

孔挤压强化对FGH95合金室温及高温疲劳性能的影响

于 洋¹, 罗学昆¹, 刘勇军², 许 欣², 孙瑞嘉², 王 欣¹, 钟滨涛², 汤智慧¹

(1. 中国航发北京航空材料研究院航空材料先进腐蚀与防护航空科技重点实验室, 北京 100095;
2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002)

[摘要] 孔是一种典型的应力集中结构。本文研究了芯棒直接冷挤压对 FGH95 合金试样中心孔的高、低温疲劳寿命的影响规律, 并采用扫描电镜、粗糙度仪、X 射线应力测量仪及显微硬度计等仪器分析了疲劳断口和孔壁表面完整性主要参数, 探讨了 FGH95 合金孔挤压强化机制。结果表明: 相比未挤压试样, 孔挤压试样在室温、650MPa 的中值疲劳寿命提高了 0.9 倍以上, 而 527°C、575MPa 的中值疲劳寿命提高了 10.3 倍以上。分析表明, 孔壁经冷挤压后, 孔壁表面粗糙度大幅下降, 孔壁沿径向形成了一定深度的残余压应力层和组织硬化层, 对中心孔试样的室温、高温疲劳寿命的提升具有重要作用。另外, 晶界的存在和相邻晶粒的晶体学取向差异会对疲劳裂纹扩展路径产生显著的影响。
关键词: 孔挤压; 粉末高温合金; 疲劳寿命; 残余应力场; 硬度

Effect of Hole Cold Expansion on Fatigue Property of FGH95 Superalloy Under Room and High Temperature

YU Yang¹, LUO Xuekun¹, LIU Yongjun², XU Xin², SUN Ruijia², WANG Xin¹,
ZHONG Bintao², TANG Zhihui¹

(1. Aviation Key Laboratory of Advanced Corrosion and Protection on Aviation Material, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;
2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

[ABSTRACT] Hole is widely considered as a kind of geometrical-discontinuous structure with high stress or strain concentration. The effect of direct hole cold expansion (HCE) using the mandrel on the fatigue behaviour of centre holes of FGH95 superalloy was investigated. The fatigue fracture and the main parameters of surface integrity of hole wall were characterized by scanning electron microscopy (SEM), roughmeter, X-ray diffraction (XRD) instrument and microhardness tester. The mechanism of the HCE on the fatigue life was also investigated. The results show that the median fatigue life of the HCE specimens increased by above 0.9 times and 10.3 times under room temperature/650MPa and 527°C/575MPa conditions compared to the specimen without HCE, respectively. It is found that the roughness of hole wall decreased sharply, while the deep surface strengthened layer with high hardness and residual compressive stress were formed around the hole after HCE. These changes are of great benefit to the enhancement of the fatigue life under room and high temperature. In addition, the exit of grain boundary and the difference of crystallographic orientation of neighbor grains have an evident effect on the fatigue crack growth path.

Keywords: Hole cold expansion; Powder metallurgy superalloy; Fatigue life; Residual stress; Hardness

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.18.076

航空发动机轮盘结构复杂, 存在螺栓孔、通气孔等几何不连续结构, 使得轮盘内部应力分布不均匀, 尤其是孔壁及孔边的应力集中效应显著, 对整体轮盘的疲劳性能产生不利影响^[1-2]。统计研究结果表明, 大约 50%~90% 的航空零件的失效起源于孔边疲劳裂纹萌

生与扩展, 尤其是长寿命服役的带孔承力件^[3-5]。因此, 提升孔结构的疲劳性能对于生产航空发动机零件至关重要。

孔挤压强化是一种广泛用于提高孔结构疲劳性能的表面强化技术^[4]。典型的孔挤压强化方法是采用一

定过盈量的锥形芯棒或圆球强行从孔的一端挤入,并从另一端挤出,从而使孔壁表面发生塑性变形,孔的周边会形成一种处于自平衡状态的残余压应力区域,有利于降低孔结构的应力集中水平,提高疲劳性能。目前,人们针对多种工程金属材料开展了孔挤压强化技术研究,材料包括 2024^[6-8]、7075^[9-10] 等铝合金, TC4^[11-12]、Ti1023^[13]、TC17^[14] 等钛合金, A100^[15]、23Co14Ni12Cr3MoE^[16] 等结构钢。研究表明,相比未挤压状态,孔挤压强化后的孔结构的疲劳寿命显著提高。孔边残余压应力层被认为是改善疲劳性能的主要原因^[4,17]。另外,对于一些材料,冷挤压产生的微观组织变化,如位错增殖等,也被认为有利于抑制疲劳裂纹的萌生与扩展^[17-18]。相比喷丸表面,孔挤压后的孔壁被认为具有较低的冷作硬化率。研究表明,在高温下,具有较低冷作硬化率的强化层的残余应力松弛速率更小^[19]。因此,本研究以 FGH95 合金为研究对象,开展冷挤压强化对孔结构的疲劳裂纹萌生与扩展行为研究。目前,国内外针对这一材料的研究相对较少。

FGH95 粉末合金是一种采用粉末冶金工艺制备的 γ' 相沉淀强化型镍基高温合金^[20-21],具有组织均匀、晶粒细小、屈服强度高、疲劳性能好等优点,是一种高性能航空发动机涡轮盘、环形件及其他热端部件制造的关键金属材料,可满足发动机高应力、高温和轻量化设计的服役要求,也是一种研究孔结构冷挤压强化过程的理想材料。

本文主要研究冷挤压对 FGH95 合金中心孔板材试样的室温及高温疲劳性能的影响规律,并通过对孔周残余应力分布、孔壁表面粗糙度、硬度梯度等主要表面完整性参数以及疲劳断口的分析,探讨孔结构冷挤压强化的抗疲劳机理,促进孔挤压强化技术在航空发动机轮盘上的应用。

1 材料及方法

1.1 材料

本试验所采用的疲劳性能试样为带中心孔的板材试样,其形状与尺寸如图 1 所示。试样从 FGH95 高温合金盘坯件切取,采用线切割方法沿盘弦向取样。盘坯件的基本力学性能如表 1 所示。试样的中心孔的初始直径为 $\Phi 7.6\text{mm}$,公差带为 $0\sim+0.03\text{mm}$ 。经计算,该试样中心孔的结构应力集中系数 K_t 为 2.0。

1.2 试验方法

试验采用 FT-200 型孔挤压试验机,利用拉拔枪驱动硬质芯棒强行穿过板材试样的中心孔,芯棒的直径比中心孔直径大,通过具有直径过盈量的芯棒对孔壁的冷挤压作用实现强化效果。相对中心孔,芯棒的过盈量分

别为 1.3% 和 2.6%,而对应的工艺编号分别为 HCE1 和 HCE2。

试验对未挤压试样、HCE1 试样和 HCE2 试样分别进行常温、高温轴向疲劳寿命测试。其中,常温轴向疲劳寿命测试的试样分为 3 组:第 1 组为未挤压强化试样(编号为 A1、A2、A3、A4);第 2 组为 HCE1 试样(编号为 B1、B2、B3、B4);第 3 组是 HCE2 试样(编号为 C1、C2、C3、C4)。而高温轴向疲劳寿命测试的试样也分为 3 组:第 4 组为未挤压强化试样(编号为 D1、D2、D3、D4、D5);第 5 组是 HCE1 试样(编号为 E1、E2、E3、E4 和 E5);第 6 组是 HCE2 试样(编号为 F1、F2、F3、F4、F5)。

轴向加载疲劳试验在 MTS-100kN 疲劳试验机上进行。(1)常温轴向疲劳试验参数为:室温,应力比 $R=0$,外加最大载荷 σ_{\max} 为 650MPa,频率 f 为 4Hz;(2)高温轴向疲劳试验参数为:527℃,应力比 $R=0$,外加最大载荷 σ_{\max} 为 575MPa,频率 f 为 10Hz。热暴露试验先将电弧炉的炉温升高至 527℃,将试样放置电弧炉内在大气氛围中热暴露 5h 后,随炉冷至室温,取出试样,测量孔周残余应力分布;再将电弧炉的炉温升高至 527℃,将试样放置电弧炉内在大气氛围中热暴露 95h 后,随炉冷至室温,取出试样,测量孔周残余应力分布,该试样经历共计 100h(即 5h+95h)的有效热暴露时长。

表面完整性参数试验方法如下,采用 APPLLO 300 型扫描电镜(SEM)观察中心孔板材试样断口形貌;采用 TR200 型触针式粗糙度仪测量孔壁的表面粗糙度

表1 FGH95合金的常温基本力学性能
Table 1 Basic mechanical properties of FGH95 alloy under room temperature condition

$T/^\circ\text{C}$	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	δ_5	ψ
20	1520	1170	10	12

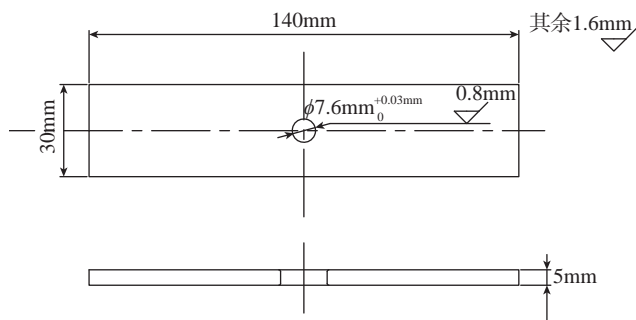


图1 中心孔板材试样尺寸

Fig.1 Geometry of the plate with a central hole

值,每种试样测量8个数据点后取平均值。采用电火花切割切取孔壁横截面,经研磨抛光后,采用HMAS-C1000SZA显微硬度仪测量孔壁表面以下沿深度方向的硬度值,施加载荷为4.9N;采用StressTech X3000型X射线衍射仪按照GB7704—2008《X射线应力测定方法》测定孔挤压强化前后孔边残余应力分布,测试条件为Cr K α 靶,定峰方法为交相关法,测试结果中“+”值代表拉应力,“-”值代表压应力,孔边距离为X射线光斑(直径 $\Phi=2\text{mm}$)圆心到孔边的最小径向距离,因此,所测残余应力值是该光斑内材料的宏观残余应力值。

2 试验结果

2.1 疲劳性能

本文首先研究了两种过盈量对FGH95合金中心孔板材试样室温和高温轴向疲劳寿命的影响规律。表2列举了室温和高温疲劳寿命结果。依据HB/Z 112—1986《材料疲劳试验统计分析方法》获得了试样的中值疲劳寿命估计量。

2.1.1 孔挤压强化对室温疲劳寿命的影响

由表2可知,在室温、650MPa条件下,与未挤压试

表2 未挤压与两种孔挤压试样的室温和高温疲劳寿命

Table 2 Comparison of the fatigue life of specimens without cold expansion and with two different methods

温度	工艺方法	过盈量	载荷 σ_{\max}/MPa	试样编号	疲劳寿命 N/cycle	子样标准差	中值疲劳寿命估计量 $N_{\text{estimate}}/\text{cycle}$
室温(25°C)	未挤压	0	650	A1	61200	0.0401	65838
				A2	69000		
				A3	60700		
				A4	73300		
	HCE1	小	650	B1	121000	0.0473	124453
				B2	137000		
				B3	108000		
				B4	134000		
	HCE2	大	650	C1	219000	0.1120	167168
				C2	152000		
				C3	204000		
				C4	115000		
高温(527°C)	未挤压	0	575	D1	20000	0.3654	88768
				D2	133000		
				D3	154000		
				D4	115000		
				D5	117000		
	HCE1	小	575	E1	> 1000000	0	> 1000000
				E2	> 1000000		
				E3	> 1000000		
				E4	> 1000000		
				E5	> 1000000		
	HCE2	大	575	F1	> 1000000	0	> 1000000
				F2	> 1000000		
				F3	> 1000000		
				F4	> 1000000		
				F5	> 1000000		

样相比,孔挤压试样的中值疲劳寿命显著提升。其中, HCE1 试样的中值疲劳寿命是未挤压试样的 1.9 倍, HCE2 试样的中值疲劳寿命是未挤压试样的 2.5 倍。

HCE1 试样的最短疲劳寿命(108000 周次)是未挤压试样的最长疲劳寿命(73300 周次)的约 1.5 倍; HCE2 试样的最短疲劳寿命(115000 周次)是未挤压试样的最长疲劳寿命(73300 周次)的约 1.6 倍;由此可知,孔挤压表现出良好的室温疲劳寿命增益效果。

2.1.2 孔挤压强化对高温疲劳寿命的影响

本文还研究了孔挤压强化试样在高温(527℃)、中等载荷(575MPa)条件下的疲劳寿命。试验结果表明:与未挤压试样相比,孔挤压试样的高温疲劳寿命显著提升,未挤压试样的中值疲劳寿命为 88768 周次,而所有孔挤压试样在疲劳寿命超过 1000000 周次时均未发生疲劳断裂,中值疲劳寿命是未挤压试样的 11.3 倍以上。由此可见,在此热-力耦合条件下,孔挤压工艺依然表现出优异的高温抗疲劳性能。

2.2 疲劳断口

图 2 为典型的未挤压和孔挤压试样在室温条件下的疲劳断口形貌。未挤压试样的疲劳源位于孔壁表面,见图 2(a),且起源于不连续的刀痕产生的局部应力集中区域,见图 2(b);而 HCE1 试样存在 2 个疲劳源,分别位于孔壁与端面的交界棱边处,其中主源位于入口端,次源位于出口端;而 HCE2 试样仅存在 1 个疲劳源,位于入口端;这种现象与文献报道基本一致,入口端通常成为疲劳危险点。另外,原始试样疲劳裂纹扩展区终止位置距孔壁的距离约 5.95mm,而 HCE1 和 HCE2 试样的疲劳裂纹扩展区终止位置距孔壁的距离分别 8.36mm 和 9.02mm,这表明,孔挤压后试样的疲劳裂纹扩展寿命更长。

在 527℃、575MPa 条件下,FGH95 合金中心孔试样也呈现出与上述在室温、650MPa 条件下基本一致的疲劳断口特征。

图 3 为未挤压试样 D4、HCE1 工艺 E1 和 HCE2 工

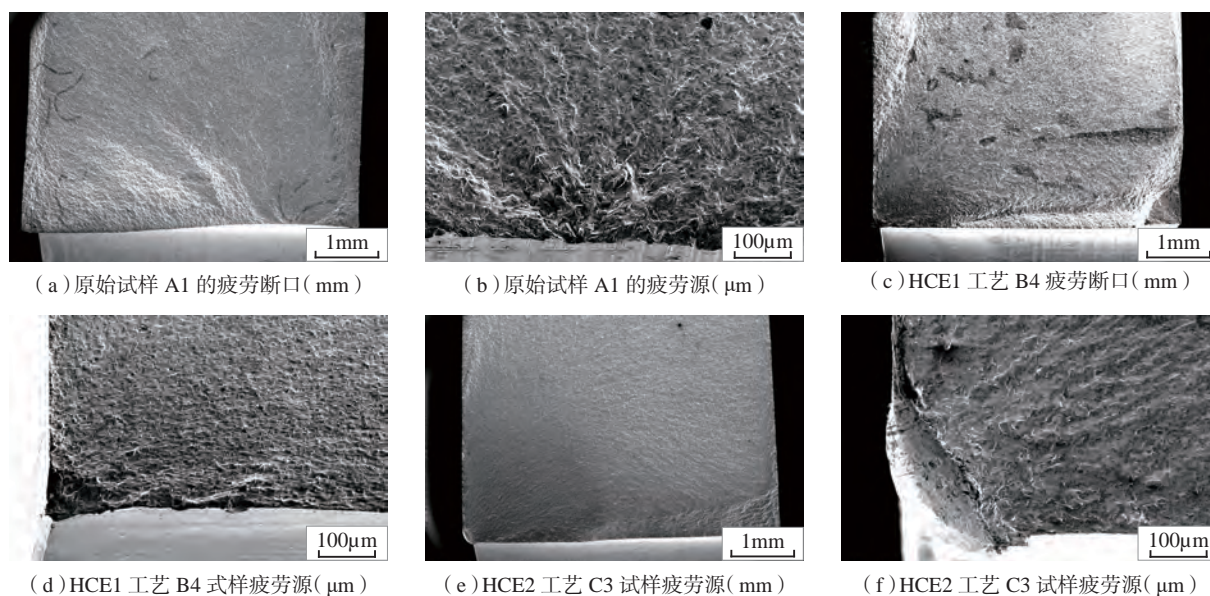


图2 SEM形貌图

Fig.2 Typical SEM morphologies of fatigue fracture

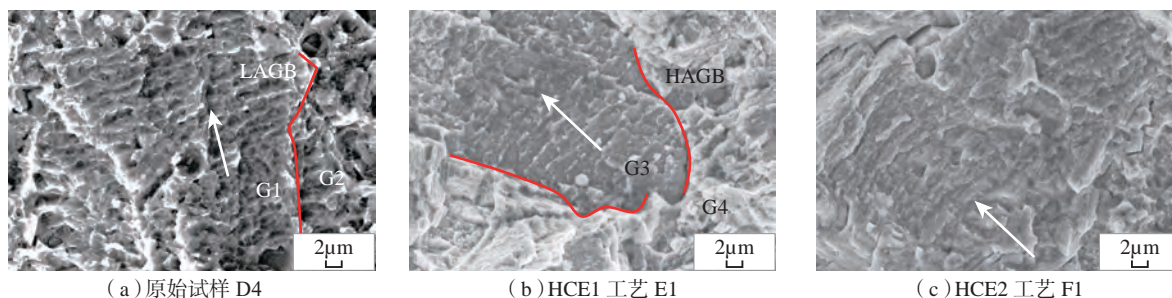


图3 试样的疲劳条带SEM图(距离主源区约1mm处的疲劳裂纹扩展区)

Fig.3 SEM images of local fatigue striation with the distance about 1mm from the source of D4 untreated specimen, E1 specimen after HCE1 and F1 specimen after HCE2

艺 F1 试样的疲劳条带 SEM 图。所有条带位于距离主源区约 1mm 处的疲劳裂纹扩展区。箭头所指方向为疲劳裂纹扩展方向。可知,未挤压试样的疲劳条带宽度比 HCE1 和 HCE2 试样的疲劳条带宽度更大,这表明,相比原始试样,在残余压应力层和组织强化层的抑制作用下,孔挤压试样疲劳裂纹尖端扩展阻力更大,裂纹扩展速率降低。

3 分析与讨论

外加载荷、结构应力集中、表面微观应力集中、残余应力以及温度都对孔结构的疲劳寿命有重要影响。

3.1 孔周残余应力场的影响

研究表明,残余拉应力场对材料的疲劳性能不利,而残余压应力场有利于提高材料的疲劳强度。

图 4 为采用 X 射线衍射方法测得的孔周残余应力分布图。可知,未挤压试样孔边处于残余拉应力状态,而经孔挤压后,孔周围处于残余压应力状态。其中,对于 HCE1 试样,芯棒入口端和出口端残余压应力层深度均为 4mm 左右,孔周残余压应力值基本相同,约为 700MPa;而对于 HCE2 试样,芯棒入口端残余压应力层深度(约 8mm)大于出口端残余压应力层深度(约 7mm),而孔周残余压应力值是前者(-734MPa)小于后者(-866MPa)。

图 5 为孔挤压中心孔入口端在 527℃ 热暴露不同时间后的残余压应力场分布。可知,在热暴露 5h 后, HCE1 和 HCE2 试样的入口端残余压应力平均松弛率约为 7.2% 和 9.1%;而热暴露 100h 后, HCE1 和 HCE2 工艺的入口端残余压应力平均松弛率约为 8.3% 和 11.0%。另外,残余压应力场深度基本未变。这表明,即使在 527℃ 高温热暴露下,孔挤压残余压应力场表现出良好的稳定性。

研究表明,表面残余压应力是增强疲劳极限和减小疲劳缺口敏感性的主要因素^[8,17,22]。残余压应力对疲劳裂纹的抑制作用可通过修正后的 Goodman 关系来解释,在不考虑微观组织的影响条件下,名义应力和应力幅呈线性关系,即

$$\sigma_a = \sigma_f \left(1 - \frac{\sigma_m + \sigma_R}{\sigma_b} \right) \quad (1)$$

式中, σ_f 是完全反向应力, σ_m 是外载名义应力, σ_b 是极限抗拉强度, σ_a 是等效疲劳强度。本文中外力加载产生的应力幅和名义应力保持恒定,材料的极限抗拉强度为常数。将孔挤压产生的残余压应力 σ_R 视为静态应力。因此,等效疲劳强度 σ_a 随着残余压应力值 σ_R 的增大而提高,从而提高材料的疲劳裂纹萌生寿命。另外,孔挤

压在高温下残余应力衰减速率较慢,对在高温条件下抑制材料疲劳裂纹的萌生有利。

3.2 微观组织的影响

图 6 为 HCE1 试样和 HCE2 试样孔壁沿孔径向的硬度分布曲线。可知,孔挤压后孔周围材料的显微硬度得到显著提升,升幅达到约 20%。随着离孔壁距离的增加,显微硬度逐渐下降,直至与基体保持一致。另外,在相同距离处, HCE2 试样的显微硬度大于 HCE1 试样的显微硬度。而 HCE2 试样的孔周硬化层深度(约 3.5mm)也要大于 HCE1 试样的深度(约 2.5mm)。研究表明,由于芯棒硬度远高于孔壁硬度,冷挤压过程中使孔壁表层金属发生了塑性变形,而且越靠近表层,变形量越大;芯棒过盈量越大,变形量越大。芯棒对孔壁的冷作硬化作

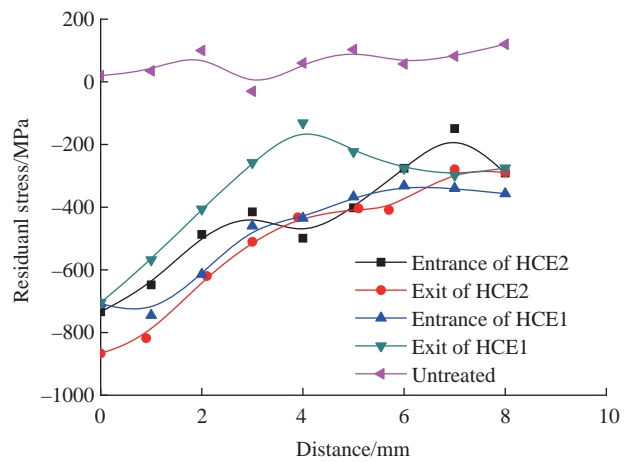


图4 未挤压、HCE1和HCE2试样中心孔出、入口端的孔周残余应力分布

Fig.4 Residual stress distribution surrounding the entrance and exit of the central hole of the untreated, HCE1 and HCE2 specimens

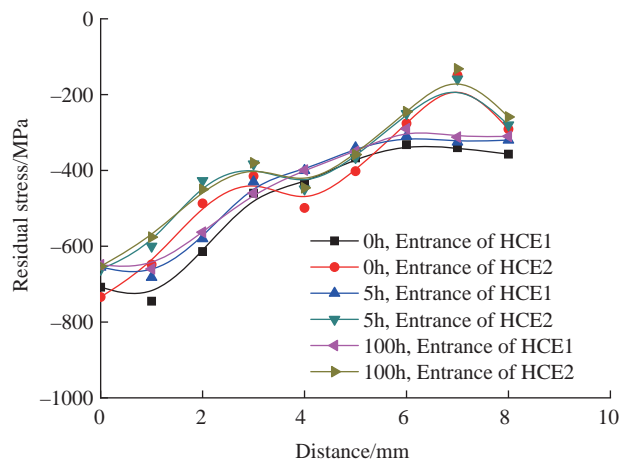


图5 527℃热暴露后的中心孔入口端的残余压应力松弛规律
Fig.5 Relaxation of residual compressive stress with the distance from the hole edge of the entrance after 527℃ heat treatment

用有利于孔壁形成一定深度的残余压应力层^[17,22-23],降低孔壁实际受载水平,有利于提高疲劳裂纹萌生与扩展寿命。

另外,晶界可以抑制短裂纹的扩展,相邻晶粒的晶体学取向差异也可使裂纹平面发生倾转和扭曲。由图3(a)和(b)可知,晶界的存在和相邻晶粒的晶体学取向的改变对FGH95合金疲劳裂纹扩展方向产生了显著影响。如图3(a)所示,晶粒G1和G2之间的晶界为小角度晶界(LAGB),晶粒内部的原子排列基本相同,因此,位错可以连续而顺畅地从晶粒G1滑移到晶粒G2。但是如图3(b)所示,对于晶粒G3和晶粒G4,由于两者之间为大角度晶界(HAGB),两者内部的原子排列是不连续的,疲劳条带取向也存在显著差异,因此,疲劳裂纹扩展受阻,而且方向发生了转变。由此可见,裂纹的倾转和扭曲也可以有助于抑制疲劳裂纹扩展,从而提高材料的疲劳寿命,这种现象也在孔挤压强化的6061-T6铝合金中被观察到^[17]。

3.3 表面状态的影响

室温及高温疲劳试验过程中,中心孔板材试样承受拉-拉载荷的作用,垂直于载荷方向的孔截面所受应力值最大,因此,该截面与孔交线处的孔壁应力集中效应显著,存在较高的疲劳裂纹萌生几率。

图7为未挤压试样D3的孔壁疲劳源。可知,孔壁表面存在2条明显的划痕(line1和line2),两条划痕相交于一点,疲劳源萌生于此交点处。而经孔挤压后,孔壁形成了残余压应力场,降低了孔壁表面应力水平,而孔壁与端面的交界棱边由于金属堆积而形成尖锐结构,成为结构应力集中区,导致疲劳裂纹易在此棱边处萌生,通过孔边倒圆或倒角,有利于降低这一应力集中,进一步提高疲劳寿命。

另外,孔壁表面粗糙度测试结果如下:采用 R_a 作为评估表面粗糙度的依据。未挤压试样中心孔的最终加工工艺为铰削,孔壁表面粗糙度 R_a 为 $0.926\mu\text{m}$ 。孔壁经冷挤压加工后,表面粗糙度 R_a 显著下降,HCE1试样下降至 $0.312\mu\text{m}$,而HCE2状态试样下降到 $0.287\mu\text{m}$ 。研究表明:表面粗糙度越大,越容易引起局部应力集中,从而提高疲劳裂纹的萌生几率^[24-25]。因此,冷挤压后孔壁表面粗糙度的降低有利于中心孔板材试样疲劳寿命的提高。

4 结论

(1)与未挤压试样相比,过盈芯棒对孔壁的冷挤压作用大幅提高了FGH65合金中心孔试样在室温/650MPa和527℃/575MPa条件下的疲劳寿命。

(2)芯棒的挤压作用降低了孔壁表面粗糙度,并使

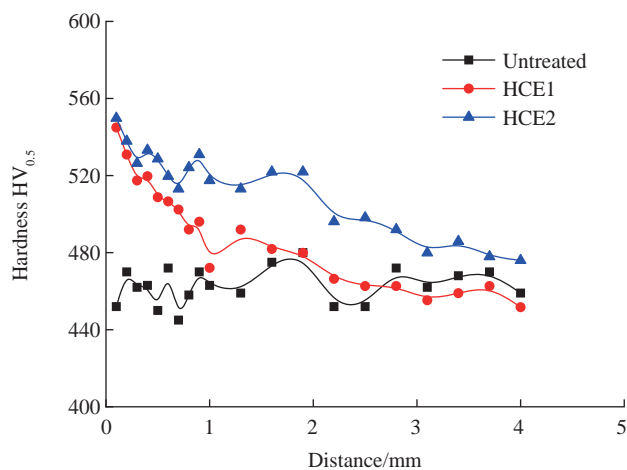


图6 不同工艺试样出口端的孔周硬度分布曲线

Fig.6 Micro-hardness as a function of distance along the cross-section of the exit of different specimens

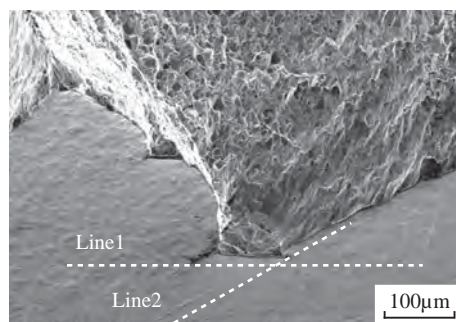


图7 A2未挤压试样的疲劳源

Fig.7 Typical SEM morphologies of fatigue source of A2 specimen without cold expansion

孔壁表面形成了一定深度的残余压应力层和组织硬化层,残余压应力层和组织硬化层的深度均随着过盈量的增加而增大,上述表面完整性参数的变化对疲劳寿命的提高具有重要作用。

(3)孔挤压形成的残余压应力场在527℃热暴露下表现出良好的稳定性。

(4)FGH95合金中晶界的存在和相邻晶粒晶体学取向的差异对疲劳裂纹扩展有重要影响。

参考文献

- [1] CHAKHERLOU T N, ABAZADEH B, VOGWELL J. The effect of bolt clamping force on the fracture strength and the stress intensity factor of a plate containing a fastener hole with edge cracks[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(1): 242-253.
- [2] CHAKHERLOU T N, OSKOU EI R H, VOGWELL J. Experimental and numerical investigation of the effect of clamping force on the fatigue behaviour of bolted plates[J]. Engineering Failure Analysis, 2008, 15(5): 563-574.

- [3] LIU J, XU H L, ZHAI H B, et al. Effect of detail design on fatigue performance of fastener hole[J]. *Materials & Design*, 2010, 31(2): 976–980.
- [4] FU Y C, GE E D, SU H H, et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: a review and prospect[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 961–973.
- [5] 王燕礼, 朱有利, 曹强, 等. 孔挤压强化技术研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2018, 39(2): 1–17.
- WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Progress and prospect of research on hole cold expansion technique[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(2): 1–17.
- [6] FERDOUS S M D, MAKABE C, MIYAZAKI T, et al. Improvement of fatigue life of a holed specimen of aluminum–alloy 2024–T3 by indentation and hole expansion[J]. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, 2012, 6: 336–342.
- [7] WARNER J J, CLARK P N, HOEPPNER D W. Cold expansion effects on cracked fastener holes under constant amplitude and spectrum loading in the 2024–T351 aluminum alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 68: 209–216.
- [8] ZHANG X, WANG Z. Fatigue life improvement in fatigue–aged fastener holes using the cold expansion technique[J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(9): 1249–1257.
- [9] BONI L, LANCIOTTI A, POLESE C. Some contraindications of hole expansion in riveted joints[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2014, 46: 140–156.
- [10] STEPHEN G J, PASANG T, WITHY B P. The effect of pitting corrosion on split sleeve cold hole expanded, bare 7075–T651 aluminium alloy[J]. *Journal of Manufacturing Processes*, 2013, 15(1): 115–120.
- [11] 葛恩德, 苏宏华, 程远庆, 等. TC4 板孔冷挤压强化残余应力分布与疲劳寿命[J]. *中国机械工程*, 2015, 26(7): 971–976.
- GE Ende, SU Honghua, CHENG Yuanqing, et al. Residual stress fields and fatigue life of cold expansion hole in titanium alloy TC4[J]. *China Mechanical Engineering*, 2015, 26(7): 971–976.
- [12] YAN W Z, WANG X S, GAO H S, et al. Effect of split sleeve cold expansion on cracking behaviors of titanium alloy TC4 holes[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2012, 88: 79–89.
- [13] 杨广军, 李萌, 宋颖刚, 等. 二次孔挤压强化对 Ti1023 钛合金孔疲劳性能影响[J]. *航空材料学报*, 2016, 36(6): 68–73.
- YANG Guangjun, LI Meng, SONG Yinggang, et al. Effect of twice hole expansion on fatigue property of Ti1023 alloy[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2016, 36(6): 68–73.
- [14] 艾莹琚, 王欣, 宋颖刚, 等. 挤压强化对 TC17 钛合金孔结构疲劳寿命的影响[J]. *航空材料学报*, 2017, 37(6): 82–87.
- AI Yingjun, WANG Xin, SONG Yinggang, et al. Effect of cold expansion on fatigue life of hole structure of TC17 titanium alloy[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2017, 37(6): 82–87.
- [15] 王强, 陈雪梅, 张文光, 等. A–100 钢开缝衬套孔挤压强化残余应力场[J]. *中国表面工程*, 2011, 24(5): 64–67.
- WANG Qiang, CHENG Xuemei, ZHANG Wenguang, et al. Residual stress induced by cold expansion with sleeve process of A–100 steel[J]. *China Surface Engineering*, 2011, 24(5): 64–67.
- [16] 高玉魁. 孔挤压强化对 23Co14Ni12Cr3MoE 钢疲劳性能的影响[J]. *金属热处理*, 2007, 32(11): 34–36.
- GAO Yukui. Influence of cold hole expansion on fatigue property of 23Co14Ni12Cr3MoE steel[J]. *Heat Treatment of Metals*, 2007, 32(11): 34–36.
- [17] WANG Y L, ZHU Y L, SHUAI H, et al. Investigation on fatigue performance of cold expansion holes of 6061–T6 aluminum alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 95: 216–228.
- [18] 龚澎, 郑林斌, 张坤, 等. 7B50–T7451 铝合金板材孔挤压工艺性能研究[J]. *航空材料学报*, 2011, 31(4): 45–50.
- GONG Peng, ZHENG Linbin, ZHANG Kun, et al. Effects of hole cold–expansion on microstructure and fatigue property of 7B50–T7451 aluminum alloy plate[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(4): 45–50.
- [19] ZHOU Z, GILL A S, QIAN D, et al. A finite element study of thermal relaxation of residual stress in laser shock peened IN718 superalloy[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2011, 38(7): 590–596.
- [20] 王旭青, 罗学军. 复杂形状 FGH95 粉末盘形件固溶处理组织及性能研究[J]. *材料工程*, 2009(S1): 61–63.
- WANG Xuqing, LUO Xuejun. Study on microstructure and properties of complicated shape disk of FGH95 PM superalloy[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2009(S1): 61–63.
- [21] 荀柏秋, 李琦, 赵乌恩. 高温材料在燃气轮机中的应用和发展[J]. *热能动力工程*, 2004, 19(5): 447–449.
- XUN Baiqiu, LI Qi, ZHAO Wuen. Application and development of high temperature materials in gas turbine[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2004, 19(5): 447–449.
- [22] ÖZDEMİR A T, HERMANN R. Effect of expansion technique and plate thickness on near–hole residual stresses and fatigue life of cold expanded holes[J]. *Journal of Materials Science*, 1999, 34(6): 1243–1252.
- [23] 宋德玉, 罗治平, 杨玉荣, 等. GH169 高温合金孔挤压强化层的微观结构[J]. *航空学报*, 1996, 17(1): 125–128.
- SONG Deyu, LUO Zhiping, YANG Yurong, et al. Microstructure of the hole expansion strengthened layer of high temperature alloy GH169[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1996, 17(1): 125–128.
- [24] MAIYA P S. Geometrical characterization of surface roughness and its application to fatigue crack initiation[J]. *Material Science and Engineering*, 1975, 21: 57–62.
- [25] BORREGO L P, COSTA J M, SILVA S, et al. Microstructure dependent fatigue crack growth in aged hardened aluminium alloys[J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(12): 1321–1331.

通讯作者: 罗学昆, 博士, 工程师, 研究方向为金属零件的抗疲劳表面强化技术, E–mail: luoxuekun1987@163.com。

(责编 知舟)