

# TC21 钛合金板孔冷挤压残余应力与疲劳性能研究

葛恩德<sup>1</sup>, 傅玉灿<sup>1</sup>, 苏宏华<sup>1</sup>, 徐九华<sup>1</sup>, 陈雪梅<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016)

(2. 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 四川 成都 610092)

**摘要:** 针对飞机后机身框 TC21 损伤容限钛合金带孔零件在服役过程中易过早产生疲劳裂纹的问题, 采用开缝衬套冷挤压强化工艺进行了不同挤压量下的孔强化实验, 并对挤压强化后的试样进行疲劳试验研究, 得到了挤压量对 TC21 钛合金疲劳增益的影响规律。通过有限元仿真的方法研究了挤后孔边残余应力分布规律, 从宏观和微观两方面观察和分析了不同挤压量下的疲劳断口形貌, 探讨了冷挤压对孔边疲劳裂纹的萌生和扩展的影响, 揭示了疲劳增益机理。研究表明, 冷挤压强化后的孔边存在明显的切向压缩残余应力, 改变了孔边裂纹萌生位置, 延长了交变载荷作用下的疲劳裂纹扩展寿命, 疲劳寿命随着挤压量的增大而明显提高, 挤后试样疲劳寿命均提高 50% 以上。

**关键词:** TC21 钛合金; 孔冷挤压; 残余应力; 疲劳寿命; 疲劳裂纹

**中图分类号:** TG146.2<sup>3</sup>; TG376

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1002-185X(2016)05-1189-07

轻量化、长寿命已成为新一代战机和民用飞机共同追求的目标。为此, 研究人员研制了高比强度的复合材料和新型钛合金等新型材料以达到降低结构重量的同时提高疲劳寿命的目的。另一方面, 在飞机装配中大量采用过盈配合<sup>[1]</sup>以及激光冲击强化<sup>[2]</sup>、喷丸<sup>[3]</sup>等工艺方法进行抗疲劳制造, 可以有效提高结构件疲劳寿命。针对主承力部件装配孔部位由于应力集中而易过早产生疲劳裂纹的问题, 孔挤压技术仍是最简洁有效的强化方法。

在过去的几十年里, 孔的冷挤压强化技术在航空维修领域得到大量应用, 开发了多种行之有效的孔挤压强化技术<sup>[4]</sup>。根据挤压方式的不同, 主要分为开缝衬套孔挤压和直接孔挤压两种方法。开缝衬套可以防止芯棒直接挤压结构件孔壁, 减小对孔壁的摩擦损伤, 从而实现较大的挤压量, 因此开缝衬套孔挤压工艺得到大量应用。受飞机结构件材料的影响, 早期孔挤压技术的研究主要是围绕着航空铝合金开展的<sup>[5-8]</sup>。研究人员和飞机制造单位对孔挤压强化机理和不同铝合金的强化效果进行了大量研究, 逐渐形成了较为成熟的结构件抗疲劳制造技术。20 世纪 90 年代以来, 孔挤压抗疲劳制造技术在航空发动机、起落架等关键部件开始得到应用, 高强度钢的孔挤压强化技术得到了大量研究<sup>[9-11]</sup>。当前对于孔挤压技术的研究仍关注于铝合金的抗疲劳制造<sup>[12-15]</sup>。然而, 作为飞机主承力结构

材料, 钛合金抗疲劳制造技术未得到应有的重视, 仅有少数文献<sup>[16-18]</sup>对 TC4 钛合金开缝衬套孔挤压技术进行了初步研究, 而对于孔挤压工艺引起的疲劳增益和挤后孔边残余应力以及交变载荷作用下的裂纹萌生和扩展的研究尚未深入开展。

应我国新一代飞机长寿命和损伤容限/耐久性设计需求, 西北有色金属研究院研制出了新型高强高韧损伤容限型 TC21 钛合金<sup>[19]</sup>, 提高了结构件的疲劳寿命。然而, 由于飞机结构件必须通过机械连接进行装配, 严重削弱了零件的疲劳寿命, 而关于此类材料的孔挤压抗疲劳制造技术的研究尚未见报道, 因此, 有必要对典型 TC21 钛合金结构件孔进行冷挤压强化研究。

本研究采用开缝衬套冷挤压工艺对典型 TC21 钛合金试样连接孔进行强化处理, 并对挤压强化后的试样进行疲劳试验, 通过改变挤压工艺参数, 获得挤压量同疲劳寿命的内在关系。应用 ABAQUS 有限元软件对孔挤压过程进行三维有限元仿真研究, 获得挤后孔边残余应力分布规律。从宏观和微观两个角度对孔挤压强化后的试样疲劳断口进行观察分析, 揭示 TC21 钛合金的孔挤压强化机理, 并对挤压量、残余应力、疲劳裂纹以及疲劳寿命之间的内在关系进行探讨。

## 1 实验

实验所用材料为退火 TC21 钛合金, 其化学成分

收稿日期: 2015-05-13

基金项目: 国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金(SAMC12-JS-15-021); 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12\_0137)

作者简介: 葛恩德, 男, 1982 年生, 博士生, 南京航空航天大学机电学院, 江苏 南京 210016, 电话: 025-84890644, E-mail: geende@163.com

和主要力学性能<sup>[20]</sup>分别如表 1 和表 2 所示。所选挤压试样为带孔的薄板试样,参考 TC21 零件在某型号飞机上的实际几何特征,选用的宽径比为 1.75,疲劳试样的孔径均为  $\phi 19$  mm。初孔加工后对试样进行去应力退

火,试样长轴方向为衬套开缝方向,疲劳试样尺寸如图 1 所示。试验采用 FTI 公司提供的不锈钢开缝衬套,如图 2 所示,衬套壁厚 0.46 mm,每组疲劳试验 3 个试样。

表 1 TC21 钛合金的化学成分

**Table 1 Chemical composition of titanium alloy TC21 used in the present experiment ( $\omega/\%$ )**

Al	Mo	Nb	Sn	Zr	Cr	Ti
5.25~6.75	2.25~3.25	1.75~2.25	1.75~2.35	1.65~2.45	0.75~1.75	Bal.

表 2 TC21 钛合金室温下的主要力学性能

**Table 2 Mechanical properties of titanium alloy TC21 used in experiments**

Ultimate tensile strength, $\sigma_b/\text{MPa}$	Yield strength, $\sigma_{P0.2}/\text{MPa}$	Young's modulus, $E/\text{GPa}$	Elongation, $\delta_5/\%$	Fracture toughness, $K_{IC}/\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$
1100	1000	119	8	70

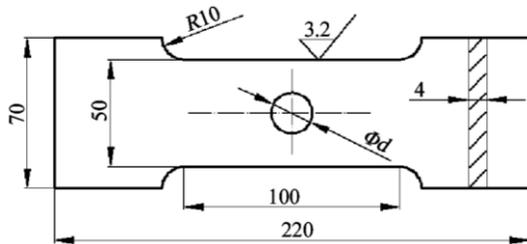


图 1 疲劳试样形状与尺寸

Fig.1 Configuration and dimensions of the specimens



图 2 开缝衬套

Fig.2 Split sleeve

(1) 挤压实验

挤压量的大小直接影响到孔挤压强化工艺所引起的疲劳增益,开缝衬套冷挤压强化工艺的相对挤压量为:

$$E_\alpha = \frac{(D_0 + 2t) - D}{D} \times 100\% \quad (1)$$

式中,  $D_0$  为芯棒工作环直径,  $t$  为开缝衬套壁厚,  $D$  为挤压前的试样初孔直径。在挤压过程中,衬套在试样孔壁和芯棒工作环的共同挤压下发生塑性变形而吸收部分挤压量,因此相对挤压量并非试样孔壁所受真实挤压量,通常开缝衬套冷挤压强化工艺选取 70%~

80%的相对挤压量作为实际挤压量<sup>[4]</sup>,本研究选取 70%的相对挤压量作为真实挤压量  $E$ ,实验采用 1%、2%和 3%的真实挤压量进行孔挤压实验研究,挤压速度为 10 mm/min。挤压实验在本课题组研制的孔挤压装置上进行,如图 3 所示,装置底部通过锥形销固定在拉伸试验机的底座上,顶部拉拔端通过锥形销连接在拉伸试验机的横梁上,通过操作拉伸试验机控制芯棒的拉拔速度,并对轴向挤压力(拉拔力)进行实时测量。

(2) 疲劳试验

由于挤压过程中试样孔边材料产生塑性变形,冷挤压后在衬套开缝处产生凸脊,此凸脊根部有细小裂隙出现,且在实际生产中凸脊的存在无法满足紧固件装配要求,因此需要对挤压后的孔进行铰削加工。为降低铰削量对试样疲劳寿命的影响,本实验铰削量均小于 0.2 mm。疲劳试样铰削至终孔后,参照结构件在服役过程中实际受载条件,在 EHF-EG250KN-40L 电液伺服疲劳试验机上进行室温正弦波拉-拉疲劳试验,最大载荷为  $70\% \sigma_b$ ,应力比  $R$  为 0.1,载荷频率 5 Hz。使用扫描电镜对 TC21 钛合金疲劳断口形貌进行观察分析。

2 实验结果

图 4 为不同挤压量下的疲劳试验结果。未进行孔挤压强化的试样平均疲劳寿命仅为 3300 次,且数值相差很小,说明 TC21 钛合金材料的疲劳性能较稳定;挤压强化后的试样疲劳寿命均有不同程度的提高,随着挤压量的增加,疲劳寿命明显增加,1%挤压量下的试样疲劳寿命是未挤压试样的 1.5 倍,当挤压量为 3%时,疲劳寿命提高到挤压强化前的 2.4 倍,达到 8000 次。对疲劳寿命同挤压量之间的关系进行拟合发现,二者存在近似线性关系,即随着挤压量的增加,疲劳寿命呈线性增加趋势。

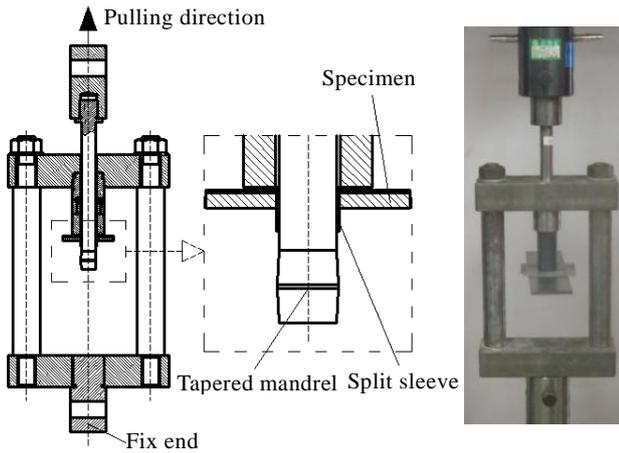


图 3 孔挤压装置

Fig.3 Schematic of cold hole expansion process

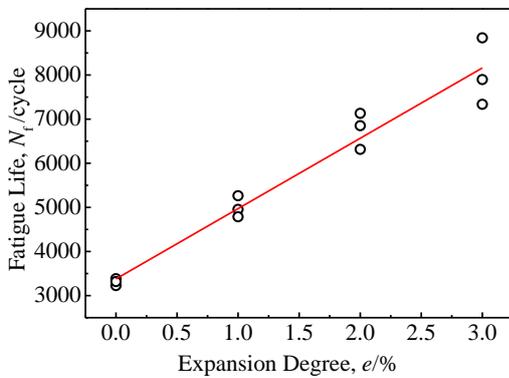


图 4 疲劳寿命与挤压量之间的关系

Fig.4 Variation of fatigue life with expansion degree

金属材料疲劳断口区域通常可以分为疲劳源区、疲劳稳定扩展区和瞬断区 3 部分。不同挤压量下的 TC21 钛合金试样疲劳断口宏观形貌如图 5 所示。自左向右依次为 0%、1%、2%、3% 的挤压量试样。图中孔壁附近光滑且颜色较亮的区域为疲劳扩展区域(图中曲线标出部分), 断面粗糙且颜色较暗的区域为瞬断区。对比不同试样断口形貌可以发现, 无挤压试样的疲劳裂纹扩展区面积较小, 随着挤压量的增加, 疲劳裂纹扩展区域面积逐渐增大, 3% 挤压量下的裂纹扩展区域面积是无挤压试样的 1.5 倍以上, 从而延长了疲劳裂纹扩展寿命。

### 3 分析与讨论

#### 3.1 残余应力分析

为了得到 TC21 钛合金的挤后孔边残余应力分布规律, 采用 ABAQUS 6.12 软件进行三维有限元仿真研究, 针对飞机结构件几何特征, 有限元仿真所用三维模型尺寸选取 50 mm × 100 mm × 4 mm 的矩形构件, 中心孔为

$\phi 19$  mm, 挤压量 0%~3%, 通过改变芯棒最大直径获得所需挤压量。采用 ABAQUS 中的 C3D8R 六面体单元对模型进行网格划分<sup>[21]</sup>, 为提高仿真结果的准确性, 对孔边网格进行细化。模型中的材料属性参照孔挤压实验进行设置, 芯棒材料为  $W_6Mo_5Cr_4V_2$  高速钢, TC21 钛合金挤压试样模型的材料应力-应变关系如图 6 所示。边界条件和约束参照实际挤压过程设置。为简化运算, 本模型省略衬套, 芯棒与孔壁直接接触, 两者摩擦系数取 0.1<sup>[22]</sup>, 孔挤压三维有限元模型如图 7 所示。

挤压后孔边存在径向、切向以及板厚 3 个方向的残余应力, 而对受交变载荷作用下的零件疲劳寿命影响最大的是切向残余应力, 本研究主要关注挤后 TC21 钛合金孔边切向残余应力分布规律。对于承受交变载荷的带孔结构件, 最小截面是其危险部位, 以下选取孔挤压有限元模型的最小截面部位进行切向残余应力分布研究。

图 8 为不同挤压量下孔边切向残余应力分布云图。由图看出, 不同挤压量下的残余应力均关于孔轴对称分布, 不同位置的残余应力分布不均匀。在 Y 轴方向, 应力变化最大, 孔壁附近均为压缩残余应力, 且应力值较大, 随着到孔壁距离的增大, 残余应力值逐渐减小到零, 之后变为拉应力并缓慢增大, 在接近模型两边位置

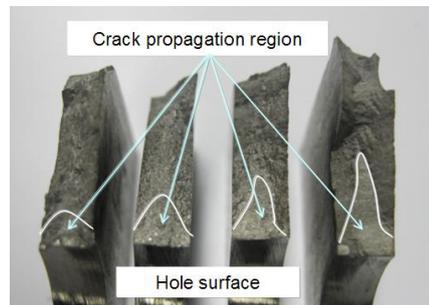


图 5 试样疲劳断口宏观形貌

Fig.5 Fatigue fracture appearance of specimens

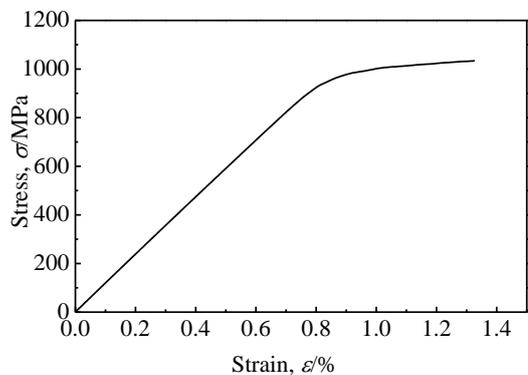


图 6 TC21 试样的应力-应变关系曲线

Fig.6 Stress-strain curves of titanium alloy TC21 specimens

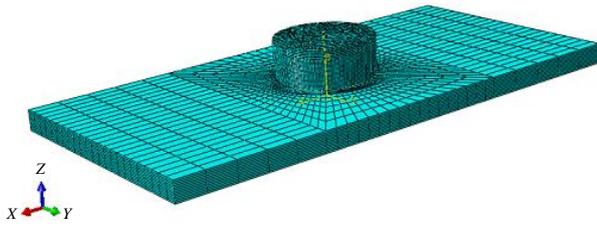


图 7 孔冷挤压三维有限元模型

Fig.7 FE model of cold hole expansion

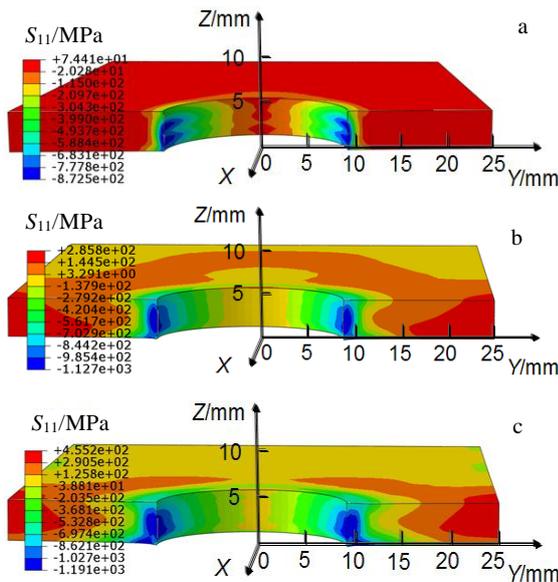


图 8 切向残余应力分布云图

Fig.8 Tangential residual stress distribution nephogram: (a) expansion degree 1%, (b) expansion degree 2%, and (c) expansion degree 3%

区域的应力值变化很小,不同挤压量下的残余应力变化幅度也不尽相同。在 Z 轴方向,残余应力则出现先增大后减小的变化趋势,最大压缩残余应力出现在板厚中间位置。

仿真结果表明,挤后孔边残余应力场同挤压量有直接关系,且应力分布呈不均匀性,选取板厚中间位置处的孔边切向残余应力进行研究,不同挤压量下的残余应力如图 9 所示。在距离孔壁 4 mm 内,不同挤压量下的切向残余应力均为压应力,在对应的相同位置处,压缩残余应力值随着挤压量的增大而增加,且最大值位置距离孔壁均小于 1 mm。当挤压量大于 2%时,最大压缩残余应力变化幅度减小,集中在 1000~1200 MPa 之间。在距离孔壁大于 4 mm 位置区域,残余应力变为拉应力并逐渐增大,挤压量越大,残余应力增加幅度越大。当挤压量为 1%时,残余应力均在 50 MPa 以下,而 3%挤

压量时,试样侧边的切向残余应力达到 300 MPa。

图 10 所示为 3%挤压量下不同位置节点的切向残余应力变化规律。在板厚和板宽 2 个方向的残余应力分布均存在明显差异。挤压入口、出口位置(试样上、下 2 个表面)和中间层的应力分布趋势相似,但在孔壁附近,中间层的压应力值远大于出入口位置。这表明,在疲劳试验交变载荷作用下,孔壁附近的疲劳裂纹优先萌生于出入口位置,由于中间层存在的残余压应力值相对较大,所以不利于裂纹的萌生和扩展。比较模型的 2 个表面,挤压入口附近的残余应力小于出口,因此,裂纹主要萌生于挤压入口位置。

### 3.2 疲劳断口分析

在交变载荷作用下,疲劳裂纹通常首先产生在应力较为集中和材料存在缺陷部位,由于带孔试样孔边是应力集中部位,疲劳裂纹首先萌生于此。图 11 为 SEM 观察得到的 TC21 疲劳断口形貌。各图的顶部为孔壁表面,箭头所示为疲劳裂纹源位置。图 11a 显示,无挤压试样的主疲劳源位于孔壁板厚中间位置,即产生面疲劳源,

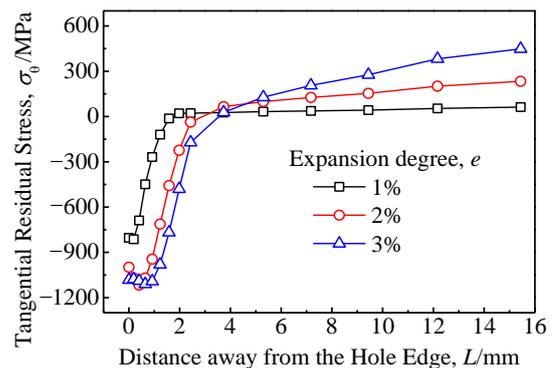


图 9 不同挤压量下的切向残余应力分布规律

Fig.9 Tangential residual stress distribution ruler for different expansion degree

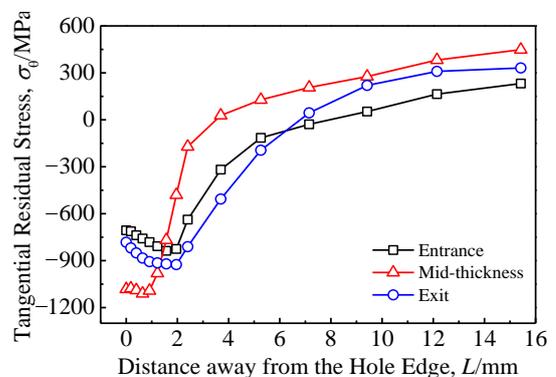


图 10 3%挤压量时的切向残余应力分布规律

Fig.10 Tangential residual stress distribution ruler for 3% expansion degree

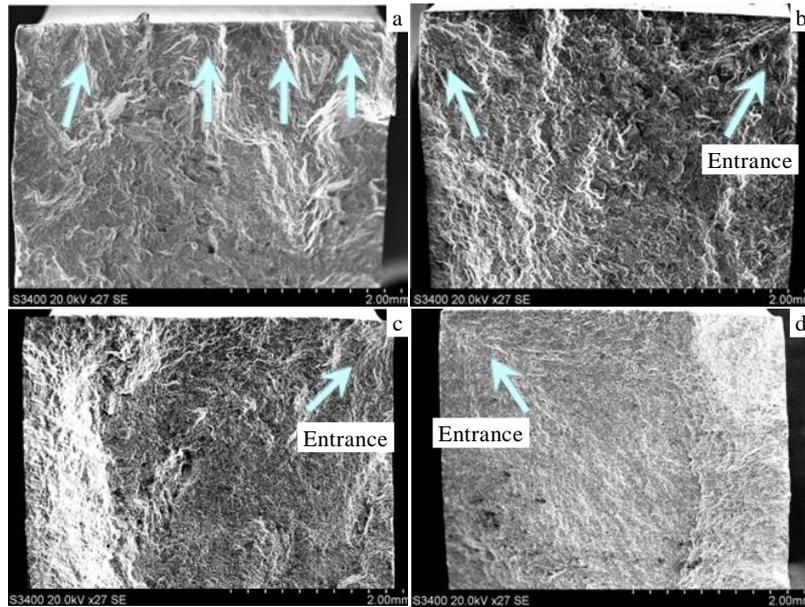


图 11 疲劳裂纹源

Fig.11 Fatigue crack initiation: (a) no expansion, (b) expansion degree 1%, (c) expansion degree 2%, and (d) expansion degree 3%

且在孔壁中间区域存在多个面疲劳源。冷挤压强化后,孔周存在较大的压缩残余应力。仿真结果表明,孔壁中间部位的残余应力最大。在卸载过程中,残余应力可以抵消峰值应力,使得孔周附近应力分布相对均匀。随着挤压量的增大,孔中间部位的残余应力值迅速增大,卸载后的应力较大部分出现在试样表面,试样冷挤压后疲劳裂纹源均发生在试样上下两表面,即产生角疲劳源,且裂纹源数量较少,如图 11b 所示;当挤压量大于 2%时,疲劳源仅发生在挤压入口表面的孔壁处,如图 11c、11d 所示。

在疲劳扩展区,由于挤后残余应力的存在,使得交变载荷作用下的应力差值小于未挤压试样,每个交变载荷循环周期内的裂纹扩展长度也相应变小。对疲劳扩展区的微观形貌观察发现,挤后断口的疲劳条纹间距小于无挤压试样,如图 12 所示为距离孔壁 1.5 mm 处的疲劳条纹,无挤压试样的相邻两条疲劳条纹相距 4 μm,而 3% 挤压量下的疲劳条纹间距仅为 2 μm,这表明,冷挤压后的试样疲劳裂纹扩展速率明显低于未挤压试样。

### 3.3 疲劳寿命分析

根据裂纹的萌生和扩展过程,可以将试样疲劳寿命分为裂纹萌生寿命和扩展寿命两部分,即:

$$N_f = N_i + N_p \quad (2)$$

$N_f$  为试样疲劳寿命,  $N_i$  和  $N_p$  分别为裂纹萌生寿命和扩展寿命。在交变载荷作用一个周期内,最小截面内某一点处的平均应力  $\sigma_m$  为:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (3)$$

式中,  $\sigma_{\max}$  表示交变载荷波峰时刻在该点引起的应力值,  $\sigma_{\min}$  表示交变载荷波谷时刻在该点引起的应力值,拉-拉交变载荷所引起的  $\sigma_{\max}$  和  $\sigma_{\min}$  均为拉应力。冷挤压强化后,孔周存在压缩残余应力区域,在垂直于最小

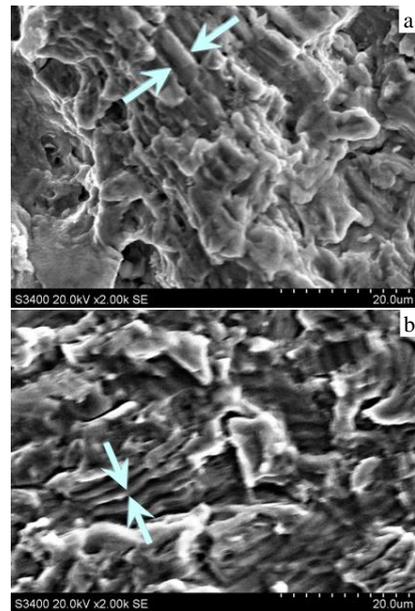


图 12 疲劳条纹

Fig.12 Fatigue striations: (a) no expansion and (b) expansion degree 3%

截面的切向压缩残余应力的作用下,  $\sigma_{\max}$  和  $\sigma_{\min}$  均减小, 平均应力  $\sigma_m$  也随之减小。因此, 切向压缩残余应力的存在降低了外部交变载荷引起的材料内部平均应力, 从而降低了交变载荷一个周期内疲劳裂纹的扩展速率, 延长了裂纹扩展寿命  $N_p$ 。

图 12 中所示的疲劳条纹间距表明, 在疲劳裂纹扩展阶段, 挤压后的试样疲劳裂纹扩展速率  $da/dN$  小于未挤压试样。随着挤压量的增大, 压缩残余应力影响区域和裂纹扩展区域面积也相应增大 (如图 5 所示), 增加了试样疲劳断裂前的裂纹扩展寿命  $N_p$ 。挤压量决定了残余应力区域面积和压缩残余应力值, 因此, 挤压量对 TC21 钛合金试样在交变载荷作用下疲劳裂纹扩展寿命的影响决定了试样疲劳增益情况。

## 4 结 论

1) 孔挤压强化后, 孔边存在明显的切向压缩残余应力。随着挤压量的增加, 最大压缩残余应力逐渐增加, 压缩残余应力区域面积也随之增大。

2) 无挤压试样疲劳裂纹源位于孔壁的板厚中间部位, 且存在多个裂纹源; 挤压量在 1% 时, 疲劳裂纹源出现在试样上下表面, 裂纹源数目明显减少; 挤压量大于 2% 时, 裂纹源主要产生在挤压入口附近。随着挤压量的增大, 断口疲劳扩展区面积逐渐增加, 相同部位疲劳条纹间距减小。

3) 孔挤压工艺可以提高疲劳裂纹扩展寿命, 挤压强化后的带孔试样疲劳寿命随着挤压量的增加明显提高, 当挤压量为 3% 时, 疲劳寿命可以提高 1.4 倍以上。

## 参考文献 References

- [1] Chakherlou T N, Mirzajanzadeh M, Abazadeh B *et al.* *European Journal of Mechanics*[J], 2010, 29(4): 675
- [2] Ren X D, Zhan Q B, Yang H M *et al.* *Materials and Design*[J], 2013, 44: 149
- [3] Gao Yukui(高玉魁). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2004, 33(11): 1209
- [4] Wang Min(王 珉). *Principle & Technology of Anti-Fatigue Manufacture*(抗疲劳制造原理与技术)[M]. Nanjing: Jiangsu Science and Technology Press, 1999: 304
- [5] Toor P M. *Engineering Fracture Mechanics*[J], 1976, 8(2): 391
- [6] Chang J B. *Journal of Aircraft*[J], 1977, 14(9): 903
- [7] Shao Yasheng(邵亚生), Yang Qingxiong(杨庆雄). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 1990, 11(12): 602
- [8] Lin Ying(林 影), Wu Fumin(吴富民), Xing Wenzhen(邢文珍). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 1994, 15(2): 219
- [9] Song Deyu(宋德玉), Luo Zhiping(罗志平), Zhao Zhenye(赵振业). *Journal of Aeronautical Materials*(航空材料学报)[J], 1995, 15(1): 22
- [10] Stack C P, Stephens R I. *International Journal of Fatigue* [J], 1989, 11(5): 327
- [11] Lai M O, Siew Y H. *Journal of Materials Processing Technology*[J], 1995, 48: 533
- [12] Maximov J T, Duncheva G V, Amudjev I M. *Engineering Failure Analysis*[J], 2013, 31: 132
- [13] Chakherlou T N, Taghizadeh H, Aghdam A B. *Aerospace Science and Technology*[J], 2013, 29(1): 351
- [14] Fan Juan(范 娟), Li Fuguo(李付国), Li Jiang(李 江) *et al.* *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2012, 41(6): 978
- [15] Semari Z, Aid A, Benhamena A *et al.* *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2013, 99: 159
- [16] Liu J, Wu H G, Yang J J *et al.* *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2013, 109: 130
- [17] Wang Hongda(王洪达), Su Honghua(苏宏华). *Machine Building & Automation*(机械制造与自动化)[J], 2010, 39(3): 98
- [18] Yan W Z, Wang X S, Gao H S *et al.* *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2012, 88: 79
- [19] Yu Zhongliang(虞忠良), Zhao Yongqing(赵永庆), Zhou Lian(周 廉) *et al.* *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2009, 38(2): 224
- [20] Huang Xu(黄 旭), Zhu Zhishou(朱知寿), Wang Honghong(王红红). *Advanced Aeronautical Titanium Alloys and Applications*(先进航空钛合金材料与应用)[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 157
- [21] Shi Yiping(石亦平), Zhou Yurong(周玉蓉). *Detailed Examples of Abaqus Finite Element Analysis*(ABAQUS 有限元分析实例详解)[M]. Beijing: China Machine Press, 2006: 42
- [22] Chakherlou T N, Vogwell J. *Engineering Failure Analysis*[J], 2003(10): 13

## Residual Stress and Fatigue Properties of the Cold Hole Expansion Process in Titanium Alloy TC21 Plates

Ge Ende<sup>1</sup>, Fu Yucan<sup>1</sup>, Su Honghua<sup>1</sup>, Xu Jiuhua<sup>1</sup>, Chen Xuemei<sup>2</sup>

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Chengdu Aircraft Industrial Corporation, Chengdu 610092, China)

**Abstract:** The perforated parts of damage tolerant titanium alloy TC21 in rear fuselage frame are easy to prematurely suffer fatigue crack in the service process. In order to solve the problem, different expansion degrees were applied to the hole of plate specimens of TC21 in the split sleeve cold expansion experiment. The effect of expansion degree on fatigue life was investigated in the fatigue tests. By 3D finite element simulation, the distribution regularity of residual stress was obtained around the hole after cold expansion. The surface feature of fatigue fracture has been analyzed from macroscopic aspect and microscopic aspect with different expansion degrees. The examination of fractured sections show that cold expansion can change fatigue crack initiation position around the hole surface, and extend the fatigue crack propagation life under cyclic loading. It is further shown that fatigue life increases as expansion degree increases; furthermore, the fatigue life improves by more than 50%.

**Key words:** titanium alloy TC21; cold hole expansion; residual stress; fatigue life; fatigue crack

---

Corresponding author: Fu Yucan, Ph. D., Professor, College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China, Tel: 0086-25-84895857, E-mail: yucanfu@nuaa.edu.cn