

TC4 叶片裂纹及体积损伤激光修复工艺方法

沈婧怡¹, 任维彬^{1*}, 薛亚平^{1,2}, 曹赛男²

(1. 江苏理工学院 机械工程学院, 江苏 常州 213001;

2. 江苏省 3D 打印装备及应用技术重点实验室, 江苏 南通 226002)

摘要: 针对 TC4 合金叶片经常性表层裂纹萌生、体积损伤以及修复材料成本高的工程实际, 优选 FeCrNiB 系以及 TiAlVFe 系合金材料, 基于脉冲激光成形工艺优势, 实现了 TC4 合金叶片表层裂纹及体积损伤修复, 从成形工艺、金相组织、显微硬度以及三维尺寸等方面验证了工艺匹配性。结果表明: FeCrNiB 合金熔覆层主要由细小致密的等轴晶、交错分布的树枝晶以及均匀分布的胞状晶组成, 而 TC4 合金主要由针状马氏体和网篮组织交错伴生组成, 都具有较好的组织形态。FeCrNiB 合金熔覆层显微硬度为 380~750 HV_{0.1}, 较基体提升约 1 倍; TC4 合金熔覆层显微硬度为 295~350 HV_{0.1}, 与基体基本保持一致。叶片成形后整体形状尺寸精度控制在 0.8 mm 以下。通过激光工艺优化和性能匹配分析可知, FeCrNiB 合金适合局部微裂纹修复, 而 TC4 合金适合体积损伤成形。

关键词: 工艺方法; 裂纹; 体积损伤; 激光再制造

中图分类号: TN249 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0606008

Laser repairing process of TC4 blades with crack and volume damage

Shen Jingyi¹, Ren Weibin^{1*}, Xue Yaping^{1,2}, Cao Sainan²

(1. College of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China;

2. Jiangsu Key Laboratory of 3D Printing Equipment and Application Technology, Nantong 226002, China)

Abstract: Aiming at the frequent surface crack, volume damage and high cost of repairing materials for TC4 alloy blades, the FeCrNiB alloy and TiAlVFe were chosen for remanufacture, the surface cracks and volume damage of TC4 blade were remanufactured based on the advantages of pulsed laser forming process, the process matching was verified from the forming process, the metallographic microstructure and three-dimensional size aspects. The results show that the FeCrNiB cladding layer is composed of fine and compact equiaxed crystals, interlaced dendrite and homogeneously distributed cell crystal, while the TC4 alloy is mainly composed of interlaced acicular martensite and basketweave structure, both the organization of layers are in better form. The microhardness of the FeCrNiB

收稿日期: 2019-01-11; 修订日期: 2019-02-14

基金项目: 常州市科技计划(CJ20180058); 常州市装备再制造工程重点实验室开放课题(CRM2018A02);

江苏省 3D 打印装备及应用技术重点实验室开放基金(2018KFKT12)

作者简介: 沈婧怡(1996-), 女, 硕士生, 主要从事激光再制造方面的研究。Email: sshenjingyi@163.com

导师简介: 任维彬(1983-), 男, 讲师, 博士, 主要从事装备再制造与表面工程方面的研究。Email: renweibin100@163.com

cladding layer is 380–750 HV_{0.1}, one time higher than the substrate. The microhardness of the TC4 cladding layer is 295–350 HV_{0.1}, which is similar with the substrate. The dimension accuracy of the blade after remanufacture was controlled within 0.8 mm. Through the laser process optimization and performance matching analysis, the FeCrNiB alloy was suitable for local microcrack remanufacture, while the TC4 alloy was suitable for the forming of volume damage.

Key words: process method; crack; volume damage; laser remanufacture

0 引言

TC4 叶片是国内涡扇型航空发动机的主要动力叶片,由于叶片复杂工况下强度下降、离心力与弯曲应力叠加加速疲劳、扭转和弯曲复合振动引发断裂、高温腐蚀环境下交变载荷作用造成开裂等原因,常造成叶片乃至整个发动机组的失效^[1–3]。上述体积损伤主要以叶片表面裂纹萌生和体积损伤尺寸缺失两种形式存在,且 TC4 合金叶片属于非规则扭曲薄壁类结构件,由于 TC4 合金材料的生产制造价值高、部件结构形线复杂、高温及高转数服役工况下力学性能要求高等特殊性,使该类部件再制造面临以下方面难点:

(1) 叶片中 Al、Ti 元素含量较高,再制造过程中易与空气中氢、氮、氧等元素反应,造成接头脆化、塑性降低以及晶格偏移,使再制造叶片服役工况下力学性能下降;

(2) 再制造成形过程中热输入过大,热影响区范围过大、整体形变超限、高速运转条件下,振幅过大而引起发动机故障或者爆裂;

(3) 冷焊条件下,堆焊材料性能与基体难以匹配,引起高温高转数条件下的裂纹、断裂、局部蚀坑、局部变形等损伤;

(4) 成形部位金相组织恶化,晶格畸变、晶粒粗大,再制造成形部位与基体难以实现良性的组织过渡,结合界面处组织性能及力学性能薄弱^[4];

(5) TC4 叶片同种材料再制造成本高,再制造材料的制备及获取价值均相对较高。

针对上述再制造难点,国外 M.Nicolaus 和 K.B. Katnam 等研究者采用电子弧焊、惰性气体保护焊以及真空钎焊等工艺方式开展研究,虽能实现损伤部位的及时修复成形,但对于热影响区范围以及形变

超差等问题,未实现较好控制^[5–6];Stefa 等研究者采用电弧喷涂的方式进行裂纹修复,但对于钛合金等高熔点金属,不具备较好的通用性^[7–9];韩晓东及孙楚光研究者分别采用焊前预热的优化工艺控制裂纹萌生、研发耐腐蚀功能涂层等方法,对 TC4 合金性能进行提升,但并未充分考虑再制造部位与基体的性能匹配^[10–11]。

综上,文中以表层裂纹损伤 TC4 合金叶片为再制造对象,基于脉冲激光工艺优势,优选 FeCrNiB 和 TC4 两种合金开展了再制造试验研究,实现了表层裂纹以及体积损伤的修复,验证了成形部位与基体间组织和性能的匹配性,控制了叶身及热影响区的形变,相关理论及工艺为同类型部件的裂纹再制造提供工艺及方法借鉴。

1 再制造成形策略

结合 TC4 合金叶片结构、损伤失效特征、服役性能需求以及再制造工艺成本等方面因素,制定表层裂纹以及体积损伤再制造成形策略如下:

(1) 考虑再制造工艺成本以及表层裂纹损伤特征,对于深度小于 0.5 mm 的叶身表面裂纹,可采用成形性良好、力学性能优良且造价相对较低的 FeCrNiB 系合金进行愈合,异种材料的填加,虽会对叶身质量分布产生一定影响,但通过添加金属质量以及激光工艺的控制,仍可实现相关工况性能需求;

(2) 考虑叶片高速运转动平衡特性以及局部体积损伤添加材料质量等因素,对于深度大于 0.5 mm 的体积损伤,因添加金属质量相对较大,应根据体积损伤结构特征,开设坡口。采用 TC4 合金可以优化激光工艺、控制裂纹及塌陷等成形缺陷。

根据上述再制造成形策略及叶片表层裂纹及体积损伤情况,制定再制造成形策略如表 1 所示。

表 1 发动机叶片损伤形式及再制造策略

Tab.1 Damaged patterns and remanufacture strategy of engine blades

Damage forms	Damage characteristics	Damage mechanism	Strategies and methods for remanufacture
Tip wear and exhaust edge fracture	Short and thick cracks, crack-like and colored parts surface	Thermal fatigue fracture	Surfacing without additives before cladding, cladding according to forming thickness, selecting materials according to forming strategy
Surface cracks	Repairable crake damage	Ablation and corrosion	The same materials are mainly chosen, the different materials are chosen secondarily
Coating damage	Coating damaged for different degree	Friction wear or erosion	Removal of original coating, re-cladding, choosing the same or the different materials according to forming thickness
Transverse crack at blade boundary junction	Cracks propagate along grain boundaries or appear at edges, granular or short fracture, Surface with oxide film with shape changes accompanied sometimes	Creep fracture	Thermo-isobaric conditions for keeping blades at 1 000–1 200 °C and 100–200 MPa pressure
Leaf root crack	Blade root initiation and expansion to inner and outer edges of the blade on the upstream side	Particle erosion, high temperature overload	The different materials could be considered for small volume damage, while the same must be chosen for high temperature fatigue overload
Blade corrosion	Cracking along grain boundaries, showing green rust	Stress corrosion, hot corrosion	No remanufacturing
Blade thinned		Abnormal wear during repair	Multilayer forming of same materials

2 试验材料及过程

2.1 试验材料

试验采用存在表层裂纹及体积损伤的 TC4 叶片为基体，其表层裂纹金相及体积损伤断口如图 1 所示，图 1(a)为叶片表层裂纹金相组织，图 1(b)为叶片体积损伤部位断口形貌。

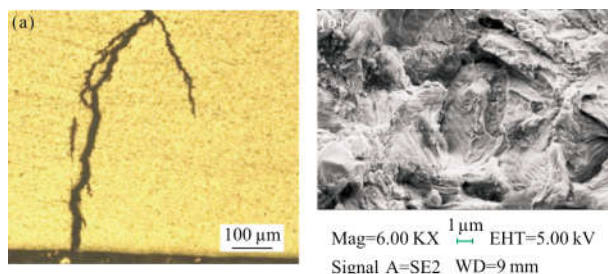


图 1 叶片表层裂纹及体积损伤部位断口形貌

Fig.1 Surface crack and volume damage fracture of the blade

试验分别采用 FeCrNiB 异种合金以及 TC4 同种合金粉末开展熔覆再制造，其中，FeCrNiB 合金粉末

具有较高抗拉强度、耐磨性以及表面硬度；TC4 合金粉末除与基体成分接近外，还具有较高比强度、表面硬度和耐腐蚀性等特点，粉末粒度约为 50~150 μm，试验前对两种合金粉末在 150 °C 温度下保温 2 h。两种粉末材料的主要成分如表 2 所示。

表 2 熔覆合金及基体主要元素成分(质量分数%)

Tab.2 Main element components of cladding alloy and matrix (Mass fraction %)

Alloy	FeCrNiB	TC4
Cr	14.0–16.0	–
Ni	1.00–1.80	–
B	1.10–1.40	–
C	0.10–0.20	0.05–0.10
Fe	Bal	0.25–0.30
Al	–	5.50–6.80
V	–	3.40–4.50
Ti	–	Bal

2.2 工艺试验过程

试验采用 YLS-4000 光纤激光再制造系统,送粉方式为同轴送粉,熔覆过程中对熔池进行氩气保

护,尤其是在体积损伤试验中。基于已有的激光再制造工艺优化参数,在各损伤再制造试验中所采用的单道激光熔覆工艺参数如表 3 所示,各组参数中激光

表 3 激光再制造工艺参数

Tab.3 Process parameters of laser remanufacture

No.	Material	Power P/kW	Scanning speed $V_s/\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$	Carrier gas flow $V_g/\text{L} \cdot \text{h}^{-1}$	Feeding rate speed $V/\text{rad} \cdot \text{min}^{-1}$	Cladding width W/mm	Cladding height $H/\mu\text{m}$	Lapping ratio η
1		1.5	360	180	80	0.48	564	46.18%
2	FeCrNiB	2.5	420	180	80	1.02	937	52.19%
3		3.5	720	210	90	0.91	700	56.52%
4	TC4	1.5	360	180	80	0.68	1703	28.57%

光斑离焦量为 3 mm,脉宽为 10 ms,占空比为 1:1^[12]。

图 2 所示为表 2 中工艺对应的单道成形形貌,由该图可知,试样 2~4 均具有较好的成形形貌,而试样 1 成形高度明显不足,这主要由该工艺下激光功率偏低引起,与试样 3 相比,试样 2 成形高度更大,且稀释率相对较好,对试样 2、4 中部进行线切割取样、镶样、打磨及抛光,试样 2 采用酸性氯化铁进行腐蚀;试样 4 采用 5% 的氢氟酸溶液进行腐蚀。利用 MR5000 型倒置金相显微镜观察金相组织,采用 HVS-1000B 型显微硬度测定仪进行硬度测试。

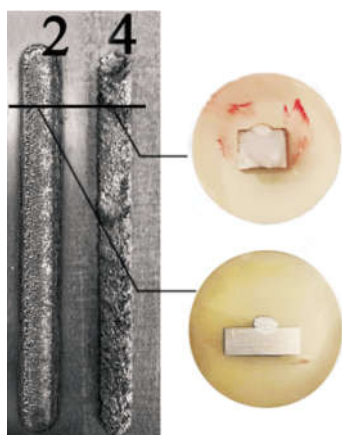


图 2 不同工艺参数下单道熔覆宏观外貌

Fig.2 Macro-morphology of single-pass cladding of different process parameters

3 组织及力学性能匹配

3.1 元素匹配性

FeCrNiB 合金中不含或只含有极少量 Ti 元素,

少量的 Ti 成分可使熔覆层硬度分布更加均匀,获得较好的表面质量,Fe 元素本身自溶性较差,不适用于一定三维体积的激光再制造成形;而其中的 Cr 和 Ni 元素可以很好的缓解这一点,提高熔覆层的耐磨性和抗开裂性,进一步碳元素的引入,可较大的提升熔覆层的硬度及耐磨性。另一方面,Fe 元素密度相对较大,一定体积的成形将引起再制造叶片的偏重及叶轮喘振,因此一般只适合叶片局部微裂纹的再制造。而 TC4 合金粉末与叶片自身成分接近,且具有较好的强度、硬及耐磨性,熔覆润湿性相对较好,易形成致密良好的冶金结合、抗开裂性能良好,适合局部的再制造体成形。

3.2 组织匹配性

图 3 所示为 FeCrNiB 合金熔覆层金相组织,由图 3(a)可知,熔覆层顶部主要为呈均匀分布的细小致密的等轴晶,这主要是因为熔覆层顶部与周围空气直接接触,存在较大过冷度,不具备晶体充分孕育长大的条件;而图 3(b)所示为熔覆层中部位置,该部位过冷度较小,存在枝晶长大条件,因此该部位主要为呈定向生长的较为粗大的树枝晶,且受散热梯度影响,与激光熔覆方向略成 30°;图 3(c)所示为熔覆层底部为与退化的树枝晶呈交错分布的平面胞状晶,这是由于该部位与基体接近,散热条件良好,过冷度较大,树枝晶孕育生长条件被打破,向平面的胞状晶行不完全退化所致;图 3(d)所示为成形界面及基体部位,可知该部位为致密的冶金结合,基体为典型细粒状的 β 相形貌^[13-14]。综上可知,FeCrNiB 合金

熔覆层与基体结合良好,具有较好的金相组织形态,与基体具有一定差异,但适合局部微细裂纹再制造^[15]。

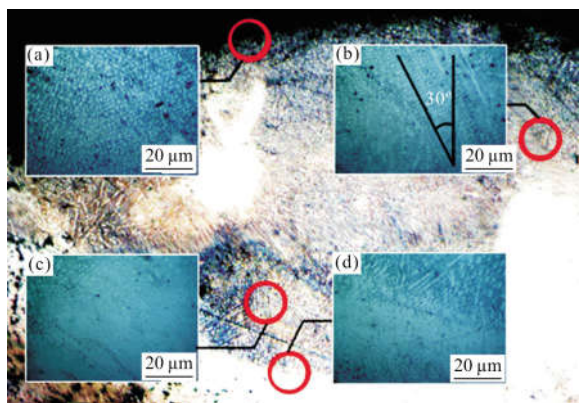


图 3 FeCrNiB 合金金相组织形态

Fig.3 Metallographic structure of the FeCrNiB alloy cladding layer

图 4(a)~(d)所示分别为 TC4 合金熔覆层顶部、中部、底部以及结合界面处金相组织,由图 4(a)~(c)可知,熔覆层内部组织以层片状 β 相组织为主,其间交错分布大量针状马氏体组织而形成网篮结构,马氏体组织的增加主要是因为熔覆层在极冷条件下,促成了奥氏体向马氏体的转变,而这一变化过程极为短暂,促成了马氏体组织的保留,该组织形态的生成利于熔覆层的硬脆性^[16];而对比图 4(b)、(c)可知,图 4(c)中网篮组织进一步增加,这主要是因为该部位与基体相接触,具有更高的散热梯度,使该部位熔化凝固成形过程中,达到了钛合金的相变点,又在相变点以下迅速凝固,使得原始 β 晶界被破坏,形成了分布更为密集的网篮组织,具有更好塑韧性和高周疲劳强度及热强性,与基体间可形成较高的结合强度。图 4(d)所示为结合界面处基体组织,为等轴 α 和片层 β 相组织,在热强性方面较网篮组织略有降低。因此,与 FeCrNiB 合金熔覆层相比较,TC4 合金在组织形态相对更为匹配,尽管再制造成本相对增加,但更适合叶片较大三维尺寸体积损伤的再制造成形。

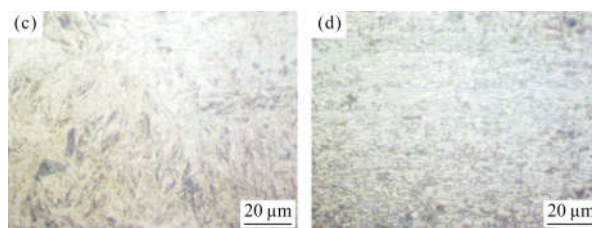
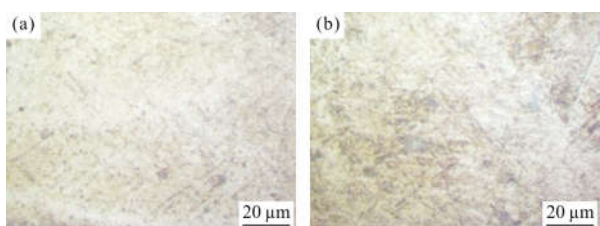


图 4 TC4 合金熔覆层金相组织形态

Fig.4 Metallographic structure of the TC4 alloy cladding layer

3.3 硬度匹配性

图 5 所示为 FeCrNiB 合金熔覆层和 TC4 合金熔覆层显微硬度分布,由该图可知,FeCrNiB 合金熔覆层显微硬度为 380~750 HV_{0.1},TC4 合金熔覆层显微硬度为 295~350 HV_{0.1}。其中,FeCrNiB 合金熔覆层由顶端至界面呈现递减的趋势,但显微硬度明显高于基体,这主要是由晶粒的大小和激光热输入对结合界面的软化作用共同作用引起;而 TC4 合金熔覆层从顶端至结合界面显微硬度基本保持恒定,到基体部位略有下降,这主要是因为网篮组织在熔覆层中均匀分布,而到近基体部位过渡到等轴 α 和片层 β 相混合组织引起。综上可知,两种合金熔覆层显微硬度均大于基体,TC4 合金熔覆层与基体硬度更匹配。尽管 FeCrNiB 合金显微硬度相对过大,匹配性稍差,但就叶片的局部微细裂纹再制造仍适用。

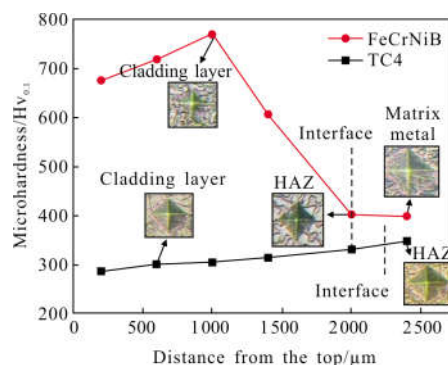


图 5 TC4 以及 FeCrNiB 熔覆层显微硬度分布

Fig.5 Microhardness distribution of the TC4 and the FeCrNiB cladding layer

4 再制造成形

基于表 3 中不同合金材料激光优化工艺,对存在表层裂纹和边部体积损伤的叶片开展再制造成形试验,试验前体积损伤叶片整体形貌及主要三维尺

寸数据如图 6 所示。

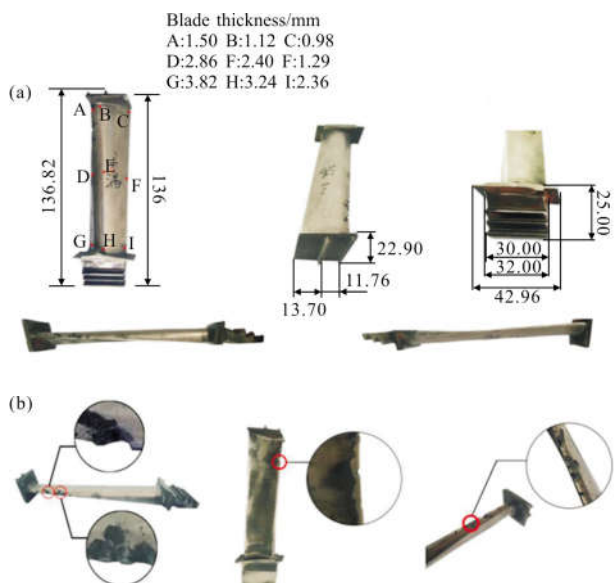


图 6 叶片表层裂纹及边部体积损伤叶片整体形貌及尺寸
 Fig.6 Overall morphology and size of surface crack and edge volume damage for the blade

在实际成形过程中，为控制熔覆成形的边部塌陷出现，分别从进气边起始点 A、叶身正面点 B 及叶身背面点 C 对塌陷区域进行变角度成形，A、B 和 C 点激光光束位姿态关系以及成形后整体形貌如图 7 所示。

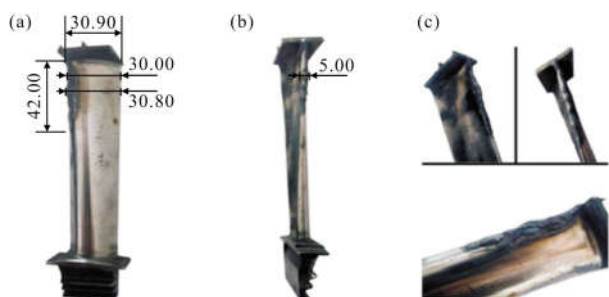


图 7 损伤叶片激光再制造后整体形貌

Fig.7 Overall morphology of damaged blade after laser remanufacture

在再制造后叶片顶部由顶向下等距选择 A~C 共 3 个形状控制点，在叶身部位由顶向下等距选择 D~L 共 9 个形状控制点，在叶根部位由顶向下等距选择 M~O 共 3 个形状控制点，采用三维反求的方式将再制造后尺寸进行测量，并和已获得的三维数据模型进行比对，反求数据如表 4 所示。结果表明：两

种材料成形均具有较好的形状尺寸精度，与模型形状尺寸最大误差不超过 0.8 mm。

表 4 体积损伤叶片再制造后形状三维反求测量数据
 Tab.4 Three-dimensional reverse measurement data for volume damaged blades after remanufacture

Select location	Test point	Blade A	Blade B
Top of the blade	Length A	26.50	26.38
	Width A	22.90	22.00
	Thickness B	3.26	3.42
	Length B	138.64	138.50
	Width on top C	29.42	29.16
	Width on root C	27.30	27.70
	Thickness D	1.50	2.16
	Thickness E	1.12	1.64
	Thickness F	0.98	1.02
	Thickness G	2.86	3.34
Blade	Thickness H	2.40	2.52
	Thickness I	1.29	1.10
	Thickness J	3.82	4.12
	Thickness K	3.24	2.98
	Thickness L	2.36	1.98
	Length M	42.96	43.00
Root of blade	Width N	25.00	13.80
	Thickness O	2.00	2.12
Severity of the injury		0.15~0.29	1.25~1.98

4 结 论

(1) 表层裂纹再制造优选 FeCrNiB 合金，其激光优化工艺参数为：激光功率 2.5 kW，扫描速度为 420 mm/min，送粉速率为 80 rad/min，气体流量为 180 L/h，脉宽为 10 ms，占空比为 1:1；体积损伤再制造优选 TC4 合金，优化工艺参数为：激光功率 1.5 kW，扫描速度为 360 mm/min，送粉速率为 90 rad/min，气体流量为 180 L/h，脉宽为 10 ms，占空比为 1:1。

(2) FeCrNiB 合金熔覆层顶部主要为呈均匀分布的细小致密的等轴晶,中部为定向增长的粗大的树枝晶,底部为与退化的树枝晶呈交错分布的平面胞状晶;TC4 合金熔覆层内均匀分布网篮组织,近基体部位过渡到等轴 α 和片层 β 相构成。二者都具有较好的金相组织。

(3) FeCrNiB 合金熔覆层显微硬度为 380~750HV_{0.1},较 TC4 合金基体提升约 1 倍,适合局部裂纹的再制造;而 TC4 合金熔覆层显微硬度为 295~350 HV_{0.1},与基体基本保持一致,适合基体损伤成形。

(4) 两种材料再制造成形后,均具有较好的形状尺寸精度,与三维标准形状尺寸最大误差不超过 0.8 mm。

参考文献:

- [1] Wang Xuede, Luo Sihai, He Weifeng, et al. Effects of laser shock processing without coating on mechanical properties of K24 nickel based alloy[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1): 0106005. (in Chinese)
- [2] Wang Hao, Wang Liwen, Wang Tao, et al. Method and implementation of remanufacture and repair of aircraft engine damaged blades[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(3): 1036-1048. (in Chinese)
- [3] Liu Weidong, Luo Zhen, Ao Sansan, et al. Electrochemical machining of TC4 turbine blades repaired layer [J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2017, 50(1): 49-53. (in Chinese)
- [4] Xu Binshi, Dong Shiyun, Men Ping, et al. Quality characteristics and nondestructive test and evaluation technology for laser additive manufacturing alloy steel components[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 7(4): 0401001. (in Chinese)
- [5] Nicolaus M, Mohwald K, Maier H J. Regeneration of high pressure turbine blades, development of a hybrid brazing and aluminizing process by means of thermal spraying [C]// *Procedia CIRP*, 2017, 59: 72-76.
- [6] Katnam K B, Comer A J, Roy D, et al. Composite repair in wind turbine blades: An overview [J]. *The Journal of Adhesion*, 2015, 91(1-2): 113-119.
- [7] Stefan Lucian Toma. The influence of jet gas temperature on the characteristics of steel coating obtained by wire arc spraying[J]. *Surface & Coatings Technology*, 2013, 220(15): 261-265.
- [8] Li Changhe, Hou Yali, Zhao Tingting, et al. Rapid manufacture and mechanical property evaluation of arc spraying 3Cr₁₃ auto mobile μ s front hood Die [J]. *Recent Patents on Mechanical Engineering*, 2013, 6(3): 7-12. (in Chinese)
- [9] Meng Fanjun, Xu Bingshi, Zhu Sheng, et al. Oxidation performance of Fe-Al/WC composite coatings produced by high velocity arc spraying [J]. *Journal of Central South University of Technology*, 2005, 12(2): 221-225. (in Chinese)
- [10] Wang Runnan, Xu Qingyan, Liu Baicheng. Application of computer simulation technology in turbine blades of aero engines manufacturing [J]. *Chinese Journal of Nature*, 2017(2): 79-86. (in Chinese)
- [11] Sun Chuguang, Liu Junhuan, Chen Zhiyong, et al. Cladding bio-ceramic coatings of low SiO₂-HA on the surface of titanium alloy[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(3): 0306003. (in Chinese)
- [12] Ren Weibin, Dong Shiyun, Xu Binshi, et al. Finite element analysis and test verification for thermal field of CW/pulsed laser remanufacture [J]. *Rare Meta Materials and Engineering*, 2017, 46(9): 2487-2492. (in Chinese)
- [13] Xie Mengyun, Wang Cheng, Zhang Peiyu, et al. Effects of LSPwC on microstructure and properties of GH3044 turbine case [J]. *Journal of Iron and Steel Research*, 2018, 47(4): 0406005. (in Chinese)
- [14] Gao Hua, Wu Yuping, Tao Chong, et al. Microstructure and performance of Fe-based composite coating produced by plasma cladding[J]. *Heat Treatment of Metals*, 2008, 33(8): 41-43. (in Chinese)
- [15] Yu Jumei, Lu Xun, Chao Mingju, et al. Investigation on microstructure and cracking susceptibility of laser-clad Fe-based alloy coatings [J]. *Applied Laser*, 2006, 26(3): 175-177. (in Chinese)
- [16] Tong Shaohui, Li Dong, Deng Zenghui, et al. Effect of forming direction on microstructure of TC4 titanium alloy prepared by electron beam selective melting [J]. *Hot Working Technology*, 2017(18): 83-85. (in Chinese)