

文章编号:1000-6893(2010)07-1488-06

激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金高周疲劳性能

贺瑞军, 王华明

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

HCF Properties of Laser Deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V Alloy

He Ruijun, Wang Huaming

(School of Materials Science and Engineering, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要: 疲劳失效是钛合金工业应用中最重要失效方式, 疲劳强度是钛合金应用的关键性指标。为了研究激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的疲劳性能和行为, 在 625 MPa 到 900 MPa 不同应力水平下进行了室温高周疲劳(HCF)测试(应力比 $R=0.1$, 加载频率 $f=120\sim 130$ Hz), 完成了疲劳断口表面分析。研究了气孔存在及分布对激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金疲劳性能的影响。激光沉积钛合金具有细小 α/β 片层组织。分析结果显示, 虽然疲劳源区有气孔存在, 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金仍然具有优异的疲劳性能。取向丰富细小的 α/β 片层组织能有效减小疲劳源区滑移长度。分析结果还表明, 应力水平对疲劳行为有一定影响。

关键词: 钛合金; 高周疲劳; 疲劳强度; 激光沉积; 显微组织

中图分类号: V252; TG146.2+3 **文献标识码:** A

Abstract: Fatigue failure is the most important failure mode in industrial applications of titanium alloys while fatigue strength is the critical mechanical property. First, the fatigue properties of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy are studied. High-cycle fatigue (HCF) test is conducted at room temperature at several different stress levels ranging from 625 MPa to 900 MPa, with a load ratio of 0.1 and a frequency of 120-130 Hz. Fatigue fracture surface is analyzed by scanning electron microscope (SEM). Then, the influence of micropores and their distribution on fatigue properties of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy is investigated. Fine α/β lamellar structure is obtained in laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy. The examination results of high-cycle fatigue tests indicate that although micropores exist in the fatigue crack initiation regions, laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy still has excellent fatigue properties. The fine α/β lamellar structure can effectively lead to the reduction of slip length in the crack initiation regions. Furthermore, the results also show that there is certain influence of stress level on fatigue behavior.

Key words: titanium alloys; high-cycle fatigue; fatigue strength; laser deposition; microstructure

α/β 钛合金由于具有优异的机械性能在航空工业中得到广泛的应用。研究表明, α/β 钛合金的显微组织对其疲劳性能影响很大。片层组织具有高于等轴组织的疲劳裂纹扩展阻力^[1-2]。同样的材料, 显微组织越为细小, 其疲劳强度越高^[3]。对于片层组织, 片层大小和片层集束尺寸是影响疲劳性能的最重要的组织因素。据报道, 细小的片层组织比粗大的片层组织具有更好的疲劳裂纹萌生抗力^[4]。Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的疲劳在近年来被广泛研究^[5-7]。研究表明, 片层组织具有更高的疲劳裂纹扩展阻力, 而双态组织一般具有

更好的疲劳强度。

激光沉积制造是一种先进的材料成形制备方法^[8]。它集合了快速凝固激光材料成形和快速原型技术的优点。激光沉积成形不需要传统的熔模和模具, 具有材料添加、金属材料激光熔化-快速凝固逐层沉积成形的特点。成形过程中, 采用高能激光束作为能量源。在激光扫描过程中由送进系统喷送的合金粉进入激光作用下的熔池熔化沉积, 逐层堆垛成型零件。成形过程中熔池处有极高的能量密度, 熔池凝固时有极快的基体自冷却速度, 成形的材料有致密精细、成分均匀的微观组织, 具有很好的强度、韧性和疲劳性能, 某些力学性能达到甚至超过了锻造钛合金水平。

本文进行了激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的显微组织和疲劳断口分析, 研究了其断裂模

© 航空学报杂志社 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

收稿日期: 2009-07-14; 修订日期: 2009-10-29

基金项目: 国家自然科学基金(50625413); 国家“973”计划(2006CB605206-2)

通讯作者: 王华明 E-mail: wanghm@buaa.edu.cn

式和疲劳行为,并获得对激光沉积钛合金疲劳性能和行为过程的进一步理解和认识。

1 材料和实验

本文采用 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 合金粉末作为沉积材料。合金粉末在高压 CO₂ 激光束形成的熔池中熔化。激光束在计算机软件控制下完成连续扫描。整个激光沉积成形实验在氩气保护氛围中进行,以防止金属粉末的氧化。成形的板材几何尺寸为 600 mm×500 mm×20 mm。合金板材在 750 °C 保温 1 h 进行了去应力退火,随后空冷至室温。在扫描电镜(SEM)下考察了其显微组织,观察结果显示,激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金具有十分细小的 α/β 片层组织(图 1)。 α 片层的厚度约为 0.9 μm , β 片层约为 0.2 μm , α/β 片层集束尺寸约为 5~20 μm 。片层集束取向随机多样。其化学成分(质量分数)为:Ti-balance, Al-6.81, Mo-1.7, V-2.21, Zr-2.02, O-0.14。

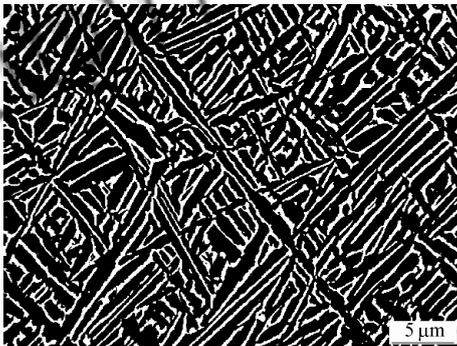


图 1 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金细小 α/β 片层组织

Fig. 1 Fine α/β lamellar microstructure of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V

表 1 所示为激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的拉伸性能。由表 1 信息可知,激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金具有较高的屈服强度和拉伸强度,均高于文献[6]中片层和双态两种组织的锻造 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金相关性能。同

表 1 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金拉伸性能

Table 1 Tensile properties of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy

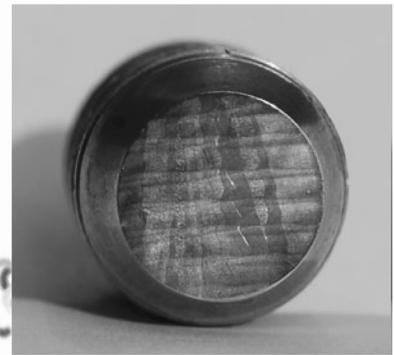
性能	数值
屈服强度/MPa	930
拉伸强度/MPa	1 030
延伸率/%	9

时其延伸率达到了 9%,高于文献[6]中片层组织 7%的延伸率。

制备了光滑棒状疲劳试样进行高周疲劳(HCF)测试。试样轴向平行于激光沉积板材的横向(垂直沉积方向)。轴向长 70 mm,横截面尺寸最小处直径为 5 mm。图 2 为试样横截面形貌,图 2(b)和图 2(c)为图 2(a)在不同角度下拍摄的放大照片。从图中均可以清晰地辨认出激光沉积层逐层堆积的波浪状痕迹(水平方向)和柱状晶在沉积方向上定向生长的痕迹(垂直方向)。



(a)



(b)



(c)

图 2 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 疲劳试样横截面形貌

Fig. 2 Cross section topography of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V fatigue test specimen

进行了轴向加载拉-拉高周疲劳实验。加载应力范围为 625~900 MPa。实验在室温下进行,应力比 $R=0.1$,加载频率 $f=120\sim 130$ Hz。采

用 SEM 分析了疲劳失效断口。

2 结果与讨论

2.1 高周疲劳性能

图 3 所示为激光沉积和锻造 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金疲劳测试结果的应力-寿命(S-N)曲线。图中 σ_{\max} 为应力; N_f 为疲劳寿命; K_t 为应力集中系数。随着应力水平的提高, S-N 曲线呈连续下降的趋势。由图 3(a)可以看出, 在 625 MPa 应力水平下有两个试样的疲劳寿命超过了 10^7 周次, 600 MPa 应力水平下所有的试样在 10^7 周次时都未发生疲劳失效。因此, 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的疲劳极限为 625 MPa。激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金疲劳强度已经达到或超过锻造 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金的水平, 如图 3(b)所示, 锻造 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金在大尺寸结构条件下测试的疲劳强度为 525 MPa, 这说明激光沉积状态对改善疲劳性能有一定的作用。激光沉积大尺寸构件的疲劳性能水平如何有待进一步验证。

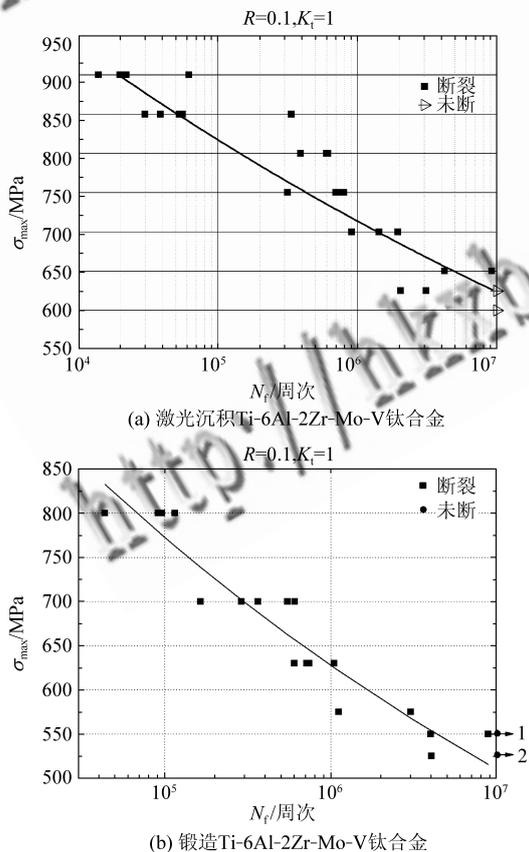


图 3 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金疲劳 S-N 曲线

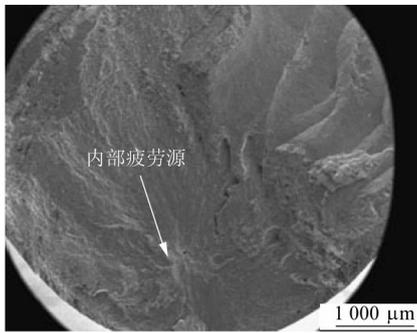
Fig. 3 S-N curves of Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy

研究表明, 高周疲劳强度与滑移长度之间有确定的相关关系^[3]。通常的疲劳裂纹形核机理与滑移带和试样表面或者其他界面(如晶界或者相界)的相互反应密切相关。所有的显微组织尺寸的减小都会引起滑移长度的减小, 从而增加裂纹形核阻力, 提高高周疲劳强度。影响片层组织滑移长度的首要因素就是片层集束尺寸^[2]。因此, 片层集束尺寸的减小能直接减小滑移长度并提高疲劳强度。激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 具有非常细小的片层显微组织, 片层集束尺寸细小。集束内并列共晶生长的 α/β 片层遵守伯格斯特取向关系: $\{110\}_{\beta} // \{0001\}_{\alpha}, \langle 111 \rangle_{\beta} // [2110]_{\alpha}$ 。但是, 片层内滑移方向之间只是近似平行, 存在一个较小的夹角。两相内这种滑移方向的偏差, 加之两相变形能力的不协调性(β 相比 α 相硬, 片层厚度差异悬殊), 容易使在裂纹形核扩展中滑移在相界面处受阻。所以在疲劳裂纹形核过程中裂纹扩展极为有限的长度(通常一个片层厚度或集束的尺寸)就会遇到下一个片层或取向不同的集束, 因此其有效滑移长度很短。另一方面, 在取向不同的集束界面处裂纹扩展受阻, 裂纹极易改变方向扩展进入下一个片层集束, 这样一方面有效增加了裂纹扩展路径长度, 另一方面在裂纹扩展方向改变的同时通常伴随着 α/β 片层集束界面处的撕裂变形, 增加了能量消耗, 从而增加了源区裂纹扩展阻力。以上原因导致激光熔沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金具有很高的疲劳强度。

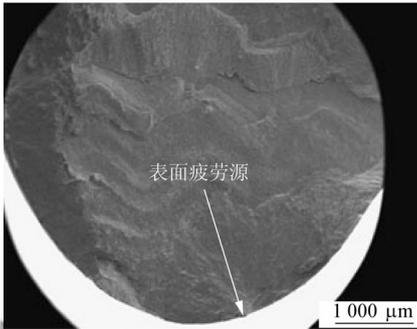
2.2 断裂表面和疲劳行为

图 4 显示了激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金典型的疲劳断裂表面形貌。由图 4 可知, 试样疲劳裂纹形核位置唯一。低应力水平下, 裂纹源位置在试样内部, 距表面 0.4 ~ 1.0 mm (图 4(a)); 而高应力水平下裂纹倾向于在试样表面形核, 然后向内部扩展(图 4(b))。疲劳裂纹形核位置从试样内部向表面过渡发生的应力水平范围为 750 ~ 800 MPa。但在分析 850 MPa 应力水平下疲劳断口时发现, 其疲劳源位置在试样内部一个尺寸为 60 μm 的气孔处(图 4(c))。疲劳源区通常都能观察到尺寸较大数量唯一的气孔存在。疲劳裂纹优先在这些气孔处形核。所以裂纹形核位置更主要地取决于尺寸较大气孔的位置。这些气孔是在激光沉积成形过程中随机产生的, 其位置随机存在, 所以疲劳裂纹形核位置也有一定的随

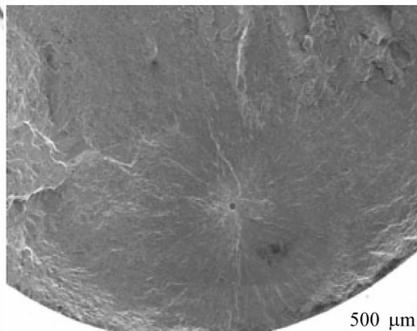
机性。形核位置或疲劳寿命与应力水平之间并不能确定严格的相关性。



(a) $\sigma_{\max}=700$ MPa, $N_f=1.43 \times 10^6$



(b) $\sigma_{\max}=800$ MPa, $N_f=6.17 \times 10^6$



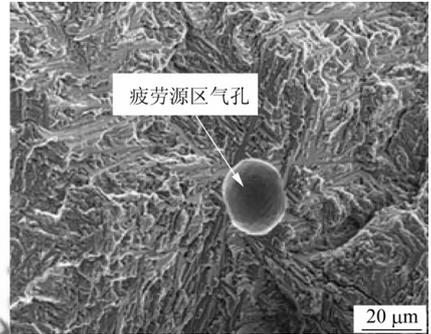
(c) $\sigma_{\max}=850$ MPa, $N_f=5.30 \times 10^4$

图 4 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金疲劳断裂表面形貌

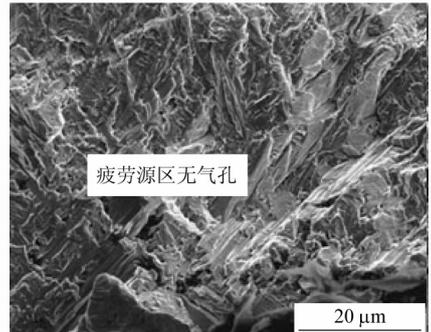
Fig. 4 SEM fractographs of laser deposited Ti-6Al-2Zr-Mo-V alloy

图 5 所示为疲劳失效试样疲劳源区典型的断口形貌。由图 5 可知,750 MPa 应力水平试样内部疲劳源区有一个约 20 μm 的气孔(图 5(a)),850 MPa 试样表面疲劳源区气孔尺寸约为 30 μm (图 5(c))。而 800 MPa 试样表面疲劳源区没有发现明显的气孔(图 5(b))。通常疲劳寿命随着应力水平的提高不断降低。800 MPa 试样疲劳失效寿命接近于 750 MPa,但是远高于 850 MPa。这说明,气孔对激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 疲劳寿命和强度影响很大。从气孔分布特征来看,同样在 850 MPa 应力水平下,图 5(c)中的气孔在表

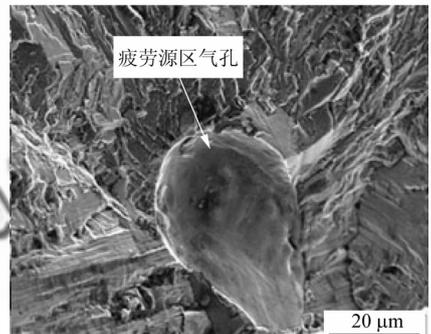
面(尺寸约 30 μm),图 4(c)中的气孔在内部(尺寸约 60 μm),前者疲劳寿命比后者短。可见,气孔分布越向内部对疲劳寿命的损伤越小。



(a) $\sigma_{\max}=750$ MPa, $N_f=7.00 \times 10^5$



(b) $\sigma_{\max}=800$ MPa, $N_f=6.17 \times 10^5$



(c) $\sigma_{\max}=850$ MPa, $N_f=3.90 \times 10^4$

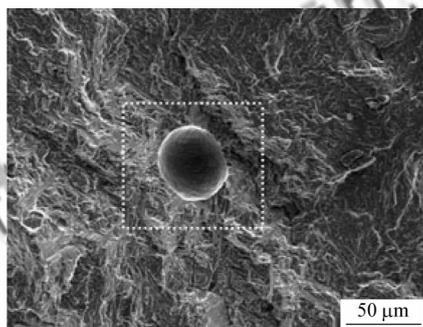
图 5 疲劳裂纹源区形貌

Fig. 5 SEM micrographs of fatigue crack initiation region morphologies

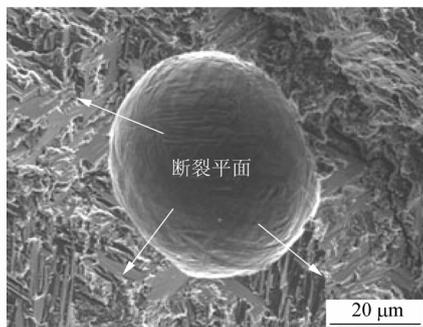
金相组织分析结果表明激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 显微组织整体是几乎全致密的细小片层组织。这就说明,材料组织中的气孔缺陷密度相对很低,但却在较大尺寸范围内存在。对所有试样的疲劳断口分析结果表明,其断口平面上的较大尺寸气孔数量唯一,即为疲劳源区存在的气孔。气孔尺寸范围为 20~80 μm ,大于片层集束尺寸。而高周疲劳性能对组织尤为敏感。疲劳裂纹形核优先在缺陷处进行。相对较低密度的缺陷依然会对疲劳强度产生很大的影响。在循环疲劳应力的作用下,气孔处发生局部应力集中,使得气

孔周围区域局部有效应力大幅增加,塑性区域也增大,从而为气孔周围的位错运动和滑移变形提供了更大的动力和能量,加快了微裂纹的萌生过程和主裂纹的形成进度,并且加快了疲劳源区裂纹扩展速率。缩短了源区裂纹形核扩展的寿命,大大降低整个试样的疲劳寿命和疲劳强度。

图6所示为700 MPa应力水平典型疲劳源区形貌。其高倍SEM照片显示,源区气孔周围疲劳裂纹萌生扩展为明显的平面断裂模式(图6(b))。在气孔左上位置处SEM照片显示,疲劳源区断裂形貌特征为细小 α/β 片层一定滑移面的解理断裂和 α/β 片层撕裂的混合形貌(图7(a))。滑移面的解理断裂形成大量的断裂平面和平台。断裂平面尺寸约为 $5\sim 20\ \mu\text{m}$,与片层集束尺寸相当。这些平面尺寸较小,取向不同,这是由不同取

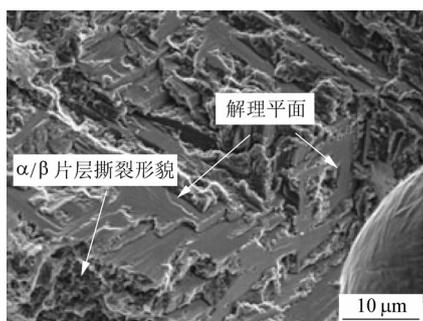


(a)

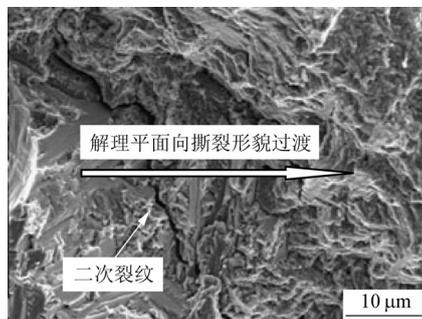


(b)

图6 700 MPa应力水平下疲劳裂纹源区形貌
Fig.6 SEM micrographs of fatigue crack initiation region($\sigma_{\text{max}} = 700\ \text{MPa}$)



(a)



(b)

图7 疲劳源区解理平面、撕裂混合形貌和裂纹扩展不同阶段断口过渡形貌

Fig.7 Cleavage facets and tearing pattern in fatigue crack initiation region and morphology transition of fracture surface associated with change of different crack propagation stages

向的细小片层集束内滑移面分离断裂所致。随着裂纹从源区扩展进入稳定扩展阶段,其扩展断裂形貌也从解理平面过渡到撕裂形貌和疲劳条带,并且在过渡区域可以观察到二次裂纹(图7(b))。

2.3 应力水平对疲劳性能和行为的影响

研究表明,应力强度因子范围与疲劳行为的组织敏感性有一定的关系。通常,在疲劳裂纹形核和短裂纹的扩展中,应力强度因子范围值越低,裂纹尖端循环塑性区尺寸越小。当循环塑性区尺寸与材料特征组织尺寸(如晶粒尺寸、片层集束尺寸)相当或者小于后者时,疲劳行为表现出很高的组织敏感性^[9-10]。材料显微组织的细节都会显著影响疲劳裂纹扩展。因此,疲劳源区裂纹形核和扩展具有较强的组织敏感性,源区形貌往往表现为显微组织一定面上的脆性解理断裂,或者不同相表现出不同的断裂形貌和特征。图5(b)和图8为高、低不同应力下疲劳失效源区断口表面形貌。图8为625 MPa(低应力水平)源区形貌。可以明显看到,断口形貌具有很高的组织敏感性。敏感尺寸达到了单个 α 、 β 片层尺寸的细小组织单元,断口表面可以明显观察到 α 片层沿滑移面分离断裂和 β 片层撕裂的形貌特征。原始 α 、 β 片层排列的痕迹还清晰可见,这些片层痕迹和原始片层有一样的形貌和尺寸。而高应力下疲劳源区和扩展区疲劳行为组织敏感性较弱(图5(b)),只达到 α/β 片层集束尺寸组织单元的敏感范围, α 、 β 片层同时遵守伯格取向关系一起沿滑移面发生脆性解理断裂。只能观察到尺寸较大的片层集束内沿滑移面解理断裂的小平面形貌,并没有观察到单

个片层的断裂形貌,可见,应力水平对激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 疲劳行为和断裂模式有明显影响。应力水平越低,疲劳裂纹萌生和扩展模式表现为越细小尺寸范围内特征组织的断裂。

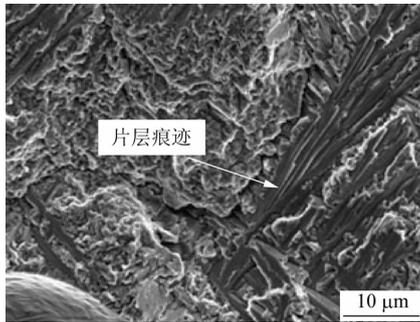


图 8 625 MPa 应力水平下疲劳裂纹源区形貌
Fig. 8 SEM micrograph of fatigue crack initiation region ($\sigma_{\max} = 625$ MPa)

3 结 论

(1) 疲劳裂纹优先在气孔处形核萌生,气孔的存在降低了疲劳寿命和强度,激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 具有较高的疲劳强度,高周应力疲劳极限可达到 625 MPa ($R=0.1$)。

(2) 激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 具有取向随机的细小片层显微组织。可获得较短的滑移长度,从而一定程度上提高了高周应力裂纹形核阻力。

(3) 疲劳源区裂纹通过解理平面和撕裂形貌扩展。这些尺寸较小的平面由细小 α/β 片层一定滑移面解理断裂形成。

(4) 应力水平对疲劳行为有一定影响。疲劳源区低应力水平下疲劳行为敏感尺寸达到单个 α, β 片层的细小组织单元,高应力水平下其敏感尺寸则与片层集束尺寸相当。

参 考 文 献

- [1] Peters J O, Lütjering G. Comparison of the fatigue and fracture of $\alpha + \beta$ and β titanium alloys[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2001, 32(11): 2805-2818.
- [2] Lütjering G. Influence of processing on microstructure and mechanical properties of ($\alpha + \beta$) titanium alloys[J]. Materials Science and Engineering A, 1998, 243(1-2): 32-45.

- [3] Lütjering G, Gysler A, Bunk W. Titanium science and technology[C] // Proceedings of the Fifth International Conference on Titanium. 1984, 4: 2065.
- [4] Jin O, Mall S. Effects of microstructure on short crack growth behavior of Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 359(1-2): 356-367.
- [5] Li S K, Xiong B Q, Hui S X, et al. Effects of microstructure on fatigue crack growth behavior of Ti-6Al-2Zr-1Mo-1V ELI alloy[J]. Materials Characterization, 2008, 59(4): 397-401.
- [6] Li S K, Xiong B Q, Hui S X, et al. Comparison of the fatigue and fracture of Ti-6Al-2Zr-1Mo-1V with lamellar and bimodal microstructures[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 460-461: 140-145.
- [7] Li F G, Yu X L, Jiao L K, et al. Research on low cycle fatigue properties of TA15 titanium alloy based on reliability theory[J]. Materials Science and Engineering A, 2006, 430(1-2): 216-220.
- [8] 王华明, 张凌云, 李安, 等. 金属材料快速凝固激光加工与成形[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(10): 962-967.
Wang Huaming, Zhang Lingyun, Li An, et al. Rapid solidification laser processing and forming of advanced aeronautical metallic materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(10): 962-967. (in Chinese)
- [9] Yoder G R, Cooley L A, Crooker T W. Observations on microstructurally sensitive fatigue crack growth in a wide anstätt Ti-6Al-4V alloy[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1977, 8(11): 1737-1743.
- [10] Yoder G R, Cooley L A, Crooker T W. Fatigue crack propagation resistance of beta-annealed Ti-6Al-4V alloys of differing interstitial oxygen contents[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1978, 9(10): 1413-1420.

作者简介:

贺瑞军(1982—) 男,博士。主要研究方向:激光材料加工与制造技术。

Tel: 13811916860

E-mail: herie_6860@163.com

王华明(1962—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:激光材料加工与制造技术。

Tel: 010-82317102

E-mail: wanghm@buaa.edu.cn

(编辑:蔡斐,杨冬)