

激光修复 TC18 钛合金组织及性能特征

郑超, 胡生双, 张颖, 张颖云, 吴海峰, 舒文芳, 张兵宪

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 陕西西安 710089)

摘要: 利用拉伸试验机、扫描电子显微镜和金相显微镜等手段研究了退火工艺 (650 °C/2 h/AC) 对TC18钛合金的激光增材修复TC18钛合金锻件的拉伸性能、冲击性能、断裂韧性的影响, 并且分析了拉伸试样和冲击试样的断口形貌。结果表明: 退火处理后, 增材修复件的强度从锻件基体到增材修复区逐渐增强, 伸长率和断面收缩率从基体到修复区逐渐降低。激光增材修复件经退火热处理后, 基体、过渡区和修复区力学性能均能达到TC18锻件国军标规定值。

关键词: 退火; TC18钛合金; 激光修复; 力学性能; 断口形貌

钛合金具有比强度高和耐腐蚀两个最为显著的优点, 被广泛使用在航空、航天领域作为重要的结构材料^[1]。TC18钛合金 (名义成分为Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe) 属于新型近 β 型超高强度钛合金^[2], 具有高强度、高塑性、淬透性好和可焊接等优点。该合金通常在退火态使用, 强度可达1 080~1 230 MPa, 是当前航空领域使用退火强度最高的钛合金之一^[3]。前人已对该钛合金的热处理强化^[4]、锻造工艺^[5]、深冷处理^[6]等方面进行了大量研究, 但对增材制造的报道较少。

激光增材制造 (Laser Additive Manufacturing) 技术通过激光熔化/快速凝固逐层沉积“生长制造”, 由零件CAD模型一步完成致密、高性能钛合金零件的“近净成形制造”^[7-8]。激光增材制造产品开发速度快, 能够直接生产出具有复杂几何形状的金属零件, 同时显著提高材料的利用率、降低成本^[9-11]。但是激光增材制造为非平衡凝固过程, 容易产生组织应力及热应力, 出现变形和开裂等现象。激光增材制造后通过热处理, 能够达到改善激光增材制造金属构件组织、消除缺陷、优化性能的目的^[12]。朱言言^[13]等人认为, 通过热处理适当调整增材制造的组织, 进而可改善力学性能。目前对增材制造钛合金的研究主要集中在激光参数^[14]、组织及变形行为^[15]、耐蚀性^[16]等方面, 对增材修复经退火热处理后的拉伸性能、冲击性能、断裂韧性等力学性能研究较少。本文主要研究激光修复件TC18钛合金在650 °C/2 h/AC热处理后的各典型部位的拉伸性能、冲击韧性、断裂韧性和裂纹扩展速率, 并对拉伸试样和冲击试样进行断口分析。

1 试验材料及方法

熔覆材料为等离子旋转电极法制备的球形TC18钛合金粉末, 粉末粒径为45~185 μm , 粉末颗粒形貌如图1所示。粉末的化学成分符合GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》的要求。激光成形过程在LSF-V型设备上, 该设备包括4 000 W光纤激光器、数控工作台、工作室、水冷冷却系统、净化系统、气氛控制系统等。成形工艺参数为: 激光功率1 000 kW, 扫描速度480 mm/min, 光斑直径3 mm, 层厚0.4 mm, 送粉量12 N/min, 氧含量 $\leq 100 \times 10^{-6}$ 。

图2为模拟件的力学性能试样取样示意图。力学性能测试试样平行于激光沉积成形方向取样: 过渡区试样50%原锻件和50%的激光沉积态; 激光修复态试样是指纯沉积态, 即在修复区取样; 基体试样取自锻件基体。修复区、过渡区和基体三种典型

作者简介:

郑超 (1982-), 女, 高级工程师, 主要从事复材和特种工艺制造工作。E-mail: zhengchao82@126.com

通讯作者:

胡生双, 男, 工程师。E-mail: hushengshuang2000@163.com

中图分类号: TG156

文献标识码: A

文章编号: 1001-4977 (2022) 01-0044-04

收稿日期:

2021-07-03 收到初稿,

2021-08-23 收到修订稿。

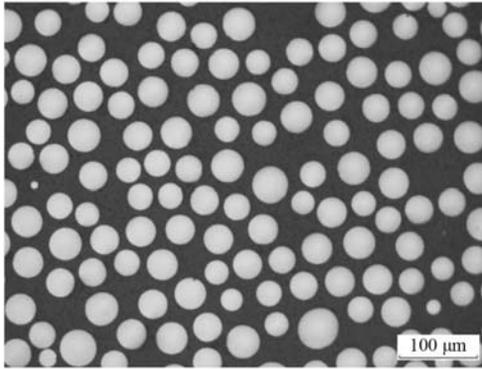


图1 TC18钛合金粉末颗粒形貌

Fig. 1 Morphology of powder particle of TC18 titanium alloy

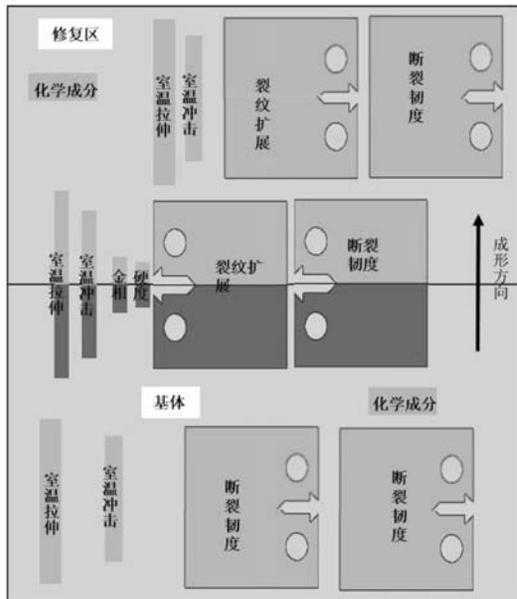


图2 力学性能试样取样图

Fig. 2 Sampling diagram of mechanical properties specimens

状态的TC18试样经线切割、车削、磨削等机械加工标准试样后，再经650 °C/2 h/AC退火热处理。采用AG 2501CNE拉伸试验机进行拉伸测试，采用JNS-300试验机进行冲击测试，采用MTS-SANSCMT500试验机进行断裂韧性测试。裂纹扩展速率测试条件为：室温， $R=0.5$ ， $f=15$ Hz；试验方法：按照GB/T 6398—2000中相应方法。断口微观形貌观察与分析在Hitachi S4300扫描电子显微镜上进行，金相微观组织观察与分析在XJP-6A金相显微系统上进行。

2 结果与讨论

2.1 拉伸性能

表1所示为经650 °C/2 h/AC退火热处理后，修复区、过渡区和基体三种典型状态试样的拉伸试样结果。从表中看出，修复区的拉伸强度和屈服强度高于基体锻件，塑性低于基体；过渡区试样的性能介于修

复区和基体试样之间，拉伸强度和屈服强度与基体非常接近，接近指标要求下限，但是塑性较修复区提高较多，相对于指标值有较多富余量。同时断裂位置均位于基材，这是因为修复区的强度高于基体所致。表1、2、3中的指标要求值符合GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》中TC18钛合金L方向的力学性能指标。

分别对编号1-2-1和编号1-3-1的拉伸试样在扫描电镜下对室温拉伸断口进行了断面观察，结果如图3所示。可以看出，两种类型试样的断口均可见明显的塑性变形，均有大量的韧窝。从断口的高倍照片可以看

表1 各试样拉伸试验结果

Table 1 Tensile test results of samples

试样类型	试样编号	拉伸强度 /MPa	屈服强度 /MPa	伸长率 /%	断面收缩率/%	备注
修复区	1-1-1	1 187	1 122	8.5	21	/
	1-1-2	1 190	1 126	8.5	22	/
过渡区	1-2-1	1 085	1 021	10.5	23	基材断裂
	1-2-2	1 087	1 022	9.4	25	基材断裂
基体	1-3-1	1 080	1 010	12.5	28	/
	1-3-2	1 083	1 018	12.5	29	/
指标要求		1 080 ~ 1 230	≥1 010	≥8	≥20	/

表2 不同类型试样的冲击试验结果

Table 2 Impact test results of different types of samples

试样类型	试样编号	冲击值/(J·cm ²)	备注
修复区	2-1-1	25.8	/
	2-1-2	25.6	/
过渡区	2-2-1	32.3	/
	2-2-2	33.5	/
基体	2-3-1	34.8	/
	2-3-2	34.8	/
原始锻件	2-4-1	31.8	未经热处理
	2-4-2	32.9	未经热处理
指标要求		≥25	/

表3 不同类型试样的断裂韧性试验结果

Table 3 Fracture toughness test results of different types of samples

试样类型	试样编号	断裂韧性值/(MPa·cm ^{1/2})	备注
修复区	3-1-1	70.2	/
	3-1-2	72.2	/
过渡区	3-2-1	87.3	/
	3-2-2	95.3	/
基体	3-3-1	90.4	/
	3-3-2	92.7	/
原始锻件	3-4-1	62.3	未经热处理
	3-4-2	64.8	未经热处理
指标要求		≥60	/

出, 相比过渡区试样的断口形貌, 基体试样的韧窝平均尺寸较小、深度较深, 另外过渡区试样的断口存在较多的孔洞, 图中还观察到微裂纹, 表明基体的塑性比修复区试样高。过渡区断口位于基体段, 说明激光修复过程由于距修复区较近, 修复过程的高温过程对基体力学性能有一定的影响。

2.2 冲击性能和断裂韧性

表2所示经退火热处理后不同类型试样的冲击试验结果。从表中测试数据分析, 该热处理工艺下, 修复区、过渡区和基体三种典型状态试样的冲击性能均能达到指标要求, 修复区的冲击性能比基体的冲击性

能低, 是因为激光成形件显微组织比锻件显微组织更细小, 晶粒内部为超细的网篮组织, 导致合金韧性更低。过渡区试样的冲击性能与基体的冲击性能接近。

表3为退火热处理后不同类型试样的断裂韧性试验结果。可以看出, 在该热处理工艺下, 修复区、过渡区和基体三种典型状态试样的断裂韧性均能满足指标要求。与原始状态的锻件断裂韧性值对比, 该热处理工艺可明显提高锻件的断裂韧性值。

图4为增材修复件不同区域热处理前后的微观组织照片。从图4a可知, 基体区的锻件原始组织中 α 组织呈等轴状和片状, 等轴 α 相较粗大; 经热处理后, 等轴 α 相细化并减少, 片状 α 相增加并相互交织, 如

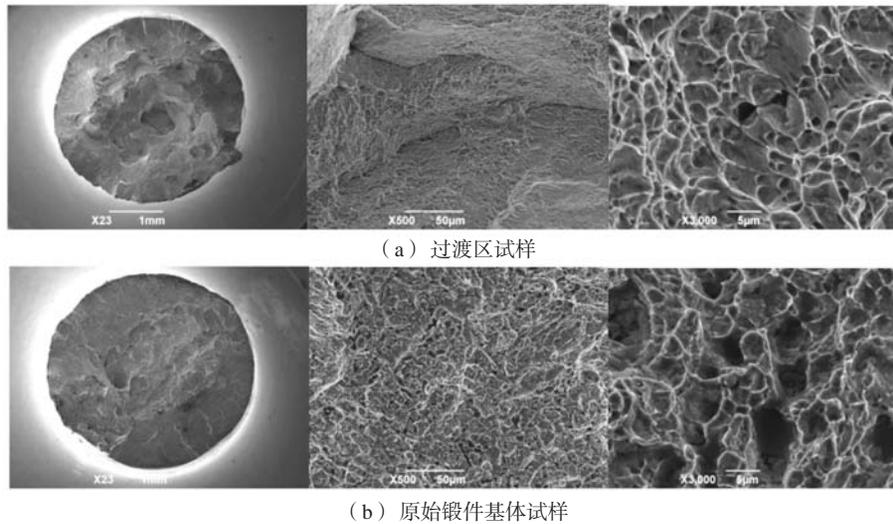


图3 不同类型试样的断口形貌

Fig. 3 Fracture morphologies of different types of samples

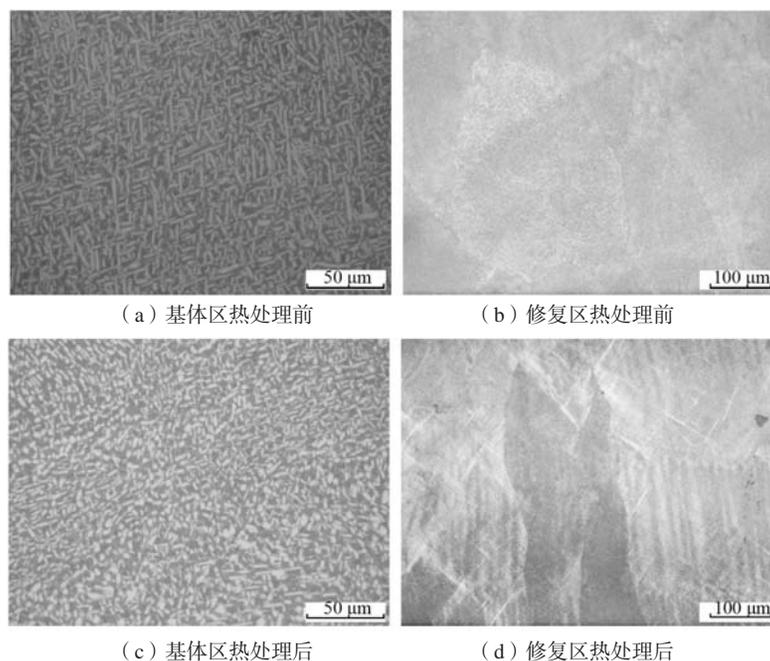


图4 修复件不同区域热处理前后的微观组织

Fig. 4 Microstructures of different areas of repaired parts before and after heat treatment

图4c所示,这是基体部位冲击性能和断裂韧性大幅度提高的主要原因。而激光增材修复区的原始组织如图4b所示,为粗大的柱状晶,晶粒内部是细小的针状 α 相;经热处理后,粗大的柱状晶无变化,但晶内针状 α 相明显长大,这有助于其冲击性能和断裂韧性的改善。对于过渡区,其冲击性能与断裂韧性相比修复区和基体区,呈现较大的波动,这主要与裂纹萌生和扩展的路径密切相关。裂纹在基体区域扩展的路径较长时,其表现出的冲击性能和断裂韧性较高;相反,当裂纹在修复区扩展的路径较短时,其冲击性能和断裂韧性较低,但是都在修复区和基体区试样的性能之间。

参考文献:

- [1] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册: 热处理 [M]. 北京: 航空工业出版社.
- [2] 白柳, 白克武. TC18钛合金的热压缩行为及组织演变规律 [J]. 金属热处理, 2014, 39(7): 59-62.
- [3] 王新平, 李礼, 张晓泳, 等. TC18钛合金变形本构关系及其热轧过程有限元仿真的应用 [J]. 中国有色金属学报, 2013, 23(2): 379-388.
- [4] 官杰, 刘建荣, 雷家峰, 等. TC18钛合金的组织与性能与热处理工艺的关系 [J]. 材料研究学报, 2009, 23(1): 77-82.
- [5] 陈缙紫, 聂西安, 易丹青, 等. TC18钛合金高温变形行为与加工图 [J]. 热加工工艺, 2012, 41(21): 24-28.
- [6] 朱增辉, 胡生双, 杨平, 等. 冷热处理对TC18钛合金力学性能和尺寸稳定性的影响 [J]. 钛工业进展, 2014(8): 17-21.
- [7] 张阿莉, 朱洪来, 唐飞. 双重退火对激光增材制造Ti60A合金显微组织和力学性能的影响 [J]. 载人航天, 2015, 21(4): 346-350.
- [8] 左春林, 董选普, 林少凯. 基于增材制造工艺的机械臂三轴座V法成形 [J]. 铸造, 2020, 69(2): 191-195.
- [9] 赖梦琪, 胡宗浩, 胡永祥, 等. 增材制造钛合金激光喷丸强化表面完整性影响实验研究 [J]. 应用激光, 2019, 39(1): 9-16.
- [10] 周建新, 计效园, 闫春泽, 等. 铸造技术路线图: 快速成形 [J]. 铸造, 2017, 66(5): 433-444.
- [11] 陶攀, 李怀学, 许庆彦, 等. 激光选区熔化工艺过程数值模拟的国内外研究现状 [J]. 铸造, 2017, 66(7): 695-700.
- [12] 李福泉, 孟祥旭, 董志宏, 等. 激光增材制造钢的后热处理研究现状 [J]. 精密成形工程, 2018, 10(1): 97-108.
- [13] ZHU Y Y, CHEN B, TANG H B, et al. Influence of heat treatments on microstructure and mechanical properties of laser additive manufacturing Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr titanium alloy [J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2018(28): 36-46.
- [14] 马振书, 陈广森, 吴倩茹, 等. 脉冲频率和热输入对电弧增材制造TC4钛合金形貌和组织的影响 [J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(7): 2144-2150.
- [15] 王宏芳, 田象军, 程序, 等. 热变形条件对激光增材制造TC18钛合金组织及变形行为的影响 [J]. 中国激光, 2018, 45(3): 230-238.
- [16] 何博文, 冉先喆, 田象军, 等. 激光增材制造TC11钛合金的耐腐蚀性研究 [J]. 中国激光, 2016, 43(4): 75-81.

3 结论

(1) 经退火后, 激光增材修复TC18钛合金修复区的强度比基体高, 但是塑性、冲击和断裂韧性较基体相对较低。

(2) 修复区和基体拉伸试样的断口均可见明显的塑性变形, 均有大量的韧窝数量, 修复区试样断口的韧窝平均尺寸较大、深度较浅, 存在较多的孔洞, 甚至观察到有微裂纹。

(3) 激光修复TC18锻件经退火热处理后力学性能均达到TC18锻件国军标规定值。

Microstructure and Properties of TC18 Titanium Alloy Repaired by Laser

ZHENG Chao, HU Sheng-shuang, ZHANG Ying, ZHANG Ying-yun, WU Hai-feng, SHU Wen-fang, ZHANG Bing-xian
(Avic Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, Shaanxi, China)

Abstract:

The effects of annealing process (650 °C /2 h/AC) on the tensile properties, impact properties and fracture toughness of TC18 titanium alloy forgings were studied by tensile testing machine, scanning electron microscope and metallographic microscope. The fracture morphologies of tensile and impact specimens were analyzed. The results showed that after annealing, the strength of the additive repair parts increased gradually from the forging matrix to the additive repair area, while the elongation and the reduction of section decreased gradually from the forging matrix to the repair area. After annealing treatment, the mechanical properties of the matrix, transition zone and repair zone of the laser additive repair parts can reach the specified value of the TC18 forgings.

Key words:

annealing; TC18 titanium alloy; laser repair; mechanical properties; fracture morphology