

引文格式: 赵婉蓉, 杨泽南, 许骏杰, 等. 基于二次热处理的电火花制孔重铸层去除工艺[J]. 航空制造技术, 2025, 68(5): 121-126.

ZHAO Wanrong, YANG Zenan, XU Junjie, et al. Technology for removal of recast layer by EDM based on secondary heat treatment[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(5): 121-126.

## 基于二次热处理的电火花制孔重铸层去除工艺

赵婉蓉<sup>1</sup>, 杨泽南<sup>1</sup>, 许骏杰<sup>1</sup>, 张 朕<sup>2</sup>, 王立斐<sup>1</sup>, 王 祯<sup>1</sup>, 张 强<sup>1</sup>

(1. 中国航发北京航空材料研究院先进高温结构材料重点实验室, 北京 100095;

2. 东北大学轧制技术及连轧自动化国家重点实验室, 沈阳 110819)

[摘要] 气膜孔冷却技术是提高涡轮叶片承温能力的有效手段, 而气膜孔电火花加工产生的孔壁重铸层严重威胁着气膜孔的服役性能。为了消除重铸层, 提出了一种通过二次热处理消除电火花制孔孔壁重铸层的工艺方法。试验发现, 电火花加工所得孔壁重铸层表现为 $\gamma$ 单相组织, 内部存在孔洞和微裂纹, 且存在成分偏析现象。随后对气膜孔进行固溶和时效的热处理, 发现原重铸层区域形成了与基体一致的双相组织, 成分分布均匀。同时, 原重铸层区域与基体取向一致, 确保了叶片整体的单晶特性。高温拉伸试验表明, 重铸层的消除避免了孔壁缺陷的危害, 并改变了断裂机制, 提升了气膜孔的拉伸强度和延伸率。因此, 所提出的基于二次热处理的电火花制孔重铸层去除工艺为高品质气膜孔的制造提供了可靠手段。

关键词: 涡轮叶片; 气膜孔; 电火花加工; 热处理; 重铸层

### Technology for Removal of Recast Layer by EDM Based on Secondary Heat Treatment

ZHAO Wanrong<sup>1</sup>, YANG Zenan<sup>1</sup>, XU Junjie<sup>1</sup>, ZHANG Zhen<sup>2</sup>, WANG Lifei<sup>1</sup>,  
WANG Zhen<sup>1</sup>, ZHANG Qiang<sup>1</sup>

(1. Science and Technology on Advanced High Temperature Structural Materials Laboratory, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. State Key Laboratory of Rolling and Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China)

[ABSTRACT] Film hole cooling technology is an effective means to improve the temperature bearing capacity of turbine blades, while the recast layer on the hole wall caused by EDM processing of film holes is a serious threat to the service performance of film holes. In order to eliminate the recast layer, this paper puts forward a process method to eliminate the recast layer on the wall of EDM hole by secondary heat treatment. Experimentally, it was found that the recast layer of the hole wall obtained by EDM was  $\gamma$  single-phase organization, with internal holes and microcracks, and the phenomenon of compositional segregation existed. Subsequently, the heat treatment process of solid solution and aging of the film holes revealed that the original recast layer region formed a two-phase organization consistent with the matrix, with uniform composition distribution. At the same time, the original recast layer region was oriented in the same direction as the matrix, ensuring the overall single-crystal characteristics of the blade. The high-temperature tensile experiments show that the elimination of the recast layer avoids the hazards of the hole wall defects and changes the fracture mechanism, which improves the tensile strength and elongation of the film holes. Therefore, the proposed process of removing recast layer by EDM based on secondary heat treatment provides a reliable means for the manufacture of high-quality film holes.

**Keywords:** Turbine blade; Film holes; EDM; Heat treatment; Recast layer

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2025.05.121

航空发动机的不断发展使得涡轮进口温度不断提高,如何提升叶片的承温能力成为关键所在<sup>[1-3]</sup>。气膜孔冷却技术通过在叶片内腔引入高速冷却气流,形成覆盖于叶片表面的气膜,避免了高温燃气的直接冲击,成为保证叶片承温能力的可靠手段<sup>[4]</sup>。然而,高温高压的服役环境对气膜孔的加工精度和质量提出了严苛的要求。目前成熟应用的气膜孔制造方法是电火花加工,它通过电极与靶材之间的脉冲放电将材料以热熔形式去除<sup>[5]</sup>。与金属冷加工工艺不同,快速熔化凝固会导致高温合金靶材产生重铸层等冶金缺陷,严重威胁着叶片的高温服役性能,进而影响整个航空发动机的安全性。相关研究表明,高温合金叶片的疲劳裂纹从重铸层内部萌发并最终导致叶片失效<sup>[6]</sup>。因此,如何去除电火花加工过程中产生的重铸层至关重要。

近年来,为了去除气膜孔孔壁重铸层,相关学者首先探索了电火花工艺参数对孔壁重铸层厚度的影响,期望借助工艺优化的方式改善气膜孔加工质量<sup>[7-8]</sup>。但重铸层的形成是一个复杂的物理化学过程,难以直接可控。例如,热效应和力学效应的耦合作用是重铸层内部孔洞和微裂纹形成的诱因,而电火花加工过程中的温度、应力等多物理场的演化过程复杂多变,进而导致难以直接通过工艺参数进行精准调控。此外,电火花-电液束等复合加工方式也被不断开发,其中电火花负责初始的气膜孔加工,而电液束则用于对孔壁材料进行二次去除<sup>[9]</sup>。这种化学加工方式可以完全去除重铸层,但会对孔壁造成附加损伤<sup>[10]</sup>。更重要的是,二次加工改变了原始孔径,加工精度面临挑战。因此,如何有效去除气膜孔孔壁重铸层仍是亟需解决的问题。

本文提出一种电火花与热处理相结合的气膜孔制造方法,通过对气膜孔进行二次热处理,对重铸层组织进行调控,使其特征恢复至与基体相同。时效处理中,元素成分充分扩散,消除了重铸层中的成分偏析。此外, $\gamma'$ 相的析出填补了重铸层中的孔洞和微裂纹。从而在无需去除材料的前提下,消除了孔壁的重铸层,保证了微孔的加工精度。同时,重铸层的消除也有效提高了气膜孔的高温服役性能。

### 1 试验及方法

一般来说,所用材料为第二代镍基单晶高温合金DD6,其化学成分如表1所示。在真空感应定向凝固炉内制备[001]取向的单晶试板,控制其抽拉速率为3 mm/min。用劳埃X射线法测定单晶试板的Z轴方向与[001]方向间夹角不大于5°。

试验选用北京迪蒙卡特公司生产的电火花机床进行气膜孔加工,电流设置为3 A,极性设定为正,孔径为

300  $\mu\text{m}$ 。气膜孔加工完成后,在真空箱式炉内进行固溶和时效处理,具体热处理工艺如图1所示。电火花工艺参数和热处理参数是通过一系列预先设定的正交试验确定的。

### 2 结果与讨论

图2(a)和(b)为电火花加工后孔壁的重铸层形貌,可以看出,镍基高温合金的基体为 $\gamma$ 和 $\gamma'$ 的双相组织,其中 $\gamma'$ 相呈现方格状。但微孔侧壁的重铸层仅为均匀的 $\gamma$ 单相组织,且重铸层与基体交界处存在不规则条形的热影响区。在电火花加工过程中,放电产生高温使

表1 DD6单晶高温合金的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical compositions of DD6 single crystal high temperature alloy (mass fraction) %

| C     | Al   | Cr   | Co   | Mo   | Hf   |
|-------|------|------|------|------|------|
| 0.008 | 5.92 | 4.42 | 8.96 | 2.10 | 0.10 |
| Ta    | Nb   | W    | Re   | Ni   | —    |
| 6.80  | 0.96 | 7.30 | 2.04 | 余量   | —    |

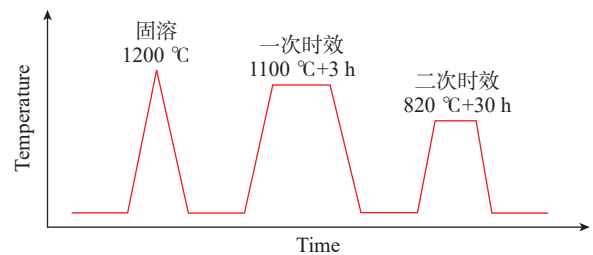


图1 热处理工艺路线

Fig.1 Route of heat treatment process

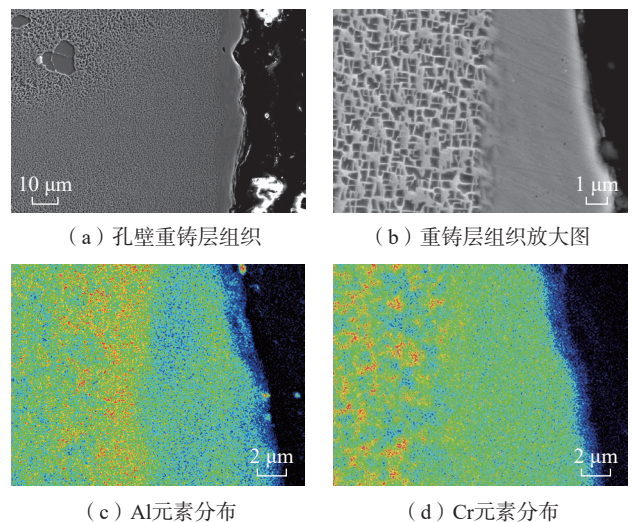


图2 电火花加工后孔壁重铸层形貌及成分分布

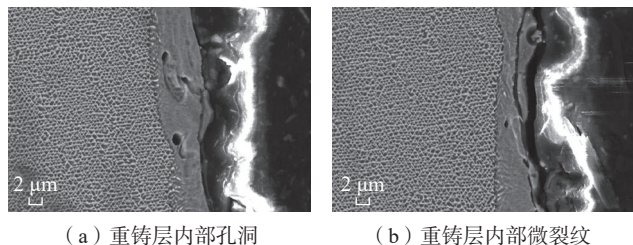
Fig.2 Morphology and composition distribution of the recast layer on the hole wall after EDM

得靶材快速熔化,随后熔化金属经历快速淬火过程再凝固形成重铸层<sup>[11]</sup>。图2(c)和(d)为微孔侧壁的成分分布,与基体相比,重铸层区域Al和Cr的含量更低。通常而言, $\gamma'$ 相为 $\text{Ni}_3\text{Al}$ 晶体。快速的升温降温过程导致元素来不及进行充分的扩散,在Al元素缺失和极短时间的情况下, $\gamma'$ 相无法析出,因而最终呈现明显区别于基体的微观组织。而Cr元素的贫乏则可能导致重铸层硬度的下降。

此外,重铸层中往往存在多个微小孔洞和微裂纹,如图3所示。电火花加工后的冷却过程中,熔化金属再凝固过程中发生收缩,高收缩应力差异超过了材料的极限抗拉强度,进而产生微裂纹和孔洞<sup>[12-13]</sup>。相关研究表明,这些缺陷会显著降低材料的抗疲劳和耐腐蚀能力,缩短叶片服役寿命<sup>[14]</sup>。综合微观组织特征及缺陷,如何消除电火花加工气膜孔侧壁重铸层是亟需解决的问题。

图4(a)和(b)为二次热处理后的气膜孔侧壁组织形貌,与电火花加工后不同,侧壁不再是均匀的 $\gamma$ 单相组织,而是转化为与基体几乎完全相同的 $\gamma$ 和 $\gamma'$ 的双相组织。固溶和时效处理可以促使元素扩散均匀, $\gamma'$ 相有充足的时间在原重铸层区域析出和长大。时效处理的时间决定了 $\gamma'$ 相的最终尺寸,本研究所设定工艺保证了新析出 $\gamma'$ 相与基体 $\gamma'$ 相具有相近的尺寸。此外,图4(c)和(d)为气膜孔侧壁成分分布,Al和Cr元素的成分偏析被消除,基体与侧壁呈现一致的元素分布特征。如前所述,重铸层中的孔洞和微裂纹缺陷是危害气膜孔高温服役性能的关键因素,而这些缺陷并未出现在二次热处理后的微孔侧壁。事实上,在长时间的时效过程中,由于界面能的作用, $\gamma'$ 相优先在孔洞和微裂纹界面处形核和长大,有效地填充了这些缺陷。因此,对电火花加工所得气膜孔进行二次热处理的方法有效地消除了重铸层及其内部缺陷。

本文所用靶材为涡轮叶片广泛应用的单晶镍基高温合金,确保气膜孔加工后材料的单晶特性对保证叶片的服役性能也至关重要。采用EBSD分别测定了热处理后气膜孔孔壁与基体的取向特征,结果如图5所示。基体和孔壁的极图一致,表明两者保持了相同的取向,



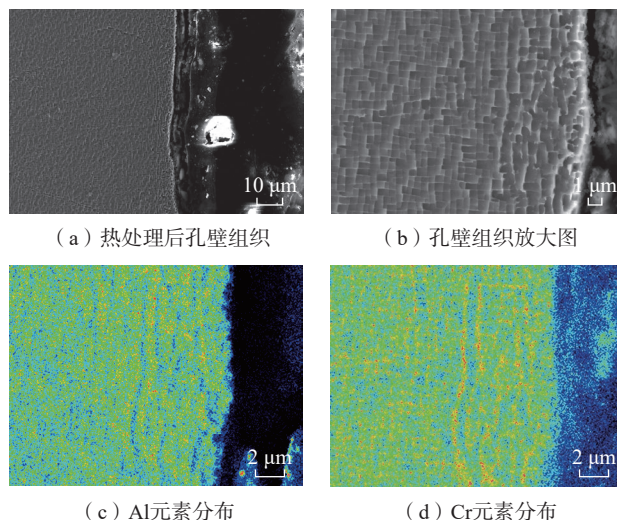
(a) 重铸层内部孔洞 (b) 重铸层内部微裂纹

图3 孔壁重铸层中的孔洞和微裂纹

Fig.3 Holes and microcracks on the hole-wall recast layer

孔壁区域仍为单晶结构。因此,二次热处理的方式在消除重铸层的同时,并未改变材料本身的单晶特性。

此外,为了说明二次热处理对DD6合金材料基体特性的影响,对比了热处理前后基体的组织形貌及成分特征。如图6(a)和(b)所示,热处理前后材料基

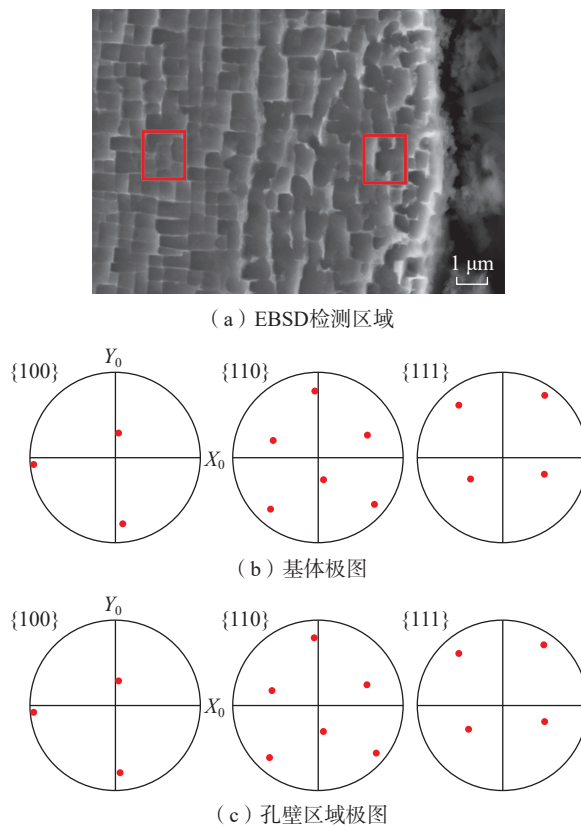


(a) 热处理后孔壁组织 (b) 孔壁组织放大图

(c) Al元素分布 (d) Cr元素分布

图4 热处理后孔壁重铸层形貌及成分分布

Fig.4 Morphology and composition distribution of the recast layer on the hole wall after heat treatment



(a) EBSD检测区域

(b) 基体极图

(c) 孔壁区域极图

图5 热处理后孔壁与基体取向对比

Fig.5 Comparison of hole wall and matrix orientation after heat treatment

体显现出相同的组织特征,均为  $\gamma+\gamma'$  双相组织,其中  $\gamma'$  相以规则的方格均匀分布在  $\gamma$  相基体上,其尺寸约为 800~900 nm。类似地,如图 6 (c)和(d)所示,EDS 测量所得成分结果表明基体材料以 Ni 为主元素,同时含有 Al、Cr、Co、Ta、W 等多种微量合金元素。成分的定量对比结果见表 2,热处理前后基体成分无明显变化,均与表 1 中 DD6 母合金成分一致。

由上述分析可知,尽管二次热处理后原重铸层区域组织特征发生了明显的变化,但与之相邻的基体并未发生变化。如图 7 所示,对比了同一样品热处理前后的孔壁组织特征。由于制孔前材料为热处理态,基体已形成了典型的  $\gamma+\gamma'$  双相组织。制孔后,孔壁则由于电火花的热效应重熔为单相组织。在二次热处理过程中,材料首先经历 1200° 下的固溶处理,溶解  $\gamma'$  相得到了过饱和固溶体。此时,材料基体与重铸层区域均为均匀的单相组织,消除了两者之间的差异。随后,两次时效使得  $\gamma'$  相重新均匀析出,因而原重铸层区域得到了与基体一致的组织特征。同时,由于二次热处理工艺与材料制孔前热处理工艺一致,所以基体重新析出得到的双相组织与原始组织一致。因此,本研究所提出利用二次热处理方法

在消除气膜孔孔壁重铸层的同时并未影响基体材料特性,确保了其在航空发动机上的可靠应用。

为进一步探究热处理对气膜孔高温服役性能的影响,对带孔试样进行了高温拉伸试验,并对其断裂行为进行原位观察。拉伸试验在 Lasertec (日本)带拉伸压缩的激光共聚焦显微镜下完成,选取 0.02 mm/min 的拉伸速率,加热速率为 100 °C/min,保温时间为 3 min,冷却速率 200 °C/min,拉伸温度为 800 °C。图 8 为拉伸过程原位观察结果,可以看出,有无热处理气膜孔的最终断裂都主要沿 45° 方向。所不同的是,在拉伸前期,无热处理微孔下端孔壁优先于 45° 位置产生裂纹并扩展至基体,热处理后的微孔中并未观察到这一现象。无热处理微孔的高温抗拉强度约为 840 MPa,延伸率为 5.5%,而热处理后微孔的高温抗拉强度提升至约 970 MPa,延伸率提升至约 12.1%。这说明,重铸层内部的微裂纹或气孔等缺陷严重影响了气膜孔的高温服役性能,对其进行二次热处理是改善这一问题的有效手段。此外,还对拉伸断裂后的断口进行了分析,如图 9 所示,为 [001] 方向拉伸断口扫描电镜结果。无热处理时,断口附近几乎没有明显的缩颈,主要由许多小平面对组成,

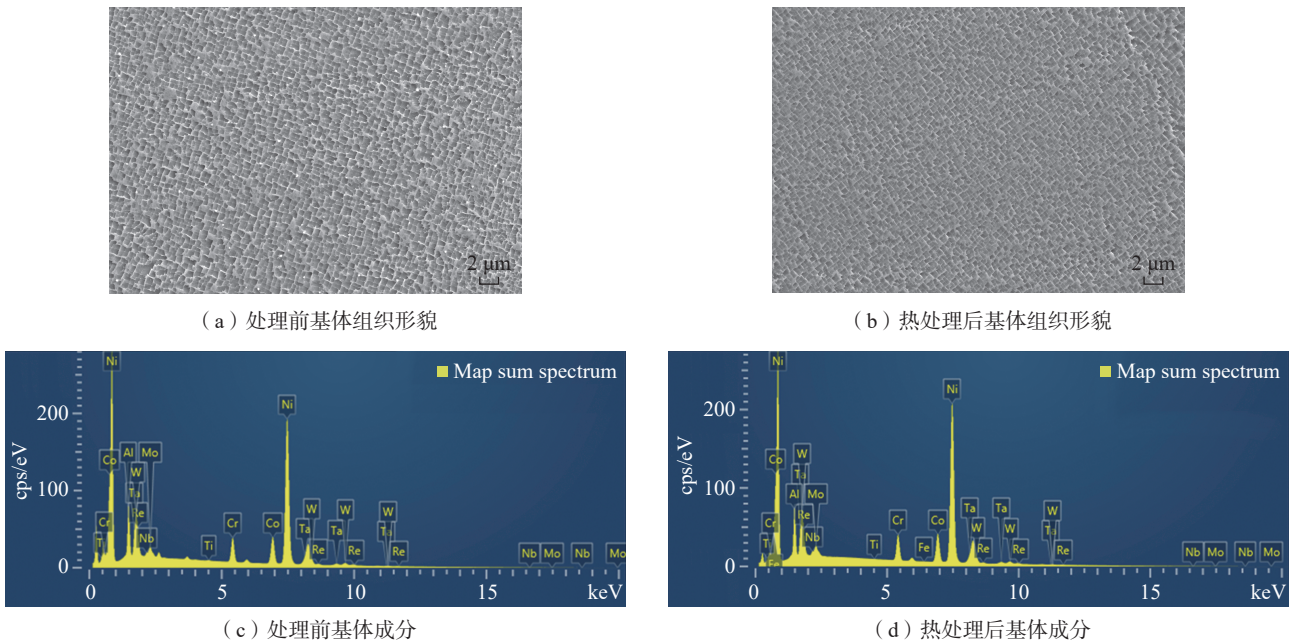


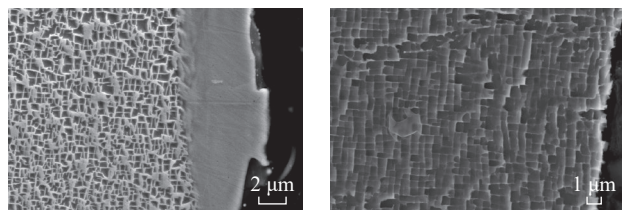
图 6 热处理前后基体材料特性对比  
Fig.6 Comparison of characteristics of matrix materials before and after heat treatment

表 2 DD6 高温合金基体热处理前后的化学成分对比 (质量分数)

Table 2 Comparison of chemical composition of DD6 superalloy matrix before and after heat treatment (mass fraction) %

| 阶段   | Al   | Cr   | Co   | Mo   | Ta   | Nb   | W    | Re   | Ni |
|------|------|------|------|------|------|------|------|------|----|
| 热处理前 | 5.83 | 4.52 | 9.13 | 2.24 | 6.91 | 1.10 | 7.34 | 2.14 | 余量 |
| 热处理后 | 6.09 | 4.70 | 9.14 | 2.16 | 7.15 | 1.03 | 7.46 | 2.02 | 余量 |

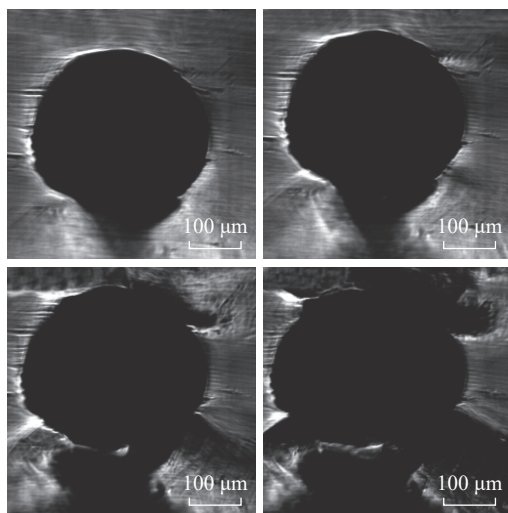
形成多种台阶状形貌,为准解理断裂特征。而热处理后,断口呈现出明显不同的特征,分为两个区域。图9(b)左图中呈现与无热处理时较为类似的台阶形貌,比较光滑,而图9(b)右图则有明显的韧窝形貌出现。断口呈现准解理断裂与韧窝断裂的特征。因此,通过热处理消



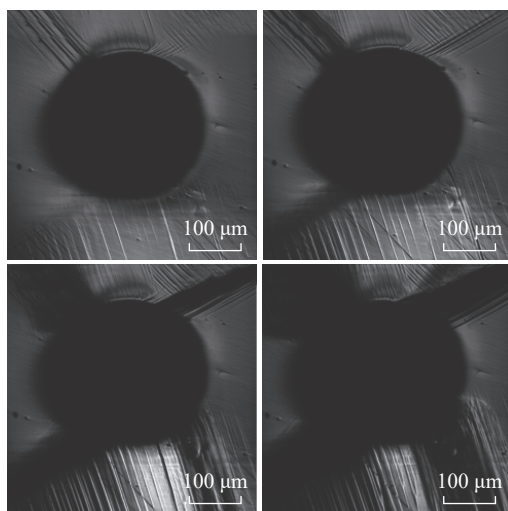
(a) 热处理前孔壁组织形貌 (b) 热处理后孔壁组织形貌

图7 热处理前后孔壁材料特性对比

Fig.7 Comparison of characteristics of hole wall materials before and after heat treatment



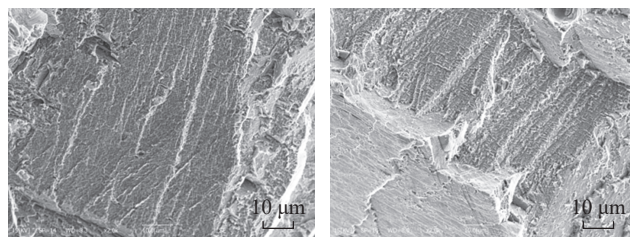
(a) 热处理前



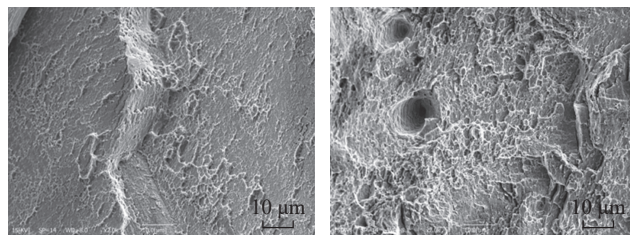
(b) 热处理后

图8 有无热处理气膜孔拉伸断裂行为原位观察

Fig.8 In situ observation of tensile fracture behavior of film holes with and without heat treatment



(a) 热处理前



(b) 热处理后

图9 热处理前后气膜孔拉伸断口观察

Fig.9 Tensile fracture observation of film holes before and after heat treatment

除重铸层组织可以改变微孔力学行为和断裂失效机制,提升微孔高温服役性能。

### 3 结论

本文提出了一种基于二次热处理的电火花制孔重铸层去除工艺,通过二次热处理消除了电火花加工过程中产生的孔壁重铸层,为高品质气膜孔制备提供了一种可靠的解决方案,主要结论如下。

(1) 电火花加工过程中,熔化金属经历快速淬火过程再凝固形成重铸层。重铸层为 $\gamma$ 单相组织,且存在成分偏析,相对于基体Al和Cr含量更低。

(2) 熔化金属凝固过程中与基体间的收缩应力差异导致重铸层内部存在孔洞和微裂纹缺陷。

(3) 二次热处理使得元素充分扩散,并为重铸层区域 $\gamma'$ 相的重新析出提供了充足的驱动力,孔壁形成与基体一致的双相组织。同时, $\gamma'$ 相的析出填补了原重铸层区域的孔洞和微裂纹缺陷。此外,热处理未改变孔壁区域的取向,维持了材料整体的单晶特性。

(4) 高温拉伸下,微孔孔壁重铸层中的缺陷会引起裂纹的扩展,降低气膜孔的高温拉伸性能,其断裂机制主要表现为多种台阶状形貌的准解理断裂;而二次热处理可以消除孔壁缺陷带来的影响,提升气膜孔高温拉伸强度和延伸率,其断裂机制表现为准解理断裂与韧窝断裂的混合机制。

### 参考文献

[1] 王呈,刘涛,穆轩,等.航空发动机叶片气膜孔测量技术研究[J].计测技术,2012,32(5):27-30.

WANG Cheng, LIU Tao, MU Xuan, et al. Research on aero engine blade film hole measuring technology[J]. Metrology & Measurement Technology, 2012, 32(5): 27-30.

[2] 王祯, 杨泽南, 张朕, 等. 单晶涡轮叶片气膜孔加工技术及其发展[J]. 特种铸造及有色合金, 2019, 39(8): 838-842.

WANG Zhen, YANG Zenan, ZHANG Zhen, et al. Progress in film hole processing method for single crystal turbine blades of aeroengine[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2019, 39(8): 838-842.

[3] 杨泽南, 查海勇, 黄子婴, 等. 涡轮叶片气膜孔制造及检测技术发展及展望[J]. 失效分析与预防, 2023, 18(1): 14-20.

YANG Zenan, ZHA Haiyong, HUANG Ziyang, et al. Development and prospect of the drilling and detection of film cooling holes on turbine blades and vaves[J]. Failure Analysis and Prevention, 2023, 18(1): 14-20.

[4] 刘新灵, 陶春虎, 刘春江, 等. 航空发动机叶片气膜孔加工方法及其演变分析[J]. 材料导报, 2013, 27(21): 117-120.

LIU Xinling, TAO Chunhu, LIU Chunjiang, et al. Investigation of processing methods and development of gas holes of engine blade[J]. Materials Review, 2013, 27(21): 117-120.

[5] 陈甲琪, 周立江. 涡轮叶片电加工孔重熔层控制及去除方法[J]. 电加工与模具, 2012(2): 61-62.

CHEN Jiaqi, ZHOU Lijiang. Control and removal method of remelting layer in electric machining hole of turbine blade[J]. Electromachining & Mould, 2012(2): 61-62.

[6] ABU ZEID O A. On the effect of electrodischarge machining parameters on the fatigue life of AISI D6 tool steel[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1997, 68(1): 27-32.

[7] SHARMA P, CHAKRADHAR D, NARENDRANATH S. Evaluation of WEDM performance characteristics of Inconel 706 for turbine disk application[J]. Materials & Design, 2015, 88: 558-566.

[8] DWIVEDI A P, CHOUDHURY S K. Estimation of recast layer thickness in rotary tool EDM process for machining AISI D3 tool steel[J]. Materials Today: Proceedings, 2017, 4(10): 10816-10822.

[9] WU X Y. Study of removing the recast layer by electrochemical dissolution with wire low feedrate in WEDM[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(1): 1143-1156.

[10] 唐岳, 罗红平, 吴明, 等. 电液束加工的发展与应用[J]. 电加工与模具, 2015(S1): 11-15, 20.

TANG Yue, LUO Hongping, WU Ming, et al. Developments and applications of jet electrochemical machining[J]. Electromachining & Mould, 2015(S1): 11-15, 20.

[11] LIU J F, GUO Y B, BUTLER T M, et al. Crystallography, compositions, and properties of white layer by wire electrical discharge machining of nitinol shape memory alloy[J]. Materials & Design, 2016, 109: 1-9.

[12] EKMEKCI B. White layer composition, heat treatment, and crack formation in electric discharge machining process[J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 2009, 40(1): 70-81.

[13] ZHANG Y Z, LIU Y H, JI R J, et al. Study of the recast layer of a surface machined by sinking electrical discharge machining using water-in-oil emulsion as dielectric[J]. Applied Surface Science, 2011, 257(14): 5989-5997.

[14] CJ L, LI Y, TONG H, et al. Thinning process of recast layer in hole drilling and trimming by EDM[J]. Procedia CIRP, 2016, 42: 575-579.

通信作者: 杨泽南, 高级工程师, 博士, 研究方向为涡轮叶片铸造、制孔及检测。

(责编 阳光)

(上接第 120 页)

WU Yong, CHEN Minghe. Progress of hot metal plastic forming technology for titanium alloy thin-walled parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(20): 78-87.

[7] 熊志卿, 林兆荣. 钛板热校形及其高温力学性质的研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1983, 15(3): 159-179.

XIONG Zhiqing, LIN Zhaorong. A study of the hot sizing and high temperature mechanical behavior of titanium sheet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1983, 15(3): 159-179.

[8] XIAO J J, LI D S, LI X Q. Modeling and simulation for the stress relaxation behavior of Ti-6Al-4V at medium temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2015, 44(5): 1046-1051.

[9] 杨晓明. TC4 钛合金冷模叠层热冲压工艺及回弹研究[D]. 北京: 北京科技大学, 2022.

YANG Xiaoming. Study on hot stamping process and springback of TC4 titanium alloy by cold die stacking[D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2022.

[10] WU R H, CHEN M H, XIE L S, et al. Stress relaxation behavior and corresponding constitutive relation of TA32 titanium alloy at high temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2019, 48(10): 3142-3148.

[11] 陈灿. TA32 高温钛合金复杂飞机蒙皮零件热成形工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

CHEN Can. Study on hot forming process of TA32 high temperature titanium alloy complex aircraft skin parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[12] 刘坡, 宗影影, 郭斌, 等. 钛合金高温短时蠕变与应力松弛的关系研究[J]. 材料研究学报, 2014, 28(5): 339-345.

LIU Po, ZONG Yingying, GUO Bin, et al. Relation between short-term creep and stress relaxation of titanium alloy at high temperature[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2014, 28(5): 339-345.

[13] 陈源, 李淑慧, 李永丰, 等. TA15 钛合金应力松弛行为宏微耦合本构建模[J]. 机械工程学报, 2022, 58(12): 64-74.

CHEN Yuan, LI Shuhui, LI Yongfeng, et al. Macro-micro coupled constitutive modeling for stress relaxation behavior of TA15 alloy sheet[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(12): 64-74.

[14] ZONG Y Y, LIU P, GUO B, et al. Investigation on high temperature short-term creep and stress relaxation of titanium alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2015, 620: 172-180.

[15] 王明伟, 王春燕, 杨继新, 等. BT20 钛合金高温应力松弛行为研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2012, 41(3): 502-505.

WANG Mingwei, WANG Chunyan, YANG Jixin, et al. Study of high temperature stress relaxation behavior of BT20 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2012, 41(3): 502-505.

[16] SELLARS C M, MCTEGART W J. On the mechanism of hot deformation[J]. Acta Metallurgica, 1966, 14(9): 1136-1138.

[17] CUI J J, SUN G Y, XU J R, et al. A method to evaluate the formability of high-strength steel in hot stamping[J]. Materials & Design, 2015, 77: 95-109.

[18] WU Y, FAN R L, QIN Z H, et al. Shape controlling and property optimization of TA32 titanium alloy thin-walled part prepared by hot forming[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2021, 31(8): 2336-2357.

通信作者: 杜立华, 高级工程师, 研究方向为钛合金超塑成形/扩散连接。

(责编 阳光)