

超快激光加工斜孔对热障涂层热循环剥落失效的影响

蔡敏, 张晓兵, 张伟, 纪亮, 焦佳能

(中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 采用超快激光在电子束物理气相沉积(EB-PVD)方法制备的带热障涂层高温合金上加工 45° 斜孔, 然后对制孔试样进行热循环试验, 研究热循环前后孔的变化及孔对热障涂层热循环剥落失效的影响。初步试验结果表明, 超快激光在带热障涂层的高温合金上制孔时, 孔边缘涂层和高温合金位置处均不存在开裂和再铸层, 高温合金孔壁边缘组织没有明显变化, 仍为典型的 γ 和 γ' 组织。热循环前后小孔孔径无明显变化, 斜孔高温合金内壁由较为光洁表面变为具有明显氧化物的表面, 且随着热循环次数的增加, 高温合金孔内壁表面氧化物逐渐脱落。热障涂层在热循环 500 次后出现局部剥落现象, 超快激光加工 45° 斜孔未对热障涂层热循环剥落失效产生影响。

关键词: 超快激光; 热障涂层; 高温合金; 45° 斜孔; 热循环试验

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.17.038



蔡敏

硕士、工程师, 从事激光加工技术工作, 主要研究方向为激光制孔、表面微纳加工等。

随着航空技术的进一步发展, 金属材料已经不能满足更高温度的使用要求, 在涡轮叶片表面制备热障涂层以及改善涡轮叶片冷却结构来提

高冷却效果是目前提高发动机推重比的重要技术措施, 两者相辅相成。在涡轮叶片表面制备热障涂层, 可以提高涡轮机进气口温度, 改善叶片基体抗高温腐蚀性能, 能够起到很好隔热效果, 是提高叶片耐高温性能及服役寿命的有效保障^[1-2]。由于 EB-PVD 制备的陶瓷涂层具有柱状晶结构, 具有与金属基体良好结合的特性及更高的表面光洁度等, 比等离子喷涂热障涂层具有更好高温环境下的结合力, 是未来涡轮工作叶片高性能热障涂层制备技术的重要发展方向^[3-4]。但涂层隔热效果与气膜冷却工艺密切相关, 对于物理气相沉积热障涂层, 如果先制孔后再涂覆热障涂层, 容易出现缩孔、堵孔等问题^[5-6]。激光加工能够去除绝缘材料, 可以实现对表面制备热障涂层高温合金直接制孔。然而, 激光制孔目前普遍采用传统的长脉冲激光, 加工过程中容

易导致热障涂层开裂、掉块, 甚至局部剥落等问题^[7]。超快激光能量被压缩在极短的单个脉冲里, 峰值密度极高, 几乎可以加工任何难加工材料, 通过控制加工工艺能够实现高质量加工^[8-9]。但目前超快激光在带热障涂层的高温合金上制孔的研究并不深入, 且超快激光制孔后对涂层的热循环寿命产生影响也并不明确。因此, 本文开展超快激光在带热障涂层试样上制孔研究, 并对制孔后的试样进行涂层热循环试验, 研究超快激光制孔对涂层热循环试验寿命的影响, 为超快激光直接加工带热障涂层(TBC)涡轮叶片气膜冷却孔技术的应用提供科学依据及技术支持。

试验及方法

本试验所选用的金属基体材料为 DZ125 定向凝固高温合金, 试样尺寸为 $\Phi 14\text{mm} \times 2.5\text{mm}$, 采用

UE204 电子束物理气相沉积设备制备了 NiCoCrAlY 黏结层及 YSZ 陶瓷层。黏结层的厚度约为 $65\mu\text{m}$ ，陶瓷层的厚度约为 $140\mu\text{m}$ 。

超快激光制孔试验选取了脉冲宽度为 2.1ps 的激光扫描加工试验平台，激光最大平均功率 30W ，波长为 1030nm ，制孔过程中采用同轴辅助吹气，图 1 为超快激光加工示意图。然后将完成制孔的试样置于热循环炉内，先从室温以 $40^\circ\text{C}/\text{min}$ 速率升温到 1050°C ，保温 45min ，风冷 10min ，如此往复循环。完成试验的样品首先经过超声波清洗去除表面附着物，然后采用传统金相磨抛方式对试样进行磨抛处理，利用常用的高温合金腐蚀液对纵截面表面进行腐蚀。最后，采用 EVO-18 扫描电子显微镜对试样表面和剖面组织结构进行观察分析。

结果与讨论

1 超快激光在带热障涂层试样加工 45° 斜孔试验及结果

采用填充扫描的方式在倾斜角度为 45° 的带热障涂层试样上进行超快激光制孔，扫描速度为 $256\text{mm}/\text{s}$ ，焦点在试样上表面，打孔

时间 1.5min ，预设孔径为 0.4mm ，辅助气体为氮气。图 2 (a) 为 45° 斜孔入口的 SEM 照片，结果显示， 45° 斜孔入口长轴为 1.04mm ，短轴为 0.72mm ，孔入口表面不存在飞溅物和熔化重铸物，内壁表面光洁度较好，无明显热致损伤。图 2 (b) 为 45° 斜孔纵截面的 SEM 照片，可以看出超快激光制孔孔壁边缘平缓，对孔纵截面带热障涂层 A 区域进一步放大，YSZ 陶瓷层、NiCoCrAlY 黏结层及高温合金各层之间不存在重铸层、微裂纹以及热影响区等热致缺陷^[10-11]。图 2 (c) 为 45° 斜孔边缘 B 区域高温合金位置处的 SEM 放大照片，结果显示，超快激光制孔边缘高温合金组织为 γ 和 γ' 组织，这些组织和原始高温组织无明显区别，可见超快激光制孔未对孔边缘组织产生明显影响，也不存在再铸层和微裂纹等缺陷。由带热障涂层高温合金试样超快激光制孔分析可以看出，通过对制孔工艺的优化，孔尺寸

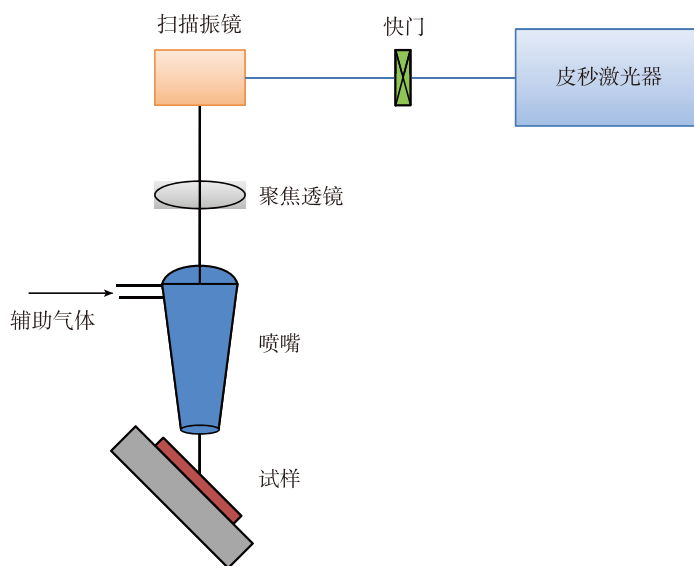
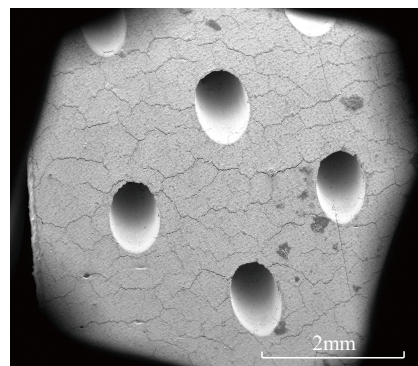
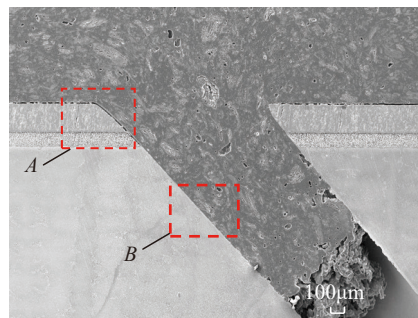


图1 超快激光加工示意图

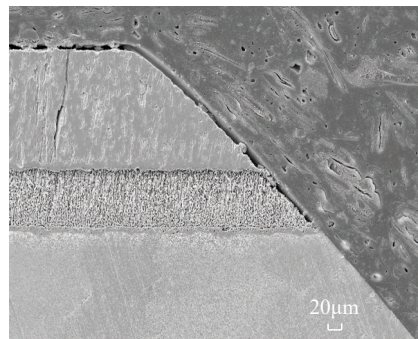
Fig.1 Schematic diagram of ultrafast laser processing



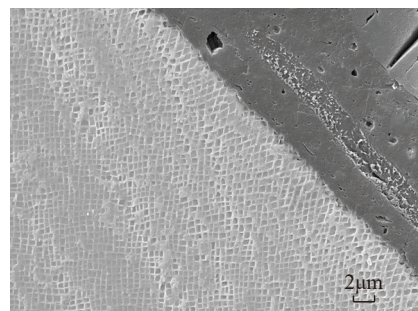
(a) 孔入口



(b) 孔纵截面



(c) A 区域放大



(d) B 区域放大

图2 超快激光在带热障涂层高温合金试样上加工 45° 斜孔的 SEM 照片

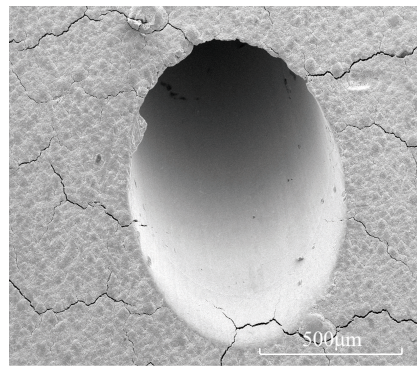
Fig.2 SEM image of inclined holes at 45° on the superalloy sample with thermal barrier coatings (TBCs) using ultrafast laser

精度可以达到 $\pm 0.03\text{mm}$, 孔锥度为 3° 。由于超快激光脉冲持续时间在几个皮秒时间量级, 其与材料的作用时间小于热扩散时间, 理论上可以避免热能向周围材料的扩散, 避免了激光作用区域的热积累。超快激光制孔可以不对作用区域以外的材料造成损伤, 也可以避免由于材料热膨胀系数差异引起的热障涂层剥离和界面裂纹等缺陷。

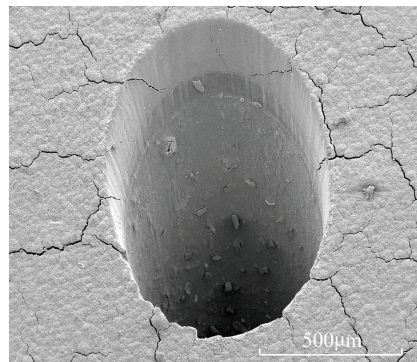
2 带热障涂层制孔试样热循环试验及结果

图3为超快激光在带热障涂层高温合金试样上加工 45° 斜孔热循环0次、75次、250次和500次后孔入口的SEM照片。结果显示, 由于YSZ陶瓷层耐热温度较高, 热循环过程中未发生明显的变化, 45° 斜孔入口孔径及形貌在整个热循环过程中没有发生明显变化。Ni基单晶高温合金在热循环过程中表面会形成不连续的 NiO 和 Cr_2O_3 , 以及少量的 Al_2O_3 , 这些氧化物不能形成保护性的氧化膜, 随着热循环的进行, 表面会生成孔洞, 造成氧化物与基体面积减小, 表面氧化物附着力降低, 使氧化膜逐渐发生剥落^[12]。从 45° 斜孔的内壁结果可以看到, 在热循环次数从0次延长到500次过程中, 孔内壁在0次时光洁度较好, 具有金属光泽, 无明显附着物; 热循环次数增大到75次时, 经EDS及表面形貌分析结果表明斜孔高温合金内壁表面具有明显的氧化物, 随着热循环次数的进一步增加, 斜孔高温合金内壁的氧化物有一定程度的脱落, 见图3(d)虚线框位置处。

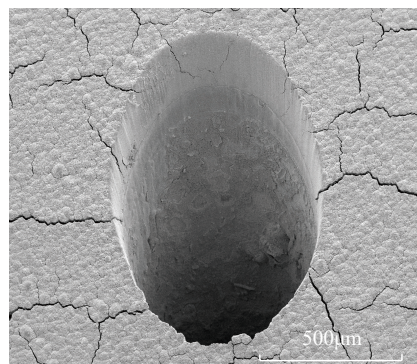
而且随着热循环次数的增加, 涂层出现表面裂纹导致的明显剥离现象。热循环初期, 表面裂纹未导致涂层的剥离, 当热循环次数为500次时, 制孔试样表面出现衬度为白色的A区域, 见图4(a), 经分析为即将发生剥落的位置^[10], 而孔位置处未发现这种剥落, 随着热循环次数的增



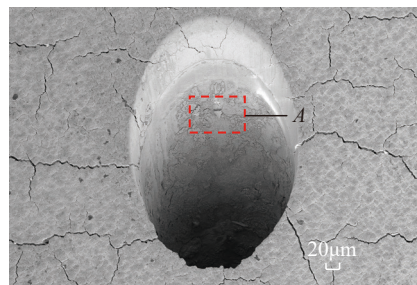
(a) 0次



(b) 75次



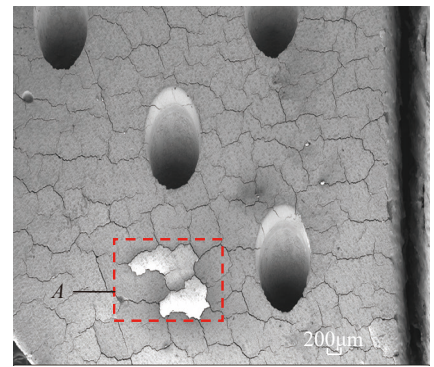
(c) 250次



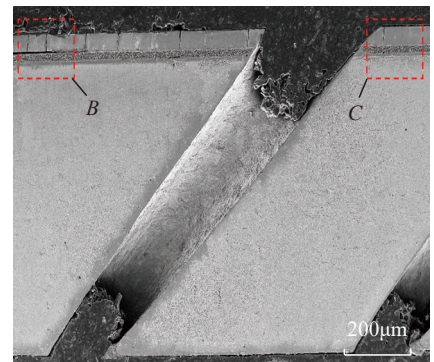
(d) 500次

图3 超快激光加工 45° 斜孔不同热循环次数的SEM照片

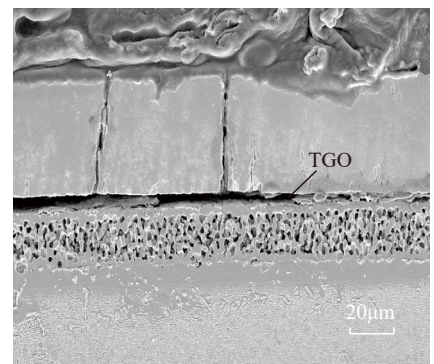
Fig.3 SEM images of ultrafast laser processing inclined holes at 45° with different thermal cycling times



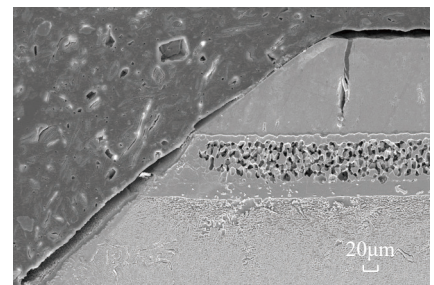
(a) 孔入口



(b) 孔纵截面



(c) B区域



(d) C区域

图4 超快激光制孔试样热循环500次的SEM照片

Fig.4 SEM image of ultrafast laser drilling specimens with thermal cycling 500 times

加,即将剥落区域逐渐增加,且随机分布,但未发现在孔周围聚集现象。图4(b)为热循环500次后孔纵截面的SEM显微组织分析照片,可以看出涂层内部YSZ陶瓷层的裂纹较多。图4(c)为45°斜孔B位置处放大的SEM照片,结果显示,距斜孔一定距离处,陶瓷层上出现贯穿整个陶瓷层的纵向裂纹,沿着陶瓷层和TGO热生长氧化层的界面也出现横向开裂。原因在于EB-PVD热障涂层退化主要发生在黏结层与陶瓷层间的TGO。当微裂纹沿柱状晶方向穿透陶瓷层时,空气更容易通过这些比较大的裂纹传输,加速黏结层的氧化,进而导致该位置处剥落,最终引起涂层失效^[13-15]。图4(d)为45°斜孔C位置处放大的SEM照片,孔边缘陶瓷涂层与TGO界面之间未看到明显开裂现象。由此可见,500次热循环后斜孔边缘涂层未发生开裂,而涂层本身陶瓷层和TGO热生长氧化层的界面已出现横向开裂,超快激光加工的斜孔未对热障涂层热循环剥落失效产生影响。

结论

(1) 超快激光在带热障涂层高温合金试样加工斜孔的孔壁边缘过渡平缓,孔壁热障涂层和高温合金不存在开裂和再铸层等缺陷,孔壁高温合金组织与原始高温合金组织没有明显变化,仍为典型的 γ 和 γ' 组织。

(2) 热循环前后带热障涂层高温合金试样斜孔孔径无明显变化,斜孔高温合金区域内壁由具有金属光泽的光洁表面变为具有明显氧化物的表面,且随着热循环次数的增加,高温合金内壁的表面氧化物逐渐脱落。

(3) 电子束物理气相沉积热障涂层的高温合金试样热循环500次后涂层开始出现剥落现象,超快激光加工的45°斜孔未对热障涂层热循

环剥落失效产生影响。

参考文献

- [1] MILLER R A. Thermal barrier coatings for aircraft engines, history and directions[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997, 6(1): 35-42.
- [2] MEIER S M, GUPTA D K. The evolution of thermal barrier coatings in gas turbine engine applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116(1): 250-257.
- [3] XU H B, GONG S K, DENG L. Preparation of thermal barrier coatings for gas turbine blades by EB-PVD[J]. Thin Solid Films, 1998, 334(1/2): 98-102.
- [4] 刘福顺, 宫声凯, 徐惠彬. 大功率EB-PVD陶瓷热障涂层的研究与应用[J]. 航空学报, 2000, 21(S1): 30-34.
- LIU Fushun, GONG Shengkai, XU Huibin. Recent development barrier coatings prepared by EB-PVD[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(S1): 30-34.
- [5] 宫声凯, 邓亮, 毕晓方, 等. 陶瓷热障涂层的隔热效果研究[J]. 航空学报, 2000, 21(S1): 26-29.
- GONG Shengkai, DENG Liang, BI Xiaofang, et al. Thermal barrier effect of ceramic thermal barrier coatings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(S1): 26-29.
- [6] 刘福顺, 徐惠彬, 宫声凯, 等. EB-PVD热障涂层对激光打孔孔径及热循环后孔径变化影响的研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 178-182.
- LIU Fushun, XU Huibin, GONG Shengkai, et al. Investigation on effect of EB-PVD thermal barrier coatings on diameters of gaseous envelope cool and thermal circles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 178-182.
- [7] WANG R J, WANG K D, DONG X, et al. An experimental investigation into the defects of laser-drilled holes in thermal barrier coated Inconel 718 superalloys[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96(1-4): 1467-1481.
- [8] VAREL H, ASHKENASI D, ROSENFELD A, et al. Laser-induced damage in SiO₂ and CaF₂ with picoseconds and femtosecond laser pulses[J]. Applied Physics A: Materials Science and Processing, 1966, 62(3): 293-294.
- [9] 孙瑞峰, 张晓兵, 曹文斌, 等. 带热障涂层镍基单晶高温合金的激光制孔研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2014, 43(5): 1193-1198.
- SUN Ruifeng, ZHANG Xiaobin, CAO Wenbin, et al. Laser drilling of Ni-Base single-crystal superalloy through thermal barrier coatings[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2014, 43(5): 1193-1198.
- [10] 陈立强, 宫声凯, 徐惠彬. 垂直裂纹对EB-PVD热障涂层热循环失效模式的影响[J]. 金属学报, 2005, 41(9): 979-984.
- CHEN Liqiang, GONG Shengkai, XU Huibin. Influence of vertical cracks on failure mechanism of EB-PVD thermal barrier coatings during thermal cycling[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2005, 41(9): 979-984.
- [11] 李美, 张重远, 孙晓峰, 等. EB-PVD热障涂层的热循环失效机理[J]. 材料工程, 2002(8): 20-23.
- LI Mei, ZHANG Zhongyuan, SUN Xiaofeng, et al. Failure mechanism of EB-PVD thermal barrier coating subjected to thermal cycling[J]. Journal of Materials Engineering, 2002(8): 20-23.
- [12] 张重远, 李美, 孙晓峰, 等. 单晶高温合金热障涂层的循环氧化行为[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2002, 22(2): 111-114.
- ZHANG Zhongyuan, LI Mei, SUN Xiaofeng, et al. Cyclic oxidation behavior of thermal barrier coatings on single crystal superalloys[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2002, 22(2): 111-114.
- [13] STRANGMAN T, RAYBOULD D, JAMEEL A, et al. Damage mechanisms, life prediction, and development of EB-PVD thermal barrier coatings for turbine airfoils[J]. Surface and Coatings Technology, 2007, 202(4-7): 658-664.
- [14] 郭洪波, 徐惠彬, 宫声凯. EB-PVD梯度热障涂层的热循环失效机制[J]. 金属学报, 2001, 37(2): 151-155.
- GUO Hongbo, XU Huibin, GONG Shengkai, et al. Failure mechanism of gradient thermal barrier coating subjected to thermal

(下转第70页)

飞机蒙皮除漆的二氧化碳激光清洗设备: ZHANG Zihao. Carbon dioxide laser
CN201620510529.2[P]. 2016-05-30. cleaning equipment for aircraft skin removal:
CHEN Peifeng, YU Xiaochang, CN201620510529.2[P]. 2016-05-30.

通讯作者: 袁晓东, 研究员, 研究方向为激光清洗等光学工程, E-mail: yxd66my@163.com。

Laser Paint Removal Technology for Aircraft Metal Skin and Composite Materials

JIN Sen^{1,2}, WANG Jingxuan², YUAN Xiaodong², HU Yong¹, YAO Caizhen²

(1. College of Science, Northeastern University, Shenyang 110819, China;

2. Laser Fusion Research Center, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621000, China)

[ABSTRACT] As an environmentally friendly and efficient new paint removal technology, laser paint removal is an important branch of laser cleaning technology. The aircraft needs to remove the original paint layer regularly. This paper reviews the industrial application progress of laser paint removal on the surface of aircraft metal skin and composite material components, and the mechanism of laser paint removal on the surface of aircraft metal skin and the surface of composite materials is analyzed in detail. Finally, the development direction of laser paint removal technology in domestic aviation industry is also prospected.

Keywords: Laser paint removal; Laser cleaning; Metal skin; Composite materials; Aerospace

(责编 逸飞)

(上接第41页)

cycling[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2001, 37(2): 151-155.

[15] 付倩倩, 通雁鹏, 杨玉璋. 航空发动机涡轮叶片热障涂层失效分析研究 [J]. 失

效分析与预防, 2017, 12(6): 376-380.

FU Qianqian, TONG Yanpeng, YANG Yuzhang. Failure analysis of thermal barrier coatings deposited on turbine blades[J]. Failure

Analysis and Prevention, 2017, 12(6): 376-380.

通讯作者: 蔡敏, E-mail: caiminchina@163.com。

Effect of Ultrafast Laser Processing Inclined Holes on Thermal Barrier Coatings (TBCs) Spallation Failure

CAI Min, ZHANG Xiaobing, ZHANG Wei, JI Liang, JIAO Jianeng

(AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] Inclined holes processing at 45° on thermal barrier coatings (TBCs) which were deposited on superalloy samples by electron beam physical vapor deposition (EB-PVD) using the ultrafast laser were processed. Then the thermal cycling test was performed on samples with inclined hole at 45°, the changes of the holes in the thermal cycling test and the effect of the holes on thermal barrier coatings spallation failure were studied. The results show that, there is no cracking and re-casting layer in both thermal barrier coating and superalloy on the edge of the hole which processed by ultrafast laser. Ultrafast laser processing does not result in changes in the tissues of the hole edge at the location of the superalloy, which is still typical γ and γ' tissues. The hole diameter is no obvious change before and after the thermal cycling. But the inner wall of the inclined hole is changed from a clean surface to a surface with obvious oxide. With the increase of the thermal cycling times, the oxide on the surface of the inner wall of the superalloy is exfoliated. The spallation occurs on the thermal barrier coatings surface after 500 times of thermal cycling. Inclined holes at 45° processed by the ultrafast laser does not affect the thermal cycling spallation failure of thermal barrier coatings.

Keywords: Ultrafast laser; Thermal barrier coating; Superalloy; Inclined holes at 45°; Thermal cycling test

(责编 逸飞)