

<https://doi.org/10.12442/j.issn.1002-185X.20260146>

孔挤压强化对 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金微观组织及疲劳性能的影响

胡生双¹, 王浩军¹, 张斌¹, 朱妍如¹, 高晓颖¹, 陈会子¹, 崔霞², 欧阳德来²

(1.中航西安飞机工业集团股份有限公司 陕西西安 710089)

(2.南昌航空大学 材料科学与工程学院 江西南昌 330063)

摘 要: 为提高航空 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金中心孔试样的疲劳性能,采用开缝芯棒对其板材中心孔进行了孔挤压强化实验,分析了孔挤压强化对合金微观组织和疲劳性能的影响,揭示了孔挤压强化的抗疲劳增益效果和微观机制。结果表明,孔挤压强化层由靠近孔边缘的晶粒细化区域和远离孔边缘的变形区域组成,变形程度呈梯度分布。孔壁内侧残余压应力层深度达 2000 μm ,最大残余压应力达 700 MPa,强化层深度达 100 μm ,最高硬度值为 380 HV_{0.1},比基体硬度值提高 20%。孔挤压强化显著提高合金的疲劳寿命和降低疲劳寿命分散性,中值寿命和平均寿命分别提高 2.74 倍和 2.53 倍,变异系数从 48.7% 降至 29.6%。残余压应力场和强化层能有效抑制孔壁内表面疲劳裂纹的产生,使疲劳裂纹萌生从表层转移至亚表层,辉纹更细密,辉纹间距从 1.94 μm 降低至 0.92 μm 。

关键词: 孔挤压强化; Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金; 微观组织; 疲劳寿命

中图法分类号: TG379

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2017)0?-0???-0?

Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金是我国近期自主研发的一种强韧性能匹配良好的亚稳态 β 钛合金^[1]。通过固溶时效处理抗拉强度可达 1300 MPa 以上,在该强度级别水平,合金显示出优异的断裂韧性性能 ($K_{IC} \geq 65 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$)^[2],600 MPa 加载下高周疲劳寿命可达 26530 周次^[3]。该合金是制造飞机起落架、主承力框、接头、直升机旋翼桨毂等航空构件的理想材料^[4,5]。然而,实际工程应用中,为满足连接功能需求,不可避免地需要在构件上设计孔结构,这些孔结构会成为几何不连续区,导致显著的应力集中,从而大幅度削弱材料的疲劳性能,使其成为疲劳萌生的高发区域^[6,7]。因此,如何提高 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金孔结构的疲劳性能对该合金带孔构件的服役寿命和安全性能具有重要的工程意义。

孔挤压强化是提高孔结构疲劳性能有效方法之一^[8-10]。孔挤压强化过程中,孔壁材料发生了剧烈的不均匀弹塑性变形引入残余压应力,残余压应力会抵消构件拉伸载荷时孔内拉应力和抑制孔内裂纹萌生,从而提高构件孔结构的疲劳强度^[11-12]。国内外学者的有限元仿真^[13-14]和实验^[15-16]均证实了孔挤压强化产生了残余压应力,对提高孔结构的疲劳强度是有利的。其次,孔挤压强化由于冷塑性变形作用会细化孔表层组织和对孔表层组织产生加工硬化,这一定程度上抑制疲劳裂纹萌生和扩展,从而可提高孔结构的疲劳强度,延长服役寿命。

李宁等^[17]对比了孔挤压强化前后 TC18 钛合金疲劳萌生情况发现,孔挤压强化前疲劳源萌生在孔表层,而孔挤压强化后疲劳源趋向于分布在孔次表层。曹洋等^[18]认为经 2%和 3%相对挤压量孔挤压强化后 TC4 钛合金中值疲劳寿命是未孔挤压强化的 1.6 和 2.1 倍。尽管国内外学者对孔挤压强化方面做了大量研究,但对新型 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金孔挤压强化方面的研究仍然非常少。

为探究孔挤压强化对 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金疲劳寿命的增益效果和微观机制,本文采用固溶时效态 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金进行开缝芯棒孔挤压强化试验,分析孔挤压强化前后的微观组织、残余应力及疲劳寿命等变化情况,研究孔挤压强化对合金微观组织和疲劳寿命的影响,为该合金在关键承力构件上的工程应用提供依据和理论支撑。

1 实验材料与方法

实验材料为 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金,经两相区锻造后再固溶 (870°C/2h, AC) + 时效 (530°C/4h, AC),其力学性能如表 1 所示。采用线切割、粗铣、精铣、抛光等工序加工成孔挤压强化试样 (见图 1)。孔挤压强化试样加工完后先进行制初孔,孔挤压前孔径为 11.840 mm~11.875 mm,开缝值为 0.20 mm,孔挤压强化后孔径为 11.885 mm~11.980 mm。孔挤压强化后再通

收到初稿日期:

基金项目:国家自然科学基金项目 (52561013),江西省自然科学基金项目 (20242BAB25216)

作者简介:胡生双(1989—),高级工程师,主要从事航空钛合金、铝合金工艺技术研究, hushengshuang2000@163.com

过铰孔至终孔，孔径为 12.020 mm~12.990 mm。孔挤压衬套型号为 CBS-8-3-N-16F，拉枪型号为 BB-20，气泵型号为 FT-200。未孔挤压强化试样编号为 C-12-1、…、C-12-10，共 10 个试样。孔挤压强化试样编号为 CB-12-1、…、CB-12-10，共 10 个试样。

表 1 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金力学性能

Table 1 Mechanical properties of Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb titanium alloy

R_m/Mpa	$R_{p0.2}/\text{Mpa}$	$A/\%$	$Z/\%$	$a_k/\text{KJ/m}^2$
1333	1260	6.8	11.6	251

使用 B14/0340 内径千分尺测量孔径，采用 Stress3000 型应力分析仪测量孔挤压强化后沿孔边缘至中心的残余应力。测试残余应力后采用 SAMST-PL-092 型电液伺服疲劳试验机上测试疲劳寿命，测试标准为 GB/T 3075-2021《金属材料疲劳试验-轴向力控制方法》，加载波形为正弦波，频率为 10Hz，应力比为 R0.06。根据航标 HB/Z112-1986-材料疲劳试验统计分析方法，计算中值疲劳寿命 N50。采用 QUNTAN-200 型扫描电镜观察疲劳断口形貌。为避免硬度测试对疲劳寿命的影响，

硬度测试在疲劳试验后的疲劳断裂试样上进行。沿孔直径方向剖开疲劳断裂试样进行金相试样制样，采用 TG3000 型金相显微分析系统观察金相组织，采用 QUNTAN-200 型扫描电镜观察孔周围微观组织和疲劳断口微观组织。

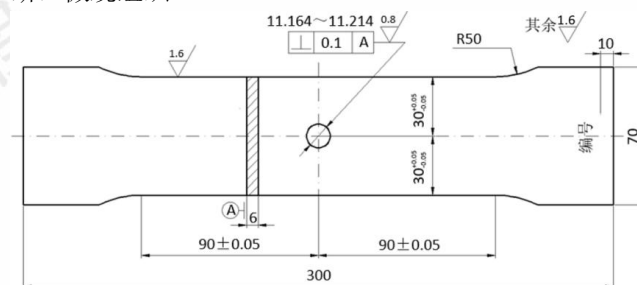


图 1 孔挤压强化试样形状和尺寸

Fig. 1 Shape and dimensions of hole extrusion strengthening specimens

2 结果与分析

2.1 微观组织

孔挤压强化显著提高 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金的疲劳寿命，为了寻找孔挤压强化提高 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金疲劳寿命的原因，首先

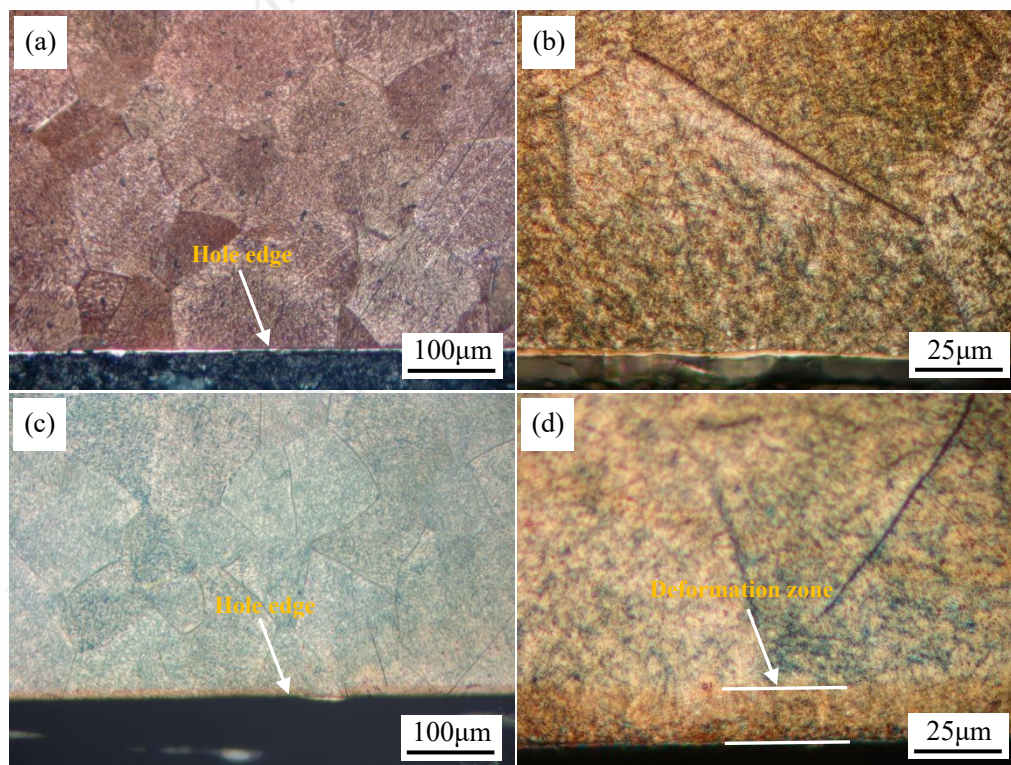


图 2 未经孔挤压强化和孔挤压强化孔壁侧的金相组织

(a)、(b) 未经孔挤压强化孔壁侧组织；(c)、(d) 孔挤压强化后孔壁侧组织

Fig. 2 Metallographic microstructures of the hole wall side without and with hole extrusion strengthening

(a), (b) Microstructure of the hole wall side without hole extrusion strengthening; (c), (d) Microstructure of the hole wall side with hole extrusion strengthening

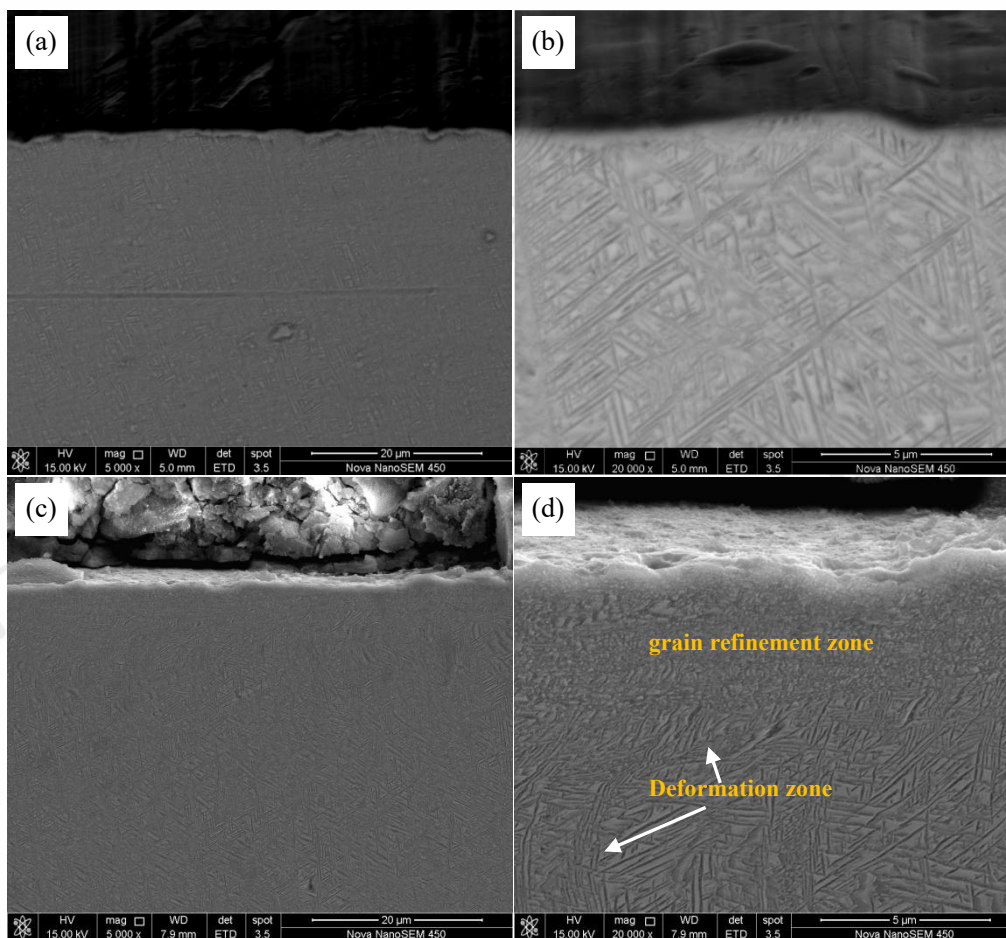


图3 未经孔挤压强化和孔挤压强化孔壁侧的 SEM 组织

(a)、(b) 未经孔挤压强化孔壁侧组织；(c)、(d) 孔挤压强化后孔壁侧组织

Fig.3 SEM microstructures of the hole wall side without and with hole extrusion strengthening

(a), (b) Microstructure of the hole wall side without hole extrusion strengthening; (c), (d) Microstructure of the hole wall side with hole extrusion strengthening

对比分析合金孔挤压强化前后的微观组织变化。图2为合金孔挤压强化前后截面的金相组织。可以看出，孔挤压强化前孔边缘平整，微观组织由原始 β 晶粒上分布着析出相组成，原始 β 晶界清晰可见（见图2(a)和(b)）。孔挤压后（见图2(c)和(d)），孔边缘依然保持平整，可观察到孔边缘附近存在一层厚度约为 $25\mu\text{m}$ 的变形层（见图2(d)箭头处）。但由于金相放大倍数限制，无法观察到更加微观的组织特征。进一步SEM观察合金孔挤压强化后变形层的微观组织，如图3所示。可以看出，孔挤压强化前合金组织为 $(\alpha+\beta)$ 网篮组织（见图3(a)和(b)）。孔挤压强化后（见图3(c)和(d)），可清晰观察到变形层由靠近孔边缘的晶粒细化区域和远离孔边缘的变形区域（某些 α 相和 β 相出现了折弯现象）组成，且变形程度呈梯度分布。孔挤压强化后形成的这种晶粒细化和组织变形强化必然会阻碍疲劳裂纹的萌生和扩展，是引起合金疲劳寿命提高的原因之一。

2.2 残余应力和硬度分布

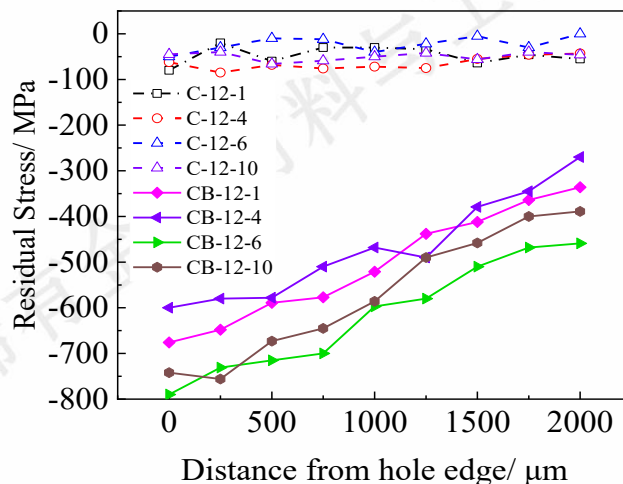


图4 随孔边缘至中心的残余应力分布(C-12-1至C-12-6为未经孔挤压，CB-12-1至CB-12-6为孔挤压)

Fig.4 Distribution of residual stress from the edge to the center of the hole (C-12-1 to C-12-6 are without hole extrusion, CB-12-1 to CB-12-6 are with hole extrusion)

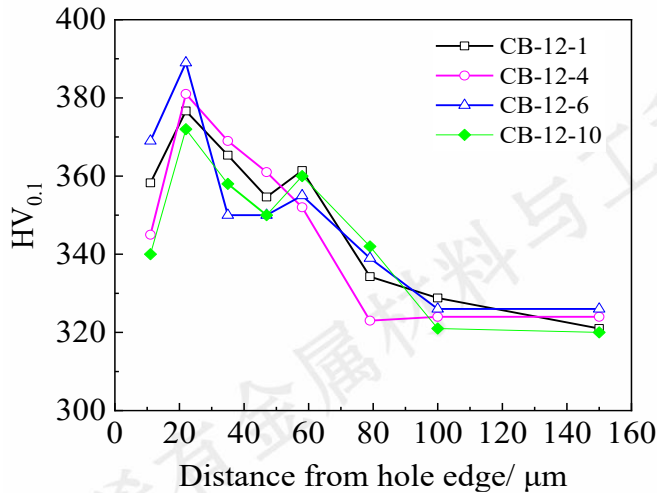


图 5 孔挤压强化后孔边缘至中心的硬度分布

Fig.5 Hardness distribution from the hole edge to the center after hole extrusion strengthening

测量 4 个孔挤压强化和 4 个未孔挤压强化试样沿孔边缘至中心的残余应力，同时测量 4 个未孔挤压强化试样沿孔边缘至中心的残余应力作为对比，如图 4 所示。可以看出，合金孔挤压强化后由于发生了弹塑性变形，孔附近出现了残余压应力，尤其在孔边缘残余压应力达

-700 MPa 左右。沿孔边缘至中心残余压应力降低。此外，从图 4 还可看出，沿孔边缘至中心存在残余应力的宽度达到 2000 μm 。孔挤压强化后孔壁形成有益的残余压应力能够抵消部分外加交变载荷产生的拉应力，并通过裂纹闭合效应减缓裂纹扩展速率，这对提高合金疲劳寿命是非常有利的^[11, 19]。进一步测量合金孔挤压强化后沿孔边缘至中心的维氏硬度，并绘制沿孔边缘至中心的硬度分布曲线，如图 5 所示。可以看出，4 个孔挤压强化试样的硬度分布曲线特征相似。合金经孔挤压强化后出现了应变硬化，硬化层厚度约为 100 μm 。基体 $\text{HV}_{0.1}$ 硬度值约为 320，孔附近 $\text{HV}_{0.1}$ 硬度值可达 380，硬度提高约为 20%。值得注意的是，硬化层厚度明显比残余应力的宽度小的多，这是因为硬化层厚度反映的合金塑性变形作用的范围，而残余应力反映的不仅是塑性变形范围，而且还反映的弹性变形作用的范围，故残余应力宽度比硬化层厚度大的多。从图 5 还可看出，孔边缘的硬度值相对偏低，可能原因是孔边缘硬度测试时塌陷引起的硬度测量误差。文献表明，应变硬化层可提高材料抵抗循环塑性变形的能力，延缓疲劳滑移带的形成。此外，应变硬化层内部存在大量位错和亚晶，阻断裂纹扩展，从而提高合金的疲劳寿命。

2.3 孔挤压强化对疲劳寿命的影响

在 300MPa 的应力水平下，对 Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb 钛合金试样进行了孔挤压前后

表 2 孔挤压前后的疲劳寿命测试结果（加载应力 300MPa）

Table 2 fatigue life test results before and after hole extrusion (loading stress 300mpa)

Specimen condition	Specimen No.	Fatigue Life /Cycle	Average Fatigue Life/Cycle	Median Fatigue Life/Cycle	Coefficient of Variation
Without hole cold expansion	C-12-1	180289	94648	81301	48.7%
	C-12-2	68550			
	C-12-3	Abnormal fracture			
	C-12-4	62943			
	C-12-5	81301			
	C-12-6	47425			
	C-12-7	Abnormal fracture			
	C-12-8	Abnormal fracture			
	C-12-9	91135			
	C-12-10	130892			
With hole cold expansion	CB-12-1	352330	239425	222896	29.6%
	CB-12-2	211991			
	CB-12-3	181061			
	CB-12-4	182859			
	CB-12-5	167231			
	CB-12-6	242889			
	CB-12-7	233800			
	CB-12-8	240316			
	CB-12-9	376106			
	CB-12-10	205667			

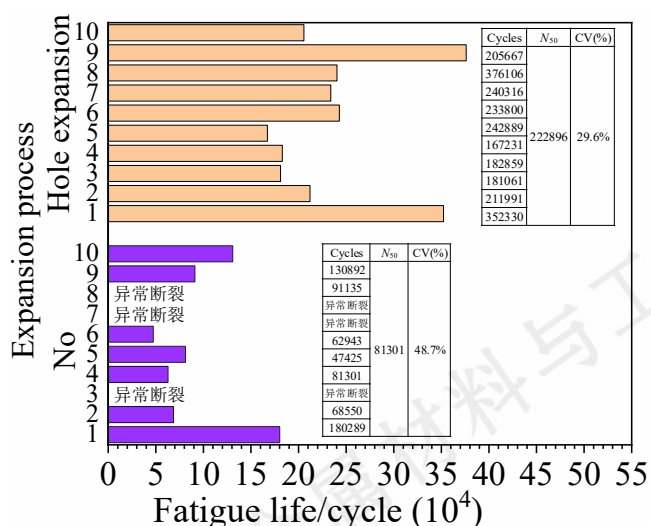


图 6 试样的疲劳寿命

Fig.16 Fatigue life of specimen

的疲劳寿命测试。表 2 为合金孔挤压强化前后疲劳寿命的测试结果，根据表 2 数据绘制孔挤压强化前后疲劳寿命对比图，如图 6 所示。从表 2 和图 6 可以看出，未经孔挤压强化试样的疲劳寿命较低，疲劳寿命从 62943 次到 474254 次不等，数据的变异系数达 48.7%，寿命较为

离散。值得注意的是，未经孔挤压强化三个试样发生早期异常断裂，具有不可预测性。这是由于未经孔挤压强化试样孔表面往往存在刀痕等缺陷，这些刀痕在疲劳拉伸过程中因应力集中会成为薄弱部位和诱发裂纹萌生，导致早期异常断裂。此外，未经孔挤压强化试样中值疲劳寿命为 91135 次，平均寿命为 155623 次，即中值疲劳寿命远低于平均寿命，这说明合金在循环载荷下对微观结构缺陷和加工状态特别敏感，疲劳裂纹萌生寿命存在显著的随机性。

孔挤压强化后，合金疲劳性能得到了显著的改善。从集中趋势看，经孔挤压强化组的平均寿命和中值寿命均得到大幅度提高，分别达到了 239425 次和 222896 次。经孔挤压强化后的中值寿命（222896 次）相对未经孔挤压强化寿命（81301 次）提高了 2.74 倍，平均寿命提高了 2.53 倍。孔挤压强化后的疲劳寿命的稳定性也得到了改善。孔挤压强化对疲劳寿命带来显著增益效果的根本原因是孔挤压强化在孔壁周边引入了残余压应力，并且伴随着强化过程中引入的加工硬化作用。残余压应力可以有效抵消外部交变载荷中拉伸应力分量，显著提高裂纹萌生所需的局部应力门槛值，从而大幅度延长裂纹萌

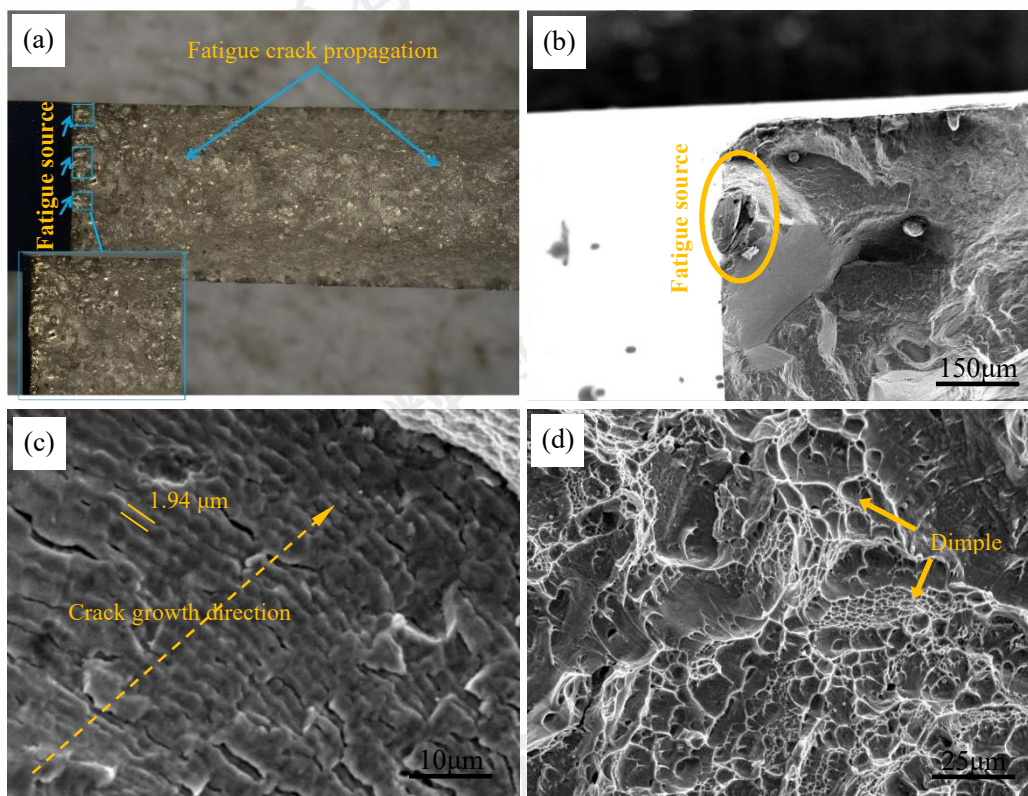


图 7 未经孔挤压的疲劳断口形貌 (C-12-1, 寿命 180,289 次)

(a) 宏观形貌; (b) 疲劳源微观形貌; (c) 扩展区微观形貌; (d) 瞬断区微观形貌

Figure 7 Fatigue fracture morphology without hole extrusion (C-12-1, with a lifespan of 180,289 cycles)

(a) Macroscopic morphology; (b) Microscopic morphology of fatigue source; (c) Microscopic morphology of propagation zone; (d) Microscopic morphology of instantaneous fracture zone

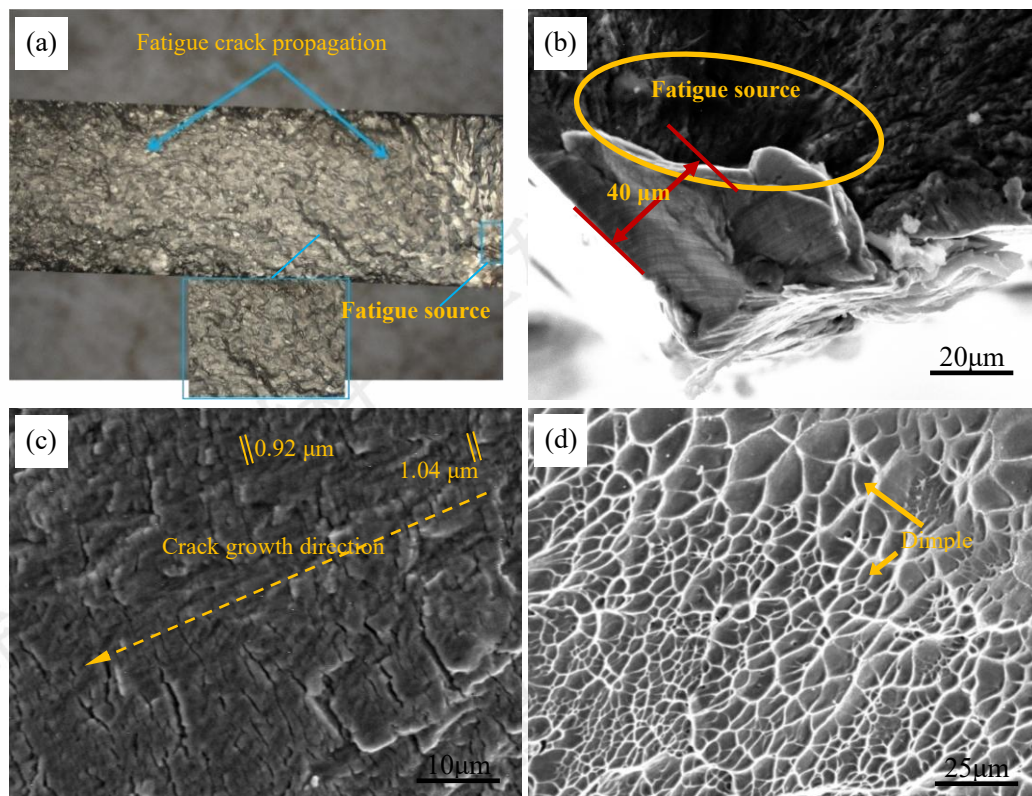


图 8 孔挤压强化的疲劳断口(CB-12-6, 寿命 242889 次)

(a) 宏观形貌; (b) 疲劳源微观形貌; (c) 扩展区微观形貌; (d) 瞬断区微观形貌

Fig. 8 Fatigue fracture surface of hole extrusion strengthening (CB-12-6, with a lifespan of 242,889 cycles)

(a) Macroscopic morphology; (b) Microscopic morphology of fatigue source; (c) Microscopic morphology of propagation zone; (d) Microscopic morphology of instantaneous fracture zone

生寿命。此外, 未孔挤压强化疲劳寿命的变异系数为 48.7%, 孔挤压强化后下降至 29.6%, 降幅达到 48.1%, 这就说明经过孔挤压强化后, 10 个试样的寿命都收敛在一个更窄、更高、更稳定的区间内。这是由于孔挤压强化降低疲劳试样对缺陷的敏感性, 残余压应力使试样的微观缺陷的应力集中效应“钝化”, 进而使得疲劳裂纹不再易于随机在表面或者亚表面的缺陷上萌生。裂纹萌生位置被“驱赶”至应力场影响较弱的更深的亚表面, 并且萌生机制也趋于一致, 从而极大降低疲劳寿命的分散性。

进一步对比分析未经孔挤压强化和孔挤压强化疲劳断口微观形貌, 如图 7 所示为未经孔挤压强化的疲劳断口微观形貌。可以看出, 未孔挤压强化的试样的宏观疲劳断口整体形貌相对平坦, 但也具有疲劳源区、疲劳扩展区和瞬时断裂区三个典型特征部分。裂纹源位于孔表面, 如图 7(a)所示在孔表面可观察到三个明显的疲劳源。从这些源点出发(图 7(a)), 形成类似“海滩线”的弧线, 标志着裂纹前沿在循环载荷下的暂停与重启。在近源区处可以看出(图 7(b)), 扩展方向与主应力垂直, 微观形貌以疲劳辉纹为主要特征, 同时也可以看出晶体学扩展留下的解离台阶或撕裂痕。随着裂纹扩展, 应力强度因子范围 ΔK 增大, 辉纹间距逐渐变宽, 此时疲劳条带

间距约为 $1.94 \mu\text{m}$ (距疲劳源约 $300 \mu\text{m}$ 处), 如图 7(c)所示。瞬时断裂区为典型的韧窝形貌, 韧窝尺寸较大且深, 标志着材料最终发生过载塑性断裂。

扩孔挤压强化的疲劳断口微观形貌如图 8 所示。可以看出, 宏观断口相对粗糙, 在孔壁表面未发现明显的疲劳源的“核”, 疲劳源区不再紧贴孔边表面, 而是位于孔壁表面一定深度的内部(图 8(a)和(b))。相比于未孔挤压强化, 裂纹源区从表面转移至亚表面。这是因为裂纹在残余压应力场下的高应力梯度区萌生, 源区形貌为细小的韧窝或准解离面, 表明此处的局部塑性变形是裂纹萌生主导机制。在疲劳扩展区, 裂纹在残余压应力场内扩展, 辉纹细密, 微观形貌呈现出一种平坦、光滑的“超细晶”特征, 这是裂纹在剧烈加工硬化的组织中以最稳定、缓慢的方式扩展。此时疲劳条带间距明显比未孔挤压强化的小, 约为 $0.92 \mu\text{m}$ (距疲劳源约 $350 \mu\text{m}$ 处)。瞬时断裂区同样为韧窝形貌, 与未孔挤压强化的试样的形貌未见明显区别。

3 结论

(1)孔挤压强化层由靠近孔边缘的晶粒细化区域和远离孔边缘的变形区域组成,变形程度呈梯度分布;

(2)孔挤压强化后孔壁内侧存在一定深度的残余压应力和硬化层,残余压应力深度达 2000 μm ,最大残余压应力达-700 MPa,硬化层深度达 100 μm ,最高硬度值为 380HV0.1,比基体硬度值提高 20%;

(3)孔挤压强化显著提高合金疲劳寿命和降低疲劳寿命分散性,中值寿命和平均寿命分别提高 2.74 倍和 2.53 倍,变异系数从 48.7%降至 29.6%;

(4)孔边产生的残余压应力场和硬化层有效地抑制了孔壁内表面疲劳裂纹的产生,使疲劳裂纹萌生从表层转移至亚表层,辉纹更细密,辉纹间距从 1.94 μm 降低至 0.92 μm 。

参考文献 References

- [1] Hu Shenshuang(胡生双), Wang Haojun(王浩军), Jili(吉丽), et al. Heat Treatment of Metals[J]. 2026, 51(01): 269-273.
- [2] Song Yue(宋越), Cui Xuefei(崔雪飞), Yu Yang(于洋), et al. Chinese Journal of Rare Metals[J]. 2023, 47(06): 908-914.
- [3] Li Bo(李波), Qin Fenying(秦锋英), Lin Yuan(林苑), et al. Transactions of Materials and Heat Treatment [J]. 2025, 46(02): 122-129.
- [4] Zhou Lin(周琳), Liu Yunxi(刘运玺), ChenWei(陈玮), 等. Ti-4Al-5Mo-6Cr-5V-1Nb 合金的热变形行为及组织演变研究 [J]. 热加工工艺. 2022, 51(02): 45-50.
- [5] Guo Yanlin(郭彦霖), Luo Qun(罗群), Wang Guoqi(王国旗), et al. Rare Metal Materials and Engineering[J]. 2020, 49(04): 1395-1401.
- [6] Luo Xuekun(罗学昆), Ai Yingjun(艾莹珺), Wang Xin(王欣), et al. Journal of Aeronautical Materials[J]. 2017, 37(06): 88-94.
- [7] Yang Guangyong(杨广勇), Li Meng(李萌), Song Yinggang(宋颖刚), et al. Journal of Aeronautical Materials[J]. 2016, 36(06): 68-73.
- [8] Chen Zhuo, Peng, Can, Zuo Yangjie. Ocean Engineering [J]. 2024, 310: 118733.
- [9] Yanishevsky Marko, Li Gang, Shi Guoqin, et al. Engineering Failure Analysis [J]. 2013, 30: 74-90.
- [10] Bai Zhaoruo, Feng Feng, Zhang Jianfu, et al. International Journal of Advanced Manufacturing Technology [J]. 2025, 139(3): 1239-1252.
- [11] Houghton S J, Campbell S K. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures [J]. 2012, 35(1): 74-83.
- [12] Feng Pingfa(冯平法), Liu Jiahui(刘嘉辉), Wang Zibiao(王子标), et al. Aeronautical Manufacturing Technology [J]. 2023, 66(11): 14-21.
- [13] Zheng Zeting(郑泽庭), Li Xiangfeng(黎向锋), Yi Zhidong(易志东), et al. Journal of Mechanical Strength [J]. 2026, 48(01): 33-41.
- [14] Lin Zhongliang(林忠亮), Bai Qingshun(白清顺), Tang Wei(唐伟), et al. Materials Reports [J]. 2024, 38(03): 192-199.
- [15] Liu Rujun(刘儒军), Huang Xiang(黄翔), Huang Haihong(黄海鸿), et al. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science)[J]. 2026, 49(01): 28-35.
- [16] Tang Wei(唐伟), Lin Zhongliang(林忠亮), Wu Baoquan(吴保全), et al. Journal of Plasticity Engineering [J]. 2023, 30(02): 55-63.
- [17] Li Ning(李宁), Qin Fengying(秦锋英). Hot Working Technology [J]. 2018, 47(09): 125-127.
- [18] Cao Yang(曹洋), Xiao Biao(肖彪), Liu Fei(刘飞), et al. Forging & Stamping Technology [J]. 2025, 50(06): 108-119.
- [19] Liu Fei(刘飞), Su Honghua(苏宏华), Xu Jiuhua(徐九华), et al. Rare Metal Materials and Engineering [J]. 2024, 53(03): 709-717.

Effects of hole expansion strengthening on microstructure and fatigue properties of titanium alloy Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb

Hu Shenshuang¹, Wang Haojun¹, Zhang Bin¹, Zhu Yanru¹, Gao Xiaoyin¹, Chen Huizi¹, Cui Xia^{*2}, Ouyang Delai^{*2}

(1. Avic Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Ltd, Xi'an Shaanxi 710089, China)

(2. School of Material Science and Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi 330063, China)

Abstract: To improve the fatigue performance of aviation titanium alloy Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb with a central hole, hole cold expansion strengthening experiment was conducted on the central hole of the central hole of plate samples using a slotted mandrel. The effects of hole cold expansion strengthening on the microstructure and fatigue properties of the alloy were analyzed, and the anti-fatigue enhancement effect and

microscopic mechanism of this strengthening process were revealed. The results showed that the hole extrusion strengthened layer, characterized by a gradient distribution of deformation degree, consists of a grain refinement zone near the hole edge and a deformation zone far from the hole edge. The depth of the residual stress layer on the inner side of the hole wall is 2000 μm , with a maximum residual stress of -700 MPa. The depth of the strengthened layer is 100 μm , and the highest hardness value was 380 HV_{0.1}, which is 20% higher than that of the matrix. The fatigue life and its dispersion of the alloy are significantly improved after hole extrusion strengthening, with the median life and average life increasing by 2.74 times and 2.53 times, respectively, while the coefficient of variation decreasing from 48.7% to 29.6%. The residual stress field and strengthened layer effectively suppressed the initiation of fatigue cracks on the inner surface of the hole wall, shifting the initiation of fatigue cracks from the surface to the subsurface, resulting in finer striations with a striation spacing decreasing from 1.94 μm to 0.92 μm .

Key words: hole extrusion strengthening; Ti-4Al-5Mo-5V-6Cr-1Nb titanium alloy; microstructure; fatigue life

Corresponding author: Ouyang Delai, Ph. D., Professor, School of Material Science and Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi 330063, China, E-mail: ouyangdelai@163.com