

激光沉积 TC4/TC11 梯度材料组织与疲劳性能研究

何波¹, 雷涛¹, 孙长青², 杨光^{1,3}

(1. 沈阳航空航天大学, 辽宁 沈阳 110136)

(2. 沈阳工程学院, 辽宁 沈阳 110136)

(3. 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 辽宁 沈阳 110136)

摘要: 为了研究激光沉积 TC4/TC11 钛合金梯度材料的组织与疲劳性能, 采用激光沉积制造技术制备两种不同过渡方式的 TC4/TC11 复合材料。观察不同过渡方式复合材料的显微组织, 测试两种复合材料分别在 550 和 800 MPa 下的疲劳性能, 并对疲劳断口进行分析。结果表明, 相比直接过渡的复合材料, 具有 3 层过渡层梯度材料的显微组织过渡界面不明显, 过渡区组织结合紧密; 具有 3 层过渡层的梯度材料在两种应力下的疲劳寿命均比直接过渡的高, 低应力下相对提高了 129.3%, 高应力下相对提高了 81.8%; 直接过渡复合材料在裂纹扩展时沿着 α 片层集束开裂, 滑移面较大, 疲劳寿命较低; 具有 3 层过渡层的梯度材料, 裂纹扩展沿着单个 α 片层滑移开裂, 滑移面小, 裂纹扩展路径比较曲折, 疲劳寿命高。

关键词: 激光沉积制造; 钛合金; 梯度材料; 显微组织; 疲劳性能

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2019)09-3048-07

随着航空航天事业的不断发展, 飞机结构构型不断向整体化和结构功能一体化发展。对双性能复合结构提出了明确的需求^[1,2], 要求整体构件的不同部位具备不同的性能。梯度材料作为一种典型的非均匀材料, 具有良好的可设计性, 通过改变梯度材料的组分和微观结构, 可以达到在不同区域具备不同功能的目的。这些传统材料无法比拟的特性, 使梯度材料在航空航天等领域具有重要的发展应用前景^[3]。

激光沉积制造 (laser deposition manufacturing, LDM) 技术是在快速成形技术和激光熔覆技术基础上发展起来的制造技术^[4], 该技术已成功应用于高性能复杂零件的直接成形^[5-7]以及高价值零件的高质量修复^[8,9]。LDM 技术是制备梯度材料的理想方法, 采用同轴实时变比例送粉方法, 以高功率激光束熔化金属粉末, 通过逐层叠加实现材料和性能的梯度分布。通过该技术可以方便、快捷地制造出大尺寸、形状复杂、高性能的梯度结构。

钛合金耐蚀性好、密度小、比强度高、韧性好, 在航空航天、石油化工、造船、汽车、医药等领域都得了广泛的应用^[10-12]。TC4 和 TC11 钛合金都是 $\alpha+\beta$ 型双相钛合金。TC4 钛合金长时间工作温度可达 400 °C, 具

有优良的综合性能, 主要用来制造飞机结构和航空发动机叶片等, 是应用最为广泛的中等强度钛合金^[13]。TC11 是制造航空发动机转子叶片、压气机盘的高强度钛合金, 可在 500 °C 下长期工作。TC4/TC11 梯度复合结构在飞机框架、发动机整体叶盘等大型复杂关键钛合金构件制造中具有广阔的应用前景^[14]。而在航天航空领域, 复合结构服役过程中承受循环载荷, 若结构发生疲劳破坏, 会对机体及飞行员的安全造成严重后果, 因此提高结构的疲劳性能具有非常重要的现实意义。

本实验选定 TC4 钛合金为基材, TC4 和 TC11 钛合金粉末为原料, 采用 LDM 技术在 TC4 基材上制备两种不同过渡方式的 TC4/TC11 钛合金材料, 观察其显微组织, 并对其疲劳寿命试验, 探究过渡方式对其疲劳寿命的影响, 为新型结构设计提供参考依据。

1 实验

TC4/TC11 钛合金梯度材料激光沉积制造实验在沈阳航空航天大学建立的激光沉积制造系统上完成, 该系统包括: 半导体激光器, 最大功率为 6 kW、同步送粉系统、四路同轴送粉嘴、三轴运动系统、气体循环净化系统和氩气保护箱等, 整个实验过程在氩惰性

收稿日期: 2018-09-10

基金项目: 国家重点研发计划项目(2017YFB1104002); 工信部民用飞机专项科研项目(MJZ-2016-G-71); 辽宁省教育厅科学研究项目(L201738, LQN201722); 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室开放基金(SHSYS2017007)

作者简介: 何波, 女, 1978 年生, 博士, 副教授, 沈阳航空航天大学机电工程学院, 辽宁 沈阳 110136, 电话: 024-89728683, E-mail: hebo1978@163.com

气体氛围下进行，严格控制保护箱内的氧含量。

实验基材选用 TC4 钛合金锻件，TC4 和 TC11 钛合金材料的化学成分组成如表 1，TC4 和 TC11 钛合金粉末粒度为 60~160 μm。实验前用砂纸将基材打平并去掉氧化皮，用丙酮擦拭清洗表面杂质及油污。采用两种不同的过渡方式制备 TC4/TC11 梯度材料，一种是 TC4 和 TC11 直接过渡，另一种是 TC4 和 TC11 之间有 3 层梯度层，每层组分含量如表 2 所示。主要工艺参数为：激光功率 2 kW，光斑直径 3 mm，扫描速度 10 mm/s，送粉速度 1~3 g/min，搭接率 50%，两种材料在送粉过程中参数保持不变。两种过渡层数的沉积块尺寸均为 90 mm×30 mm×75 mm。将两沉积块进行普通退火热处理，退火工艺为 550 °C 保温 4 h，空冷。

金相试样经打磨抛光后，用 Kroll 腐蚀剂（HF，HNO₃，H₂O 体积比为 1:3:100）进行腐蚀，采用 O-LYMPUS 光学显微镜(OM)观察两种过渡方式下各层显微组织。制备光滑棒状疲劳试样（K_t=1），进行轴向加载的拉-拉高周疲劳试验，试样轴向平行于沉积方向，疲劳试验取样示意图如图 1 所示，光滑棒状疲劳试样如图 2 所示，疲劳试验在 MTS-810 疲劳试验机

上进行，试验环境为室温条件，应力比为 0.1，加载频率为 120~130 Hz，控制波形为正弦波。整个实验分成 A、B、C、D 4 组，A 组为直接过渡材料在应力水平 550 MPa 下进行的，B 组为 3 层过渡层的梯度材料在应力水平 550 MPa 下进行的，C 组为直接过渡材料在应力水平 800 MPa 下进行的，D 组为 3 层过渡层的梯度材料在应力水平 800 MPa 下进行的。对试验所得到的数据进行可靠性分析，计算各组中值疲劳寿命。采用 S-3400N 扫描电子显微镜对疲劳断口进行观察分析。

2 结果与讨论

2.1 显微组织分析

图 3 为激光沉积直接过渡 TC4/TC11 复合材料沉积态显微组织，为典型的网篮组织，α 片层取向随机、相互交叠。图 3a、3b 分别为 TC4 端和 TC11 端显微组织，α 相以 α 片层的形式随机分布在 β 相里。两侧 α 片层的大小有明显的不同，TC4 的 α 片层比较粗大，长宽比约为 13，而 TC11 侧多由针状 α 相组成，长宽比约为 30，这是因为 TC4 中的 α 相稳定元素 Al 的含量高于 TC11。在细长的 α 片层组织间充满短棒状的 α

表 1 钛合金的化学成分

Table 1 Chemical composition of TC4 and TC11 alloys (ω/%)

Alloy	Al	V	Mo	Zr	Si	C	O	N	H	Ti
TC4	5.65	4.02	-	-	-	0.062	0.15	0.015	0.012	Bal.
TC11	5.48	-	3.54	1.57	0.32	0.024	0.02	0.012	0.010	Bal.

表 2 各层的成分组成

Table 2 Composition of each layer (ω/%)

Layer No.	TC4	TC11
1	75	25
2	50	50
3	25	75

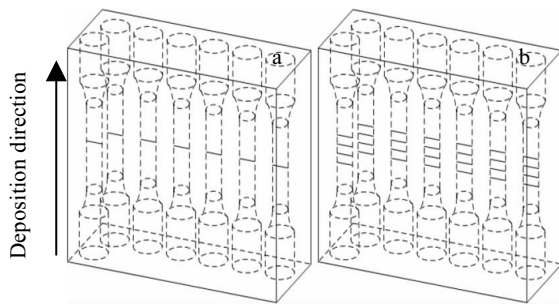


图 1 取样方向示意图

Fig.1 Schematic diagram of sampling direction: (a) direct transition and (b) 3 transition layers

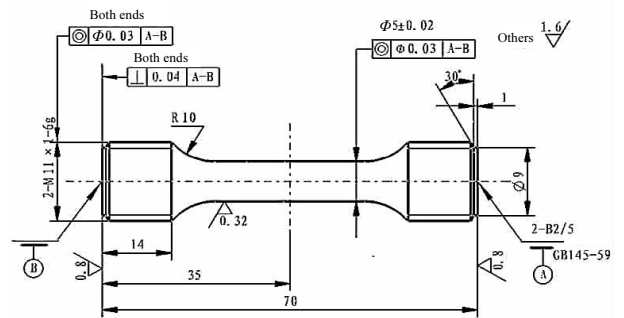


图 2 光滑棒状疲劳试样

Fig.2 Schematic diagram of the fatigue specimen

相，在激光沉积过程中，α 相在晶界或晶内形核生长，而 α 相生长方向和生长速度各不相同，在相互接触时停止生长，造成生长速度快的 α 相成板条状，生长速度慢的成短棒状。图 3c 为过渡层的显微组织，过渡界面比较明显，组织较粗大的为 TC4，组织细小的为 TC11，虽然 TC4 和 TC11 采取直接过渡的方式，仍能看到过渡

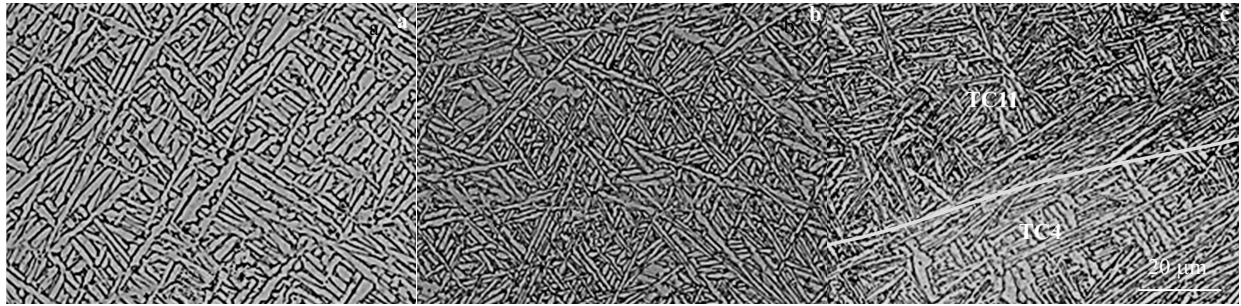


图 3 直接过渡的 TC4/TC11 材料沉积态显微组织

Fig.3 As-deposited microstructure of directly transitioned TC4/TC11 materials: (a) TC4 alloy, (b) TC11 alloy, and (c) TC4/TC11 transition zone

界面附近约有 15 μm 的过渡层,这是由于 TC11 层成形过程中,在高功率激光的作用下,在前一层的 TC4 层上形成熔池,使部分 TC11 融入到 TC4 层中,粗大的 α 片层和针状 α 片层取向随机地混合在一起。

图 4 为激光沉积 3 层过渡层的 TC4/TC11 梯度材料不同梯度层的沉积态显微组织,图 4a、4b、4c 分别为第 1 层、第 2 层和第 3 层的显微组织。由图可以看出,各层的组织形貌比较相似,两种材料按一定比例较为均匀地混合分布,与图 3 相似,较粗大的 α 片层为 TC4,针状 α 片层为 TC11,细小的 α 片层随机分布在粗大的 α 片层组织里,看不到明显的过渡界面,组织更加紧密的结合在一起。从第 1 层到第 3 层,针状 α 片层逐渐增多,使梯度材料逐渐均匀地从 TC4 侧过渡到 TC11 侧使其连成一个整体。

图 5a、5b 分别为激光沉积直接过渡和 3 层过渡层材料的退火态显微组织,组织形貌与沉积态相似,均为网篮组织。由于去应力退火温度低于 TC4/TC11 合金相变点,不会发生再结晶,空冷过程中次生 α 相从 β 相中沿着初生 α 相析出,使 α 片层有所长大,α 片层长宽比减小,使去应力退火后材料的显微组织更加均匀。

2.2 疲劳寿命分析

由疲劳试验得到两种过渡方式 TC4/TC11 钛合金复合材料疲劳寿命的原始数据,利用统计分析法对原始数据进行可靠性分析,得到的结果如表 3 所示。疲劳寿命基本遵循对数正态分布,由于正态分布在确定置信度和最少试样个数方面具有优越性,本研究基于疲劳寿命遵循对数正态分布的假定,利用成组试验法测定中值疲劳寿命。由实验结果,依次计算出每组样本的对数疲劳寿命平均值 \bar{x} 、标准差 s 、变异系数 C_v 、中值疲劳寿命 N_{50} 。取置信度 γ 为 90%、误差限度 σ_{max} 为 5%,根据变异系数 C_v 和最少观测个数表^[15]查出,每组分别最少需要 6, 4, 4, 6 个观测值。本实验每组均取 6 个试样,满足观测值对样本个数的要求。

如表 3 所示,在相同应力下,具有 3 层过渡层的梯度材料明显比直接过渡材料的中值疲劳寿命高。在最大应力为 550 MPa 作用下,直接过渡材料的中值疲劳寿命为 2.01×10^6 ,而具有 3 层过渡层梯度材料的中值疲劳寿命达到了 4.61×10^6 ,相对提高了 129.3%;在最大应力为 800 MPa 作用下,直接过渡材料的中值疲劳寿命为 0.99×10^5 ,而具有 3 层过渡层梯度材料的中值疲劳寿命达到了 1.80×10^5 ,相对提高了 81.8%。目

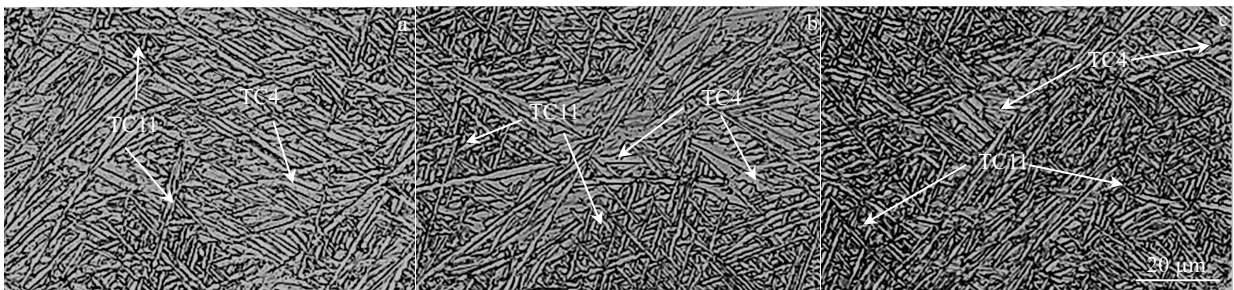


图 4 3 层过渡层梯度材料不同梯度层的显微组织

Fig.4 Microstructure of transition zones in gradient materials with 3 transition layers: (a) the first layer, (b) the second layer, and (c) the third layer

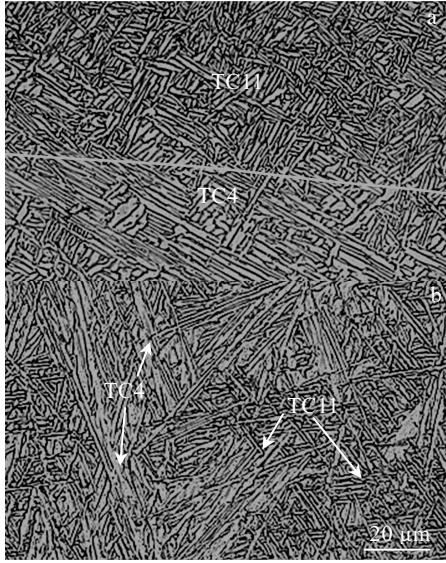


图 5 激光沉积梯度材料退火态显微组织

Fig.5 Annealed microstructure of gradient materials by laser deposition: (a) direct transition and (b) 3 transition layers

前尚未见针对 TC4/TC11 梯度材料疲劳性能的研究, 查手册^[16]与 TC4 和 TC11 进行寿命对比得出, 两种材料在 550 和 800 MPa 两种应力下的疲劳寿命都高于 TC4, 而低于 TC11, 由组织分析可知, 这是因为 TC11 的显微组织较为细小。

结果表明, 具有 3 层过渡层的 TC4/TC11 梯度材料在各应力下均比直接过渡 TC4/TC11 材料的疲劳寿命高, 说明 3 层过渡层使 TC4 和 TC11 两种材料更好地结合在一起, 有助于提高 TC4/TC11 钛合金梯度材料的疲劳性能。另外, 虽然 TC4/TC11 梯度材料综合了 TC4 和 TC11 的优良性能, 但与 TC11 相比其疲劳性能有所降低。

2.3 疲劳断口分析

图 6 为激光沉积 TC4/TC11 钛合金梯度材料典型的疲劳断口宏观形貌, 图 6a、6b 是在 550 MPa 下的疲劳断口形貌, 图 6c 是在 800 MPa 下的疲劳断口形貌。由图可知, 550 MPa 下裂纹源均在试样内部产生, 800 MPa 下裂纹源在试样表面的应力集中处产生。这

表 3 两种材料疲劳寿命参数

Table 3 Parameters of the fatigue lifes of two materials

Transition method	σ_{max}/MPa	Number of specimen, n	Logarithmic mean life, \bar{x}	Standard deviation, s	Coefficient of variation, C_v	Median fatigue life, $N_{50} \times 10^5$
Direct transition	550	6	3.303445	0.109142	0.057945	20.1
	800	6	1.994287	0.069592	0.034896	0.99
3 transition layers	550	6	3.663636	0.141385	0.038591	46.1
	800	6	2.254517	0.132557	0.058796	1.8

是因为高应力下, 应力强度因子高, 试样表面的应力集中远高于试样内部, 导致优先在试样表面产生裂纹源, 然后向内部不断扩展直至断裂。

另外, 图 6a、6b 中的裂纹扩展区明显大于图 6c 的裂纹扩展区, 即低应力水平下瞬断区较小, 高应力水平下瞬断区较大。这是因为在裂纹扩展时, 裂纹尖端的应力强度因子与应力大小和裂纹尺寸有关, 应力

和裂纹尺寸越大, 应力强度因子越高。随着裂纹的不断扩展, 裂纹尺寸逐渐增大, 高应力水平下, 使应力强度因子提前达到材料的断裂韧度, 导致裂纹失稳扩展而断裂, 形成尺寸较大的瞬断区。

图 7a、7b 分别为图 6a、6b 疲劳源区的微观形貌, 7a 是 3 层过渡层的梯度材料, 7b 是直接过渡材料, 疲劳源均为激光沉积制造时产生的微小气孔。2 个疲劳

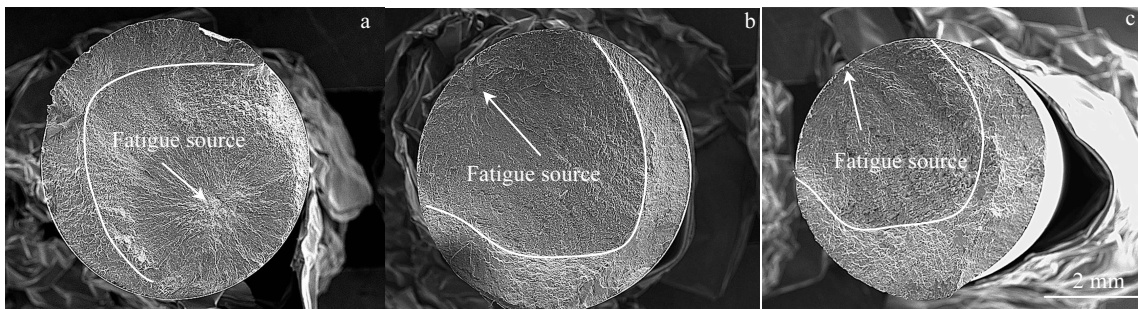


图 6 激光沉积 TC4/TC11 梯度材料疲劳断裂宏观形貌

Fig.6 Macro fatigue fracture of TC4/TC11 gradient material: (a) 550 MPa, 3 transition layers; (b) 550 MPa, direct transition; (c) 800 MPa, direct transition

源的气孔尺寸相差不大，但都大于 α 片层集束尺寸。高周疲劳性能对组织具有敏感性^[17]，在循环应力的作用下，由于气孔边缘区域应力集中系数较大，将会在此处产生较高的应力集中，导致局部应力比较高，为气孔周围 α 片层的滑移和位错提供了能量，使疲劳裂纹优先在气孔处形核。

另外，图 7a 的疲劳寿命高于图 7b，原因有两个：一是气孔的分布位置不同，由图 6 可知，图 7a 的气孔距离试样表面比图 7b 的更远。气孔的尺寸相差不大时，气孔距离表面越近疲劳裂纹萌生寿命越短^[18]。因为距离表面近的气孔，在相同循环应力作用下，气孔周围产生较高的应力集中，使裂纹萌生越快，从而降低其寿命。二是断口的分布位置，图 7a 断口在过渡区，图 7b 断口在 TC4 端，由图 7 中可以看到，疲劳源区的断裂模式均为滑移面开裂的解理断裂和 α 片层撕裂的混合形貌，而图 7a 中滑移面沿着单个 α 片层开裂，滑移面较小，图 7b 中滑移面沿着 α 片层集束开裂，滑移面尺寸相对较大。组织分析结果表明，各梯度层组织结合紧密，粗大的 TC4 α 片层和细小的 TC11 α 片层随机的相互重叠在一起，当裂纹沿着 TC4 α 片层滑移开裂时，容易遇到垂直或交叉分布在其中的 TC11 α 片层，改变裂纹的扩展方向，使裂纹扩展路径变得更为曲折，从而使裂纹扩展寿命得到提高。

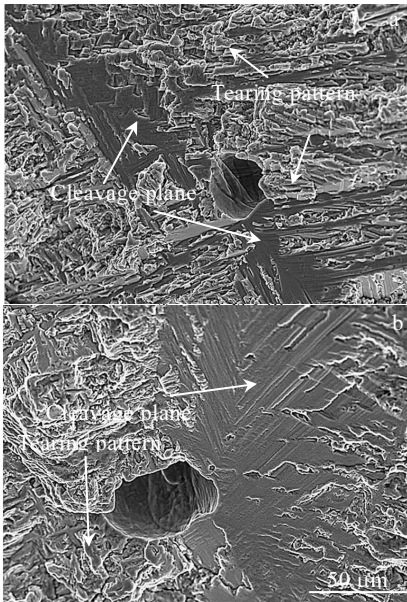


图 7 疲劳源区微观形貌

Fig.7 Microcosmic morphology of fatigue source zone: (a) 3 transition layers, $N_f=7.34 \times 10^6$ and (b) direct transition $N_f=3.96 \times 10^6$

图 8 是直接过渡材料的试样在 800 MPa 应力下不同区域的疲劳裂纹扩展区形貌，在裂纹扩展区有疲劳条带和二次裂纹的产生。疲劳条带垂直于裂纹扩展方向，条带间相互平行，成波浪形状。

图 8a 中的二次裂纹平行于疲劳条带，裂纹扩展范围较短，深度较浅。此类二次裂纹是在主裂纹垂直 α 片层扩展形成疲劳条带的过程中，片层界面受到剪切撕裂应力的作用下开裂而形成的。图 8b 中不仅有平行于疲劳条带的二次裂纹，还有与疲劳条带近似垂直的二次裂纹。这种二次裂纹是在主裂纹扩展的过程中，扩展到晶界处受到较大的阻力发生分支扩展而产生的，产生二次裂纹的过程中消耗了一部分主裂纹扩展能量，从而减轻了主裂纹扩展中所遇到的阻力，使二次裂纹继续扩展下去，所以这种二次裂纹在与主裂纹垂直的方向上扩展很深，扩展范围较大且路径较长。虽然两种裂纹的形成方式和开裂特征不同，但它们在主裂纹扩展的过程中，都消耗了大量的能量，降低了主裂纹扩展速率，从而提高了疲劳寿命。

图 9a、9b 分别为 550 和 800 MPa 下断口的瞬断区微观形貌，整体形貌与拉伸断口相似，均由瞬断区典型形貌韧窝组成。低应力下的瞬断区韧窝小而浅，高应力下的瞬断区韧窝大而深。因为低应力下瞬断区较小，在韧窝变形还不充分时就发生了断裂。相反在高应力下的瞬断区较大，当韧窝变形到一定程度，不足以抵抗应力作用时才会发生断裂，所以高应力下瞬断区的韧窝较大且较深。

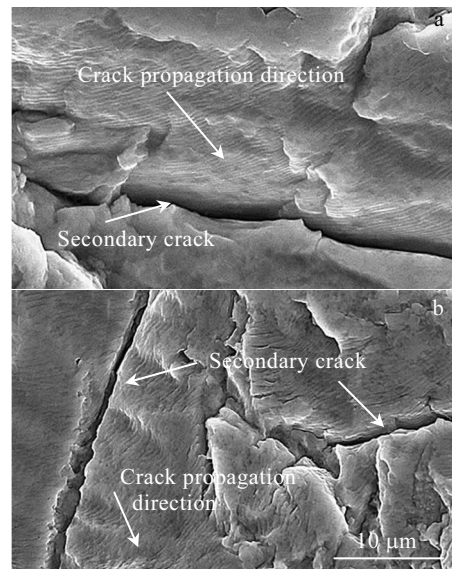


图 8 裂纹扩展区微观形貌

Fig.8 Microscopic morphology of crack propagation zone: (a) secondary cracks parallel to fatigue strip and (b) secondary crack perpendicular to the fatigue strip

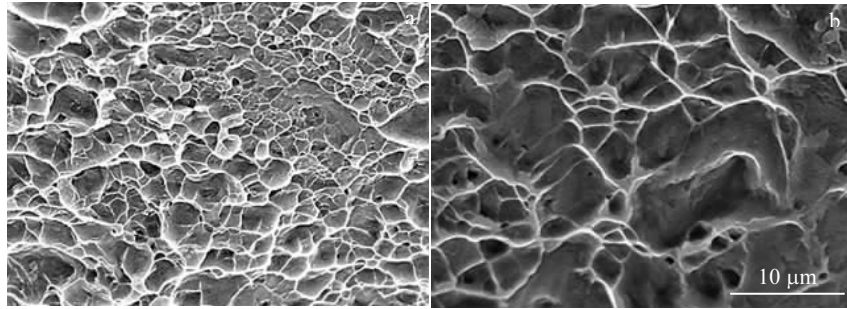


图9 瞬断区微观形貌

Fig.9 Micro-morphology of the short-break zone: (a) low stress and (b) high stress

3 结 论

1) 激光沉积具有3层过渡层的TC4/TC11钛合金梯度材料, TC4和TC11在过渡区紧密结合, 过渡界面不明显。

2) 激光沉积具有3层过渡层的TC4/TC11梯度材料在不同应力下的疲劳寿命比直接过渡材料都有所提高, 低应力下相对提高了129.3%, 高应力下相对提高了81.8%。

3) 直接过渡材料, 过渡界面明显, 裂纹扩展时沿着 α 片层集束开裂, 滑移面较大, 疲劳寿命相对较低。

4) 具有3层过渡层的梯度材料, 过渡区的组织均匀混合、随机交叠在一起, 裂纹扩展沿着单个 α 片层滑移开裂, 滑移面小, 使裂纹扩展路径变得更为曲折, 提高了材料的疲劳寿命。

参考文献 References

- [1] Li Yong (李永), Song Jian (宋健), Zhang Zhimin (张志民). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2005, 34(5): 178
- [2] Zhang Yongzhong (张永忠), Liu Yantao(刘彦涛), Cao Ye(曹晔). *Aeronautical Manufacturing Technology*(航空制造技术)[J], 2015(10): 44
- [3] Noor A K, Venneri S L, Paul D B *et al. Computers and Structures*[J], 2000, 74(5): 507
- [4] Anonymous. *Manufacturing Engineering*[J], 2008, 140(2): 39
- [5] Wang Huaming(王华明), Zhang Shuquan(张述泉), Wang Xiangming(王向明). *Chinese Journal of Lasers*(中国激光)[J], 2009, 36: 3205
- [6] Frank G Arcella, Froes F H. *JOM*[J], 2000, 52(5): 28
- [7] Xue L J. *Chinese Journal of Lasers*[J], 2009, 36: 3179
- [8] Zhang Yongzhong(张永忠), Shi Likai(石力开). *Aeronautical Manufacturing Technology*(航空制造技术)[J], 2010(8): 47
- [9] Huan Qi, Magdi Azer, Prabhjot Singh. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*[J], 2010, 48: 121
- [10] Maawad E, Sano Y, Wagner L *et al. Materials Science & Engineering A*[J], 2012, 536: 82
- [11] Boyer R, Welsch G, Collings E W. *Materials Properties Handbook: Titanium Alloys*[M]. Ohio: ASM International, 1994: 3
- [12] Msaawad E, Sano Y, Wagner L *et al. Materials Science and Engineering A*[J], 2012, 536: 82
- [13] Xue Lei(薛蕾), Chen Jing(陈静) Lin Xin(林鑫) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2007, 36(6): 989
- [14] Zhang Lingyun(张凌云), Tang Haibo(汤海波), Wang Xiangming(王向明) *et al. Science and Technology Innovation Herald*(科技创新导报)[J], 2016(13): 177
- [15] Gao Zhentong(高镇同), Jiang Xintong(蒋新桐), Xiong Junjiang(熊峻江) *et al. Fatigue Performance Test Design and Data Processing*(疲劳性能试验设计和数据处理)[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1995: 175
- [16] Yan Minggao(颜鸣皋), Liu Bocao(刘伯操), Shi Changxu(师昌绪) *et al. Engineering Materials Practical Manual*(工程材料实用手册第2版)[M]. Beijing: China Standard Press, 2002: 104
- [17] He Ruijun(贺瑞军), Wang Huaming(王华明). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2010, 31(7): 1488
- [18] Yang Guang(杨光), Liu Jiapeng(刘佳蓬), Qin Lanyun(钦兰云). *Chinese Journal of Rare Metals*(稀有金属)[J], 2018, 42(11): 272

Microstructure and Fatigue Properties of TC4/TC11 Gradient Materials by Laser Deposition

He Bo¹, Lei Tao¹, Sun Changqing², Yang Guang^{1,3}

(1. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

(2. Shenyang Institute of Engineering, Shenyang 110136, China)

(3. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to study the microstructure and fatigue properties of laser deposited TC4/TC11 gradient materials, directly transitioned and gradiently transitioned TC4/TC11 composite materials were prepared by laser deposition manufacturing technology. The microstructures of composite materials by different transition were observed, the fatigue properties of these two composite materials under stresses of 550 MPa and 800 MPa were tested, and fatigue fractures were analyzed. The results show that the interface of the microstructure of the gradient material with 3 transition layers is not obvious, and microstructures of TC4 and TC11 are integrated more tightly in the transition zone than that of the directly transition composite materials. The fatigue life of the gradient material with 3 transition layers under either stress is higher than that of the direct transition, which is relatively increased by 129.3% under low stress and 81.8% under high stress. The direct transition composite material cracks along the bunch of α -sheet during crack propagation, with a large sliding surface and a short fatigue life. The cracks of gradient material with 3 transition layers grow along a single α -sheet, the slip plane is small, and the crack propagation path is more tortuous, which prolongs the fatigue life.

Key words: laser deposition manufacturing; titanium alloy; gradient materials; microstructure; fatigue properties

Corresponding author: Yang Guang, Ph. D., Professor, Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, P. R. China, Tel: 0086-24-89723852, E-mail: yangguang@sau.edu.cn