

激光沉积修复 TA15 钛合金疲劳性能

许 良, 黄双君, 王 磊, 周 松, 回 丽

(沈阳航空航天大学, 辽宁 沈阳 110136)

摘 要: 采用激光沉积修复技术对铣切沟槽损伤的 TA15 钛合金锻件进行修复, 研究了修复件的疲劳裂纹萌生和扩展特性。采用光学显微镜和扫描电子显微镜分析了试样疲劳断口以及纵截面。结果表明, 修复后试样均断裂于修复区, 其疲劳行为具有很强的组织敏感性, 疲劳源区有与 α 片层集束尺寸和形貌相同的解理断裂面和撕裂特征。稳定扩展区的裂纹沿着 α 片层边界扩展, 有的垂直于 α 片层, 有的平行于 α 片层; 固溶时效热处理后, 组织敏感尺寸达到了单个片层尺寸的细小组织个体, 表现为沿不同滑移方向分离的单个 α/β 片层撕裂和 α' 片层清晰排列的痕迹。细小、取向更多的片层集束使裂纹更容易偏转, 增加了裂纹扩展路径的长度, 从而消耗更多的裂纹扩展能量。

关键词: 激光沉积修复; 钛合金; 疲劳性能; 裂纹萌生; 裂纹扩展

中图分类号: TG166.5

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2017)07-1943-06

TA15 钛合金 (Ti-6.5Al-2Zr-1Mo-1V) 是一种高 Al 当量的近 α 型钛合金, 具有优异的机械性能, 在航空领域的应用越来越多^[1]。粗加工或精加工过程中的失误而导致零件报废, 或者恶劣的服役环境而导致零件损伤的现象常常发生, 激光沉积修复 (laser deposition repair, LDR) 技术主要用于解决这些生产和使用过程中产生的质量问题^[2]。利用激光沉积修复技术对这些损伤的零部件进行修复, 不但可以提高材料的利用率, 延长结构寿命, 而且可以节省成本和缩短生产周期。航空结构件对性能要求高, 修复后零件的力学性能不仅要达到要求, 其疲劳性能也要能达到预定标准^[3]。研究表明, 钛合金的微观组织对疲劳性能有很大的影响, 疲劳裂纹形核和扩展行为中, 应力强度因子范围值越低, 裂纹尖端循环塑性区尺寸越小, 当循环塑性区尺寸小于或与材料组织尺寸相近时, 材料具有很高的组织敏感性^[4-7]。因此, 对激光沉积修复后试样进行热处理, 研究微观组织变化对其疲劳行为的影响很有必要。

目前, 对于激光熔沉钛合金成形件的力学性能和疲劳性能已有较多的研究。薛雷等人研究了激光成形修复 TC4 合金锻件的低周疲劳性能, 得到修复试样的疲劳寿命在高应变区低于 TC4 模锻件, 低应变区高于 TC4 模锻件^[8]。P. Edwards 等人研究了激光选区熔覆 Ti-6Al-4V 钛合金的疲劳性能, 发现选区熔覆试

样的疲劳性能低于锻件^[9]。贺瑞军和王华明等人对激光沉积 Ti-6Al-2Zr-Mo-V 钛合金高周疲劳性能进行了研究, 结果表明疲劳裂纹优先在气孔处萌生, α/β 片层组织能缩短疲劳源区滑移长度, 提高裂纹形核阻力^[10]; 王洋等人研究了激光熔沉 TC18 钛合金的缺口高周疲劳性能, 发现随着最大循环应力的升高, 疲劳寿命降低^[11]。但对激光沉积修复钛合金件的疲劳性能未见详细的考察。因此, 本研究采用了激光沉积修复技术对 TA15 合金锻件在加工和服役过程中产生的损伤进行修复, 将铣切沟槽定义为槽修复, 在修复件微观组织和拉伸性能研究的基础上, 进行槽修复件疲劳性能的研究, 并对修复后试样进行固溶时效热处理, 研究热处理对其疲劳断裂行为的影响。

1 实 验

TA15 预损伤激光沉积修复实验在沈阳航空航天大学建立的 LDM-800 系统上完成, 由 6 kW 的 IPG 光纤激光器、数控工作台、载气式同轴送粉传输系统以及氩气环境箱等部分组成。实验基材为 TA15 锻件, 修复材料为真空等离子旋转电极法制备的 TA15 球形粉末, 粒度分布为 44~149 μm , 化学成分(质量分数, %) 为 6.53 Al, 1.78 Zr, 1.53 Mo, 1.47 V, 0.13 Fe, 0.11 O, 其余 Ti。根据 TA15 合金零件损伤的特点, 将预损伤形状规则化为槽状, 如图 1 所示。试样尺寸为

收稿日期: 2016-07-05

基金项目: 国家自然科学基金项目 (51405309); 辽宁省自然科学基金项目 (2013024011)

作者简介: 许 良, 男, 1965 年生, 硕士, 副教授, 沈阳航空航天大学航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 辽宁 沈阳 110136, 电话: 024-89728640, E-mail: simxu@126.com

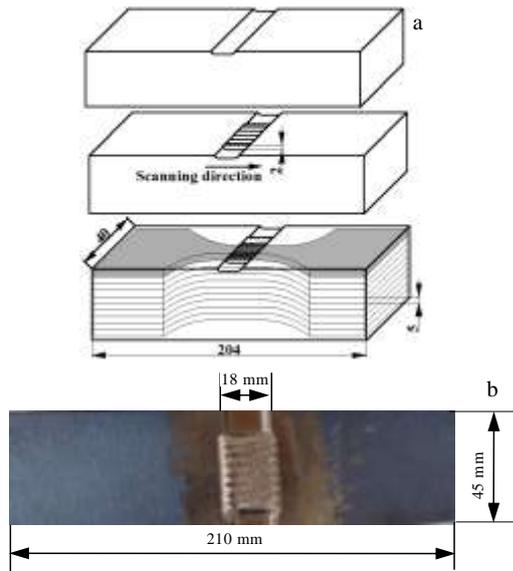


图 1 激光沉积槽修复试样加工示意图

Fig.1 Schematic of groove sample preparation

204 mm×40 mm×4 mm，其中预制槽宽 w 为 18 mm，深 h 为 2 mm，槽坡度角 θ 为 45°。激光沉积槽修复 TA15 钛合金拉伸性能如表 1 所示。

激光修复工艺参数为光斑直径约 2.5 mm，激光功率 1.7~2 kW，扫描速度 5~7 mm/s，送粉速度 2~4 g/min，分层厚度 0.7 mm，道间扫描间距 2.0 mm，搭接率 45%~55%。疲劳试样分为 A、B、C 3 组，以研究激光沉积槽修复件的疲劳性能。A 组为锻件基体；B 组为退火后试件（600 °C/3 h），AC 去应力退火；C 组为固溶时效热处理后试件（950 °C/1 h, WQ+550 °C/6 h, AC）。在槽修复件靠近疲劳源的断裂表面截取用于微观组织观察的试样，用金相砂纸打磨、抛光，金相试样腐蚀采用 Kroll 腐蚀剂（HF:HNO₃:H₂O=5:15:80）。拉-拉疲劳试验在 MTS-810 疲劳试验机上按 GB/T15248-2008 进行，试验在室温空气环境下进行，控制波形为正弦波，应力水平为 550 MPa，应力比为 0.06。采用 OLYMPUS-DP71 型光学显微镜观察微观组织变化和裂纹扩展路径，JSM-7001F 场发射扫描电镜分析热处理后断口形貌，并分析疲劳裂纹萌生和扩展特性。

表 1 激光沉积槽修复 TA15 钛合金拉伸性能

Table 1 Room temperature tensile properties of groove sample

State of materials	σ_b /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	Elongation/%
Substrate	959	913	16.6
LDR+ annealing	1004	916	14.6
LDR+ Solution-aging	1120	997	5.1

2 结果与分析

2.1 激光沉积修复 TA15 钛合金的疲劳性能

激光沉积修复钛合金疲劳寿命实验结果如表 2 所示，利用统计分析法对疲劳数据进行处理分析，并对比计算疲劳寿命。由于“概率密度函数”常用于疲劳寿命可靠性分析，基体的分散度不大，因此可采用子样数据估计总体参数。表 2 为激光沉积修复 TA15 钛合金疲劳寿命实验结果，分别得出子样对数疲劳寿命平均值 \bar{x} 、标准差 s 、子样变异系数 C_v 、中值疲劳寿命 N_{50} 。对于 $\sigma_{max}=5\%$ 误差限度和 $P=99.9\%$ 存活率以及 $\gamma=95\%$ 置信度，根据变异系数 C_v 和最少观测个数表查得，最少分别需要 4、8、7 个观测值。本试验各已取得 6、9、8 个数据，表明观测值个数均已满足要求。从表 2 实验结果可以看出，激光沉积修复件的中值疲劳寿命低于母材的中值疲劳寿命，可达到母材的 45%，且分散性较大；固溶时效后修复件的中值疲劳寿命有明显提高，达到了母材中值疲劳寿命的 63%，高于退火态修复件中值疲劳寿命，分散性有所降低。

2.2 断裂表面和断裂行为

图 2 为断裂后宏观形貌。图 3 为疲劳断口表面形貌。激光沉积修复件的宏观疲劳断口由与加载方向垂直的疲劳裂纹源区、疲劳扩展区与疲劳瞬断区 3 部分组成。修复后试样均具有明显的气孔，气孔尺寸大于 α 片层组织的尺寸，与修复中所使用钛合金球形粉末体积相当^[12]。激光沉积修复钛合金疲劳裂纹源主要在修复区的气孔处形成，这是由于局部应力集中易在气孔周围产生，使局部有效应力大幅增加，塑性变形范围扩大，导致气孔周围滑移带挤入挤出和位错大量增多，最终导致裂纹的萌生，再从最大切应力方向开始扩展。因此，退火态和固溶时效态试样均断在修复区即工作段

表 2 激光沉积修复件疲劳寿命统计参数

Table 2 Statistical parameters of LDRed TA15 alloy

Type	The number of samples, n	Logarithmic mean life, \bar{x}	Standard deviation, s	Sub-sample variation coefficient, C_v	Medium fatigue life, N_{50}
Substrate	6	5.498937	0.116198	0.021131	315455
LDR+annealing	9	5.182731	0.305320	0.058911	142311
LDR+solution-aging	8	5.302132	0.285154	0.053781	200508



图 2 TA15 合金试样断裂后宏观形貌

Fig.2 Macroscopic morphologies of LDRed TA15 alloy samples:
(a) annealed and (b) solution-aged

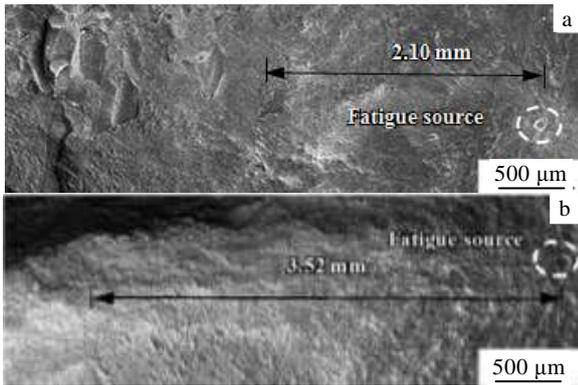


图 3 TA15 合金疲劳断裂表面形貌

Fig.3 SEM morphologies of LDRed TA15 alloy:
(a) annealed and (b) solution-aged

(图 2)。从图 3 可以看出，激光沉积修复件裂纹起始于修复区的气孔处，气孔均在试样内部，断口上有大量散射状条纹，表明裂纹形成后往试样四周扩展。

气孔的存在加快了疲劳源的萌生和小裂纹的扩展，使激光沉积修复件的疲劳寿命和疲劳强度比母材低。此外，还可以看出退火态试样裂纹扩展区与瞬断区的界限比较明显，瞬断区高低起伏（图 3a）；固溶时效态断面比退火态整体起伏较小，疲劳裂纹扩展区的比例增加（图 3b）。

图 4 为退火态裂纹源区不同位置的断裂形貌。可以看到气孔附近有尺寸较小、取向不同的 α 片层，并有许多 α/β 片层相互垂直（图 4a）。还可以看到沿滑移面的解理断裂和 α/β 片层撕裂的综合形貌，以及许多沿着 α/β 片层集束的断裂小平面（图 4b），这是由不同取向的滑移面分离断裂所致，断裂小平面的尺寸与片层集束相当，为 5~10 μm ，其敏感尺寸达到 α/β 片层集束尺寸组织单元。固溶时效后，断裂表面形态可以清楚地观察到距疲劳源 150 μm 处有由于晶粒取向不同而形成的撕裂面（图 5a）。当裂纹穿过晶界从一个晶粒扩展至另一个取向不同晶粒时，裂纹沿着晶粒容

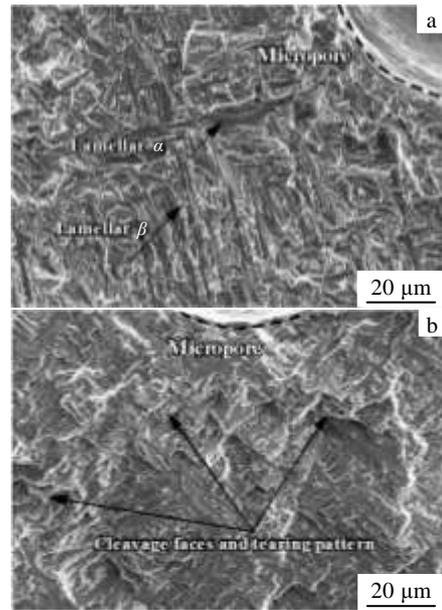


图 4 退火态 TA15 合金疲劳源区不同位置形貌

Fig.4 SEM morphologies of different regions near the micropore of the as-annealed LDRed TA15 alloy: (a) α/β lamellar and (b) cleavage facets and tearing pattern

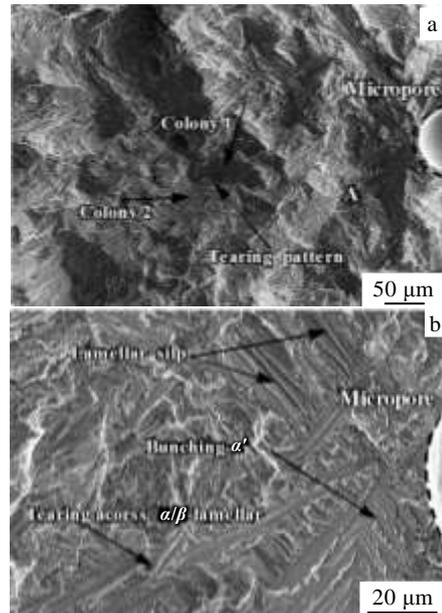


图 5 固溶时效态 TA15 合金疲劳裂纹萌生扩展

Fig.5 SEM micrographs of fatigue crack initiation and propagation of the as solution-aged LDRed TA15 alloy: (a) the fracture surface of interlaced colonies and (b) the region A in Fig.5a

易滑移方向扩展引起解理面的偏差导致撕裂变形在晶界处产生。固溶时效态断口形貌与退火态明显不同，有沿滑移面分离的单个 α' 、 β 片层撕裂和 α' 片层集束

清晰排列的痕迹 (图 5b), 表现为单个 α' 、 β 片层个体范围内的特征组织断裂。细小的组织尺寸更容易引起片层撕裂和晶界处的变形从而提高裂纹扩展抗力。

研究表明, 钛合金的疲劳强度与滑移长度之间有确定的相关关系, 显微组织尺寸的减小会引起滑移长度的减小, 从而增加裂纹形核阻力, 提高材料疲劳强度^[13]。固溶时效后, 在疲劳裂纹形核过程中, 由于裂纹形核敏感尺寸变得更小, 裂纹扩展一个片层厚度或集束尺寸就会遇到下一个片层或取向不同的集束, 使滑移长度变短。集束界面对疲劳裂纹形核也有重要影响^[14], 裂纹易在取向不同的 α/β 集束界面处形核受阻, 并改变方向扩展进入下一个片层集束。这样既增加裂纹扩展路径, 又在裂纹扩展方向改变的同时通常伴随着 α/β 片层界面处的撕裂变形, 增加了能量消耗, 从而增加了源区裂纹扩展阻力。滑移长度受片层集束尺寸影响, 固溶时效后片层集束尺寸减小使滑移长度变短, 疲劳裂纹的形核阻力增加, 提高了疲劳强度, 导致裂纹萌生寿命减小。

试样疲劳断裂后, 将断口沿纵截面切开, 观察疲劳源附近的裂纹扩展行为。退火态修复区的微观组织是由片状 α 相 (亮) 和 β 相 (暗) 组成网篮组织 (图 6)。固溶时效后, β 相转变为马氏体 α' 相, 等轴 α 相的体积分数增加, 并且有大量的 α 集束在晶界处形成 (图 7)。从图 6 和图 7 的微观组织形貌可以看出, 退火态试样断裂处组织是网篮组织, 为激光沉积修复区组织形貌; 固溶时效态试样断裂处微观组织有大量的马氏体 α' 相, 为激光沉积修复固溶时效态组织形貌。结合图 3 试样断裂后的宏观形貌, 进一步说明经疲劳试验后退火态和固溶时效态试样均断在修复区即工作段。退火态试样的疲劳裂纹扩展方向与加载方向垂直, 主要以“切过”片层组织的方式扩展, 如图 6 中 I 所示。当疲劳裂纹遇见取向一致的 α 片层即次团束时, 疲劳裂纹会发生偏转并沿着次团束的边界扩展, 如图 6 中 II 所示。固溶时效态试样疲劳源附近裂纹扩展行为如图 7 所示, 与退火态裂纹扩展行为相似, 裂纹沿着片层组织的边界扩展, 有的垂直于 α' 片层, 有的平行于 α' 片层。但是, 其裂纹偏转现象较退火态更为明显 (图 7a)。一方面, 六方马氏体呈针状, 微观组织尺寸变小且马氏体的边界由位错壁构成, 裂纹扩展向着周围组织最薄弱处扩展, 所以裂纹极易遇到下一个 α' 片层或取向不同的次团束时发生转向, 使扩展路径变得曲; 另一方面, 当疲劳裂纹扩展至晶界处时, 晶界 α 周围有大量的位错塞积会阻碍裂纹向原有的方向扩展并发生较大角度的偏转(III), 使裂纹沿着晶界扩展 (IV)。这样能有效增加裂纹扩展路径的长度, 使裂纹扩展区比例提高 (图 3b), 消耗更多的裂纹扩展能量。

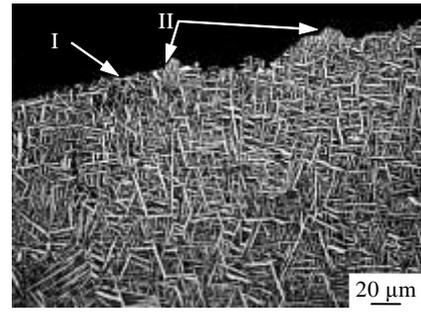


图 6 退火态 TA15 合金裂纹扩展区显微组织形貌
Fig.6 Microstructure of crack propagation region of the as annealed LDRed TA15 alloy

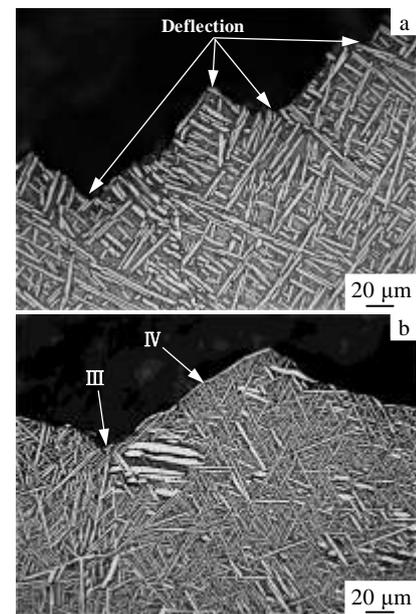


图 7 固溶时效态 TA15 合金裂纹扩展区显微组织形貌
Fig.7 Microstructures of crack propagation of the as solution-treated LDRed TA15 alloy: (a) region deflection and (b) grain boundary

由于激光沉积修复后的微观组织细小, 所以疲劳裂纹扩展区的大部分区域很难看到疲劳条带, 只有少部分区域才能观察到疲劳辉纹。图 8 给出了疲劳裂纹稳定扩展区疲劳辉纹形貌。修复件裂纹扩展区有垂直于裂纹扩展方向、明暗相交且相互平行、成波浪形并具有一定间距的疲劳辉纹产生 (图 8a)。固溶时效热处理使片层组织变得更加细小、取向更多, 裂纹扩展尖端处的片层集数和晶粒取向不利于位错的滑移, 导致疲劳条带较窄, 并且还可以看见平行于和垂直于疲劳辉纹的二次裂纹 (图 8b)。大部分平行于疲劳辉纹的二次裂纹是在是由于 α/β 片层集束界面受到垂直于裂纹扩展方向的剪切撕裂应力而开裂形成。垂直于疲劳辉纹的二次裂纹是主

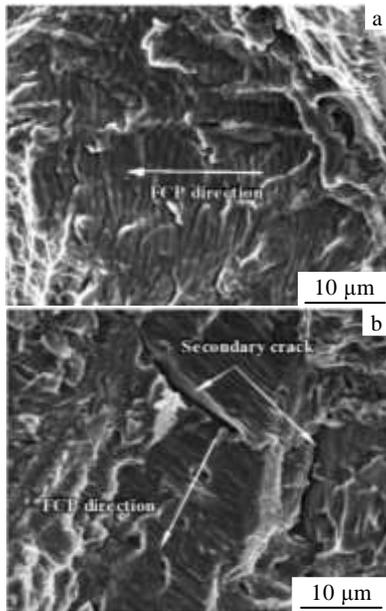


图8 TA15合金疲劳裂纹扩展区疲劳辉纹形貌

Fig.8 Striations of fatigue crack propagation region of the LDRed TA15 alloy: (a) annealed and (b) solution-aged

裂纹扩展受阻而产生的分支,与裂纹扩展方向相同。虽然这2类二次裂纹形成的方式不同,但都能消耗大量裂纹扩展能量,提高疲劳寿命^[15-17]。

在疲劳裂纹扩展后期,当材料余下面积不足以抵抗其所受外部施加的往复载荷时,激光沉积修复试件将出现瞬断,图9为疲劳瞬断区断口微观形貌。与裂纹扩展

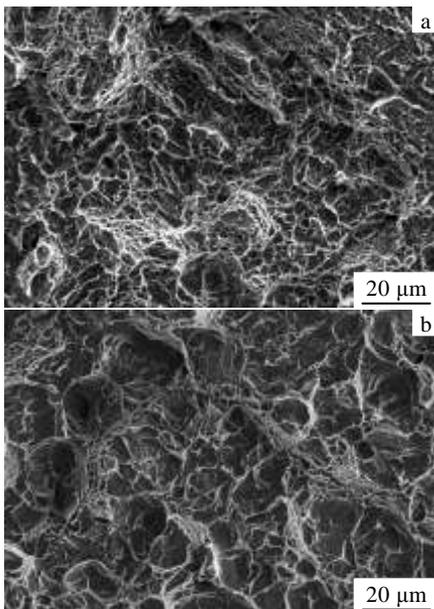


图9 TA15合金疲劳瞬断区断口微观形貌

Fig.9 SEM morphologies of fatigue rupture regions of the LDRed TA15 alloy: (a) annealed and (b) solution-aged

区不同的是,瞬断区内主要由大量微孔聚、集型韧窝组成,这与拉伸试样的断口微观形貌相近。激光沉积修复件均断裂于修复区,退火态修复件为明显的韧性断裂;固溶时效后由于塑性降低韧窝分布越来越不均匀,韧窝尺寸差别较大,韧窝深度变浅。

3 结论

1) 激光沉积槽修复退火态试样的中值疲劳寿命低于母材,经过固溶时效热处理后,修复件的疲劳寿命提高,可达母材的70%。

2) 相比退火态试样,固溶时效态试样断口形貌具有更高的组织敏感性,敏感尺寸达到了单个 α' 、 β 片层尺寸的细小组织个体。固溶时效后片层组织尺寸减小使滑移长度变短,疲劳裂纹的形核阻力增加,提高了疲劳强度,导致裂纹萌生寿命减小。

3) 固溶时效态试样疲劳源附近裂纹扩展行为与退火态相似,大部分沿着片层组织的边界扩展。但是由于固溶时效态的组织较退火态更细小,裂纹在遇到同一取向的次团束时更易发生偏转。

参考文献 References

- [1] He Ruijun(贺瑞军), Wang Huaming(王华明). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2010, 39(2): 288
- [2] Li Zhuo, Li Jing, Liu Jian et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2016, 657: 278
- [3] Pia Åkerfeldt, Robert Pederson, Marta-Lena Antti. *International Journal of Fatigue*[J], 2016, 87: 245
- [4] Eric Wyciska, Andreas Solbach, Shafaqat Siddique. *Physics Procedia*[J], 2014, 56: 371
- [5] Cain V, Thijsc L, Van Humbeeck J et al. *Additive Manufacturing*[J], 2015, 5: 68
- [6] He Ruijun, Wang Huaming. *Materials Science and Engineering A*[J], 2010, 527: 933
- [7] Ma Yingjie(马英杰), Li Jinwei(李晋炜), Lei Jiafeng(雷家峰) et al. *Acta Metallurgica Sinica*(金属学报)[J], 2010, 46(9): 1086
- [8] 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], 2011, 40(7): 1225
- [9] Edwards P, Ramulu M. *Materials Science & Engineering A*[J], 2014, 598: 327
- [10] He Ruijun(贺瑞军), Wang Huaming(王华明). *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2010, 31(7): 1488
- [11] Wang Yang(王洋), Zhang Shuquan(张述泉), Liu Chang-

- meng(刘长猛) *et al. Heat Treatment of Metals*(金属热处理)[J], 2013, 38(5): 10
- [12] Jia Zhixin, Liu Yaowei, Li Jiqiang *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2015, 78: 61
- [13] Lütjering G, Gysler A, Bunk W. *Proceedings of the Fifth International Conference on Titanium*[C]. Oberursel: Deutsche Gesellschaft für Metallkunde, 1984
- [14] Lütjering G. *Materials Science and Engineering A*[J], 1998, 243(1-2): 32
- [15] Liu Changmeng, Lu Ying, Tian Xiangjun *et al. Materials Science & Engineering A*[J], 2016, 661: 145
- [16] Zhao Yongqing(赵永庆), Chen Yongnan(陈永楠), Zhang Xuemin(张学敏) *et al. Phase Transformation and Heat Treatment of Titanium Alloys*(钛合金相变及热处理)[M]. Changsha: Central South University Press, 2012: 130
- [17] Yuwei Zhaia, Haize Galarraga, Diana A. *Lados Procedia Engineering*[J], 2015, 114: 658

Fatigue Properties of Laser Deposited Repaired TA15 Titanium Alloy

Xu Liang, Huang Shuangjun, Wang Lei, Zhou Song, Hui Li
(Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: TA15 alloy with milling groove damage was repaired by laser deposited repair, and the fatigue crack nucleation and growth behaviors were investigated. Fatigue fracture surfaces and longitudinal sections of specimens were examined by optical microscopy and scanning electron microscopy. Results indicate that specimens fracture in the repaired zone and the fatigue properties are microstructure-sensitive. The crack nucleation region is characterized by the crystallographic cleavage facets of α lamellae and tearing of β matrix. The size and morphology of the cleavage facets are the same as that of α lamellae. The crack tends to propagate along the border of α lamellar and its propagation direction is parallel or perpendicular to α lamellar. After solution-aging treatment, the microstructure-sensitive size reaches individual small units of a single lamellae, presenting a single α/β tearing deformation along the misalignment of slip direction in two colonies and a clear arrangement of bunch- α' . Fatigue crack deflection becomes easier owing to a finer, more oriented lamellar structure, which increases the length of the crack path; as a result, more crack propagation energy is consumed.

Key words: laser deposited repair; titanium alloy; fatigue properties; crack nucleation; crack propagation

Corresponding author: Hui Li, 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: 0086-24-89728640, E-mail: syhuili@126.com