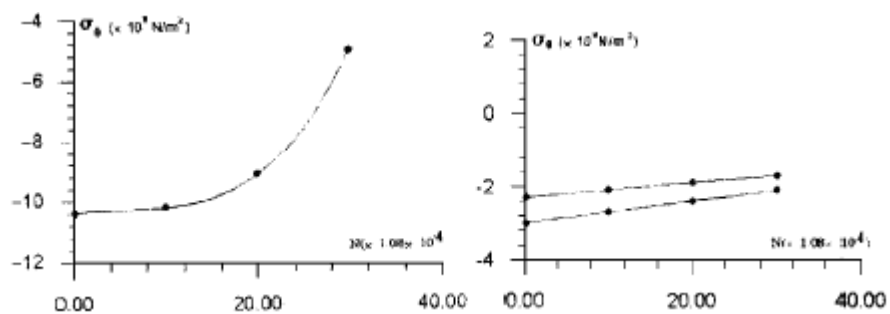
(a) 疲劳前 (b) 疲劳后 (29, 51)

图 5 附加位移 u 的干涉云纹条纹图



(a) 疲劳前 (b) 疲劳后 (29, 51)

图 6 残余应力分布曲线



(a) 材料甲 (b) 材料乙、丙

图 7 孔边残余应力的疲劳松弛曲线

4 结论和讨论

干涉云纹配合切割释放法是测量微小区域内残余应力及工艺应力分布的理想方法。该技术能测量次毫米量级范围内的残余应力及工艺应力的分布细节, 且具有较高的测试精度。标定实验表明, 初始条纹和切割释放是引进实验误差的主要原因。初始条纹可以通过施加载波并滤波的方法来消除; 切割影响可以通过调整工艺参数及采取相应措施来尽量抑制, 并能在数据处理时给予部分消除。

根据实验所得的孔边残余应力 $\sigma_{\theta m a x}$ 与铰削量 Δr 的关系曲线可知, 当铰削量不太大时, 孔周残余应力的释放量也不大。因而开缝衬套冷挤压配合铰孔工艺是完全可行的新的冷挤压强化工艺。

研究结果还表明, 对乙、丙两种材料即使在 30 个飞续谱的循环载荷作用后, 仍能保证孔边具有足够的残余应力值。而对甲种材料, 在经过 20 个飞续谱的循环加载后, 孔边残余应力有很大的松弛效应, 但在 20 个飞续谱内, 残余应力松弛不大, 这也足以满足工程的需要了。

本文采用间接测量方式研究了孔边残余应力极大值与铰削量的关系以及疲劳松弛效应, 这是不太理想的方式。尽管各紧固孔的尺寸及冷挤压工艺控制得很严格, 但也很难保证铰孔或疲劳试验前的初始残余应力完全相同。最好的办法是实时测量, 跟踪同一孔周残余应力的变化。但至今仍无较为理想的可以实时测量孔周微区内残余应力分布细节的测试技术。由于本文所用方法的测试精度很高, 加上采用了多点平均及严格控制各参数等措施, 本文所得结果是能保证工程所需要的测试精度的。

参 考 文 献

- [1] 何世平, 傅绍军, 苏永刚. 应用云纹干涉法测量冷挤压孔周残余应力分布, 实验力学, 1987, 2 (3)
- [2] 何世平, 关锴, 束永生, 伍小平. 应用云纹干涉测量工艺应力分布, 力学学报, 1993, 25 (4)

The Influence of Reaming and Fatigue on the Residual Stress Around Cold-expanded Holes

He Shiping Zhang Xi Wu Xiaoping

(University of Science and Technology of China)

Abstract The residual stress distribution around cold-expanded holes was measured by moire interferometry, the influence of reaming and fatigue on the residual stress were investigated experimentally. The measurement technique and principle are introduced. The results of typical tests are presented and error sources are discussed.

Key words residual stress, cold-expanded, moire interferometry, fatigue.

作 者 简 介

何世平, 男, 教授, 1943 年生, 1967 年毕业于中国科技大学近代力学系。主要从事激光全息、激光散斑及电子散斑、云纹及干涉云纹等光测技术的研究, 发表论文 60 多篇, 并在散斑运动规律、全息测温技术的应用、应用干涉云纹测量残余应力等方面获得一系列科研成果。