

# TC4合金支架的激光选区熔化工艺研究

周冠男, 薛丽媛, 董文启, 任慧娇, 马慧君

中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司 辽宁沈阳 110043

**摘要:** 针对航空发动机TC4合金支架类零件开展激光选区熔化工艺研究, 通过对典型结构支架零件激光选区熔化工艺设计、试验, 以及理化性能、力学性能检测, 归纳了支撑结构设计准则, 考察了750℃和800℃退火工艺对TC4合金显微组织、室温力学性能、高温力学性能的影响。结果表明: 采用激光选区熔化工艺能够实现TC4合金支架零件的直接成形, 同时在750℃和800℃退火工艺下的力学性能差异不大, 均能够达到锻件标准要求, 可以满足航空发动机TC4合金支架零件的使用要求。

**关键词:** 激光选区熔化成形; TC4合金; 支撑结构; 退火; 理化性能; 力学性能

## 1 序言

TC4是一种中等强度的 $\alpha$ - $\beta$ 型两相钛合金(含6% $\alpha$ 稳定元素Al和4% $\beta$ 稳定元素V), 具有优异的综合性能, 可在400℃下长时间工作, 被广泛用于航空航天, 尤其是航空发动机领域<sup>[1]</sup>。由于其具有良好的工艺塑性和超塑性, 适用于各种压力加工成形, 因此现有航空发动机外部支架零件均采用TC4合金制备。为进一步满足新一代航空发动机减重提质的需求, 对于支架零件结构设计, 也向镂空、拓扑等极限轻量化方向开展, 这对传统制造技术提出了挑战。

激光选区熔化成形技术(SLM)作为新型制造技术, 相较传统锻造、铸造技术, 有着具备成形空间任意结构、快速、高性能的优势<sup>[2-5]</sup>, 虽然国内外对TC4合金激光选区熔化技术作了一定的研究, 但都不系统, 仅具有一定的借鉴意义。本文通过选取典型结构支架零件, 开展激光选区熔化成形工艺研究, 并对TC4合金激光选区熔化成形组织及性能进行分析, 验证了支架零件采用激光选区熔化成形技术的可行性。

## 2 试验材料及方法

### 2.1 试验用原材料

基于激光选区熔化成形工艺原理, 试验采用的原材料为超细TC4合金粉末(粒度组成为

15~63 $\mu\text{m}$ ), 该粉末是利用电极感应气体雾化(EIGA)工艺获取。化学成分见表1, 粉末颗粒形貌如图1所示, 粉末外观呈银灰色, 未出现明显氧化色的颗粒, 球形度较好, 视场内未见空心粉, 仅存在少量的卫星粉。

表1 TC4合金粉末和随舱试棒  
化学成分(质量分数) (%)

| 元素    | Al   | V    | Fe   | C     | N     | O     | H      | Ti |
|-------|------|------|------|-------|-------|-------|--------|----|
| 原材料粉末 | 6.00 | 4.07 | 0.15 | 0.019 | 0.014 | 0.124 | 0.0017 | 余量 |
| 随舱试棒  | 5.81 | 3.81 | 0.05 | 0.02  | 0.007 | 0.16  | 0.0024 | 余量 |

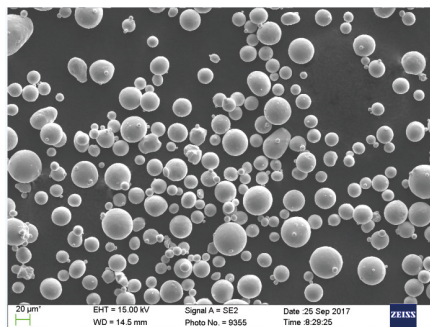


图1 TC4合金粉末扫描电镜照片

### 2.2 试验用设备

试验设备采用鑫精合激光科技发展(北京)有限公司自主研发的TSC-X350C激光选区熔化成形设备, 该设备是鑫精合公司第三代产品, 经改进后设备相对稳定, 其实际成形尺寸为250mm×250mm×280mm(长×宽×高), 设备激

光采用IPG公司500W光纤激光器，扫描振镜系统采用ScanLab公司的高精度三轴扫描振镜，成形室采用双缸体下送粉机构，设备外观如图2所示。



图2 激光选区熔化成形设备照片

为保证项目研究顺利开展，重新更换了新的滤芯，并将设备进行了严格的清理，尽可能地保证了设备成形室和内部管路的洁净。考虑到钛合金为活性金属，该设备使用的惰性气体为高纯氩（氩气纯度 $\geq 99.999\%$ ，满足GB/T 4842—2017《氩》的要求）。

### 2.3 工艺方法

（1）工艺参数 激光选区熔化成形工艺参数主要包括激光功率、铺粉层厚、填充方式和扫描策略<sup>[6]</sup>，经参数优化后，本试验采用的具体工艺参数见表2。依据此工艺参数成形支架零件及随舱试棒，其中随舱试棒主要用于理化及力学性能分析。

表2 TC4合金激光选区熔化成形工艺参数

| 序号 | 参数类型    |           | 数值                 |
|----|---------|-----------|--------------------|
| 1  | 激光功率/W  | 外壁        | 150                |
|    |         | 内壁        | 150                |
|    |         | 主体        | 275                |
|    |         | 上表面       | 125                |
| 2  | 铺粉层厚/mm | —         | 0.03               |
| 3  | 填充方式    | 表面填充      | 主体+上表面             |
|    |         | 角度/(°)    | 45                 |
| 4  | 扫描策略    | 扫描方式      | 短直线+后扫轮廓           |
|    |         | 扫描区域宽度/mm | 5                  |
|    |         | 区域重叠/mm   | 0.08               |
|    |         | 扫描角度/(°)  | 67、134、201、268、335 |

（2）支撑结构设计 为减小成形应力，保证成形质量及精度，总结前期多次迭代试验经验。本试验中采用两种支撑结构混合添加的方式进行，如

图3所示。其中，图3中黄色部分为实体支撑、蓝色部分为网格支撑。该支撑结构设计原理如下：实体支撑一般采用与主体零件相同的工艺参数制造，该结构主要对零件的变形控制发挥主导作用，用于零件在激光选区熔化成形过程中整体的刚性支撑，需要后序采用线切割、砂轮切割等机械加工的方式去除；网格支撑一般采用较低的激光能量对粉末进行烧结，使粉末呈现半熔融状态，未达到完全的冶金结合，其在激光选区熔化成形后强度较低、脆性较大，易于后期去除（一般采用手工钳修即可，去除难度较低）。网格支撑主要作用为承托零件实体上悬空部位，如在不支撑状态下，粉末烧结过程中会出现塌陷、破碎等情况，导致激光选区熔化成形过程终止或失败，同时该结构有一定的控制变形的作用，对于抑制局部变形有显著效果。

本试验中为了进一步减少激光选区熔化成形过程中应力的累积，对实体支撑进行拓扑优化，添加了镂空、栅格等特殊结构，在保证实体支撑对零件有足够的承托和抗变形能力的基础上，实现实体支撑体积的最小化。该结构不但可以显著减少应力，而且能在一定程度上缩短制造时间、节约成本。

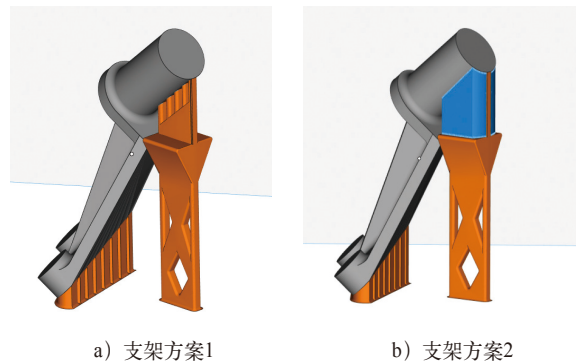


图3 支架零件模型支撑添加方案

（3）热处理 本试验参考GJB 3763A—2004《钛及钛合金热处理》推荐退火参数范围（700~850℃保温60~12min，空冷或更慢）内选取两种退火工艺进行试验验证，分别为750℃退火和800℃退火，并采用真空炉进行热处理，具体热处理工艺如下。

1) 750℃退火工艺：以10℃/min升温至750℃，保温135min，保温结束后随炉冷至500℃充氩气0.2MPa，再冷至80℃以下出炉。

2) 800℃退火工艺：以10℃/min升温至800℃，

保温135min，保温结束后随炉冷至500℃充氩气0.2MPa，再冷至80℃以下出炉。

## 2.4 理化性能及力学性能检测

检测试棒的取样规则如图4所示，由图中可以看出，激光选区熔化成形制件生长方向为纵向（Z向），垂直于生长方向为横向（X、Y向），本试验中仅对横向和纵向两个成形方向的性能作对比分析。

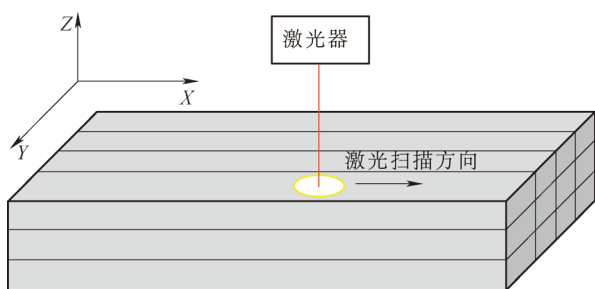


图4 力学性能试样取样方向

利用万能拉伸试验机对试样进行室温拉伸性能、高温拉伸性能和高温持久性能测试；利用化学成分检测仪进行化学成分测试；利用金相显微镜对腐蚀后的金相试块进行高倍和低倍观察，金相腐蚀剂采用凯勒试剂，其体积配比为 $V_{HF}:V_{HNO_3}:V_{H_2O}=1:2:7$ 。

按GB/T 4698《海绵钛、钛及钛合金化学分析方法》（所有部分）规定，对TC4合金原材料粉末和激光选区熔化成形件随舱试棒进行化学成分测定；按GB/T 13298—2015《金属显微组织检验方法》对随舱制造的金相试块进行高低倍检查；按GB/T 228.1—2010《金属材料拉伸试验 第1部分：室温试验方法》对随舱制造的力学性能试棒进行室温拉伸测试；按GB/T 228.2—2015《金属材料拉伸试验 第2部分：高温试验方法》对随舱制造的力学性能试棒进行400℃拉伸测试；按GB/T 2039—2012《金属拉伸蠕变及持久试验方法》对随舱制造的力学性能试棒分别进行350℃和400℃持久测试。

## 3 试验结果与分析

### 3.1 成形质量

激光选区熔化成形后的支架零件以及随舱试棒实物外观形貌如图5所示，由图5可以看出，零件及随舱试棒成形质量良好，目视检查后，无可见的裂

纹、孔洞、穿透性缺陷及残留粉末，支撑结构未见裂纹、破裂等问题。

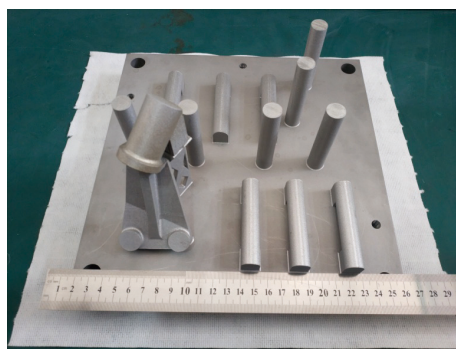


图5 支架零件激光选区熔化成形后实物照片

### 3.2 化学成分分析

通过对TC4合金原材料粉末和激光选区熔化成形件随舱试棒进行化学成分测定，其结果见表1。由表1可以看出，Al、V、Fe等主要合金元素含量微量降低，O、N、H等杂质元素含量微量升高。

经分析认为，激光选区熔化工艺过程是由激光作为热源对金属粉末进行烧结，当高能激光烧结金属粉末时，部分熔点低的元素瞬时气化，产生了一定的挥发，导致Al、V、Fe元素在合金成分中出现含量降低的情况；同时，粉末中的空心粉及微小的粉末间隙存在包裹空气的可能，虽然粉末置于设备中处于氩气保护气氛下，但不能100%规避O<sub>2</sub>、N<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>等气体的影响，同时原材料粉末中也包含一定成分比例的O、N、H等杂质元素，且钛合金作为活性金属，极易与O<sub>2</sub>、N<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>等气体发生反应，在激光作用的激烈熔池反应过程中吸收O、N、H等杂质元素，最终导致了O、N、H等杂质元素含量升高的情况。

### 3.3 显微组织分析

通过对随舱制造的金相试块进行高低倍检查，其金相照片如图6所示。由图6可以看出，两块金相试块分别为750℃热处理试块和800℃热处理试块，其中750℃热处理试块有2处孔洞缺陷，未见裂纹、未熔合等线性缺陷；800℃热处理试样未见孔洞、裂纹、未熔合等线性缺陷。通过对750℃热处理试块中孔洞缺陷进行尺寸测量，其圆形缺陷尺寸直径约为0.1mm，长形缺陷沿长方向长度值约为0.4mm，其成形件致密度必然不能达到100%，存在一定气孔缺陷属于正常情况。

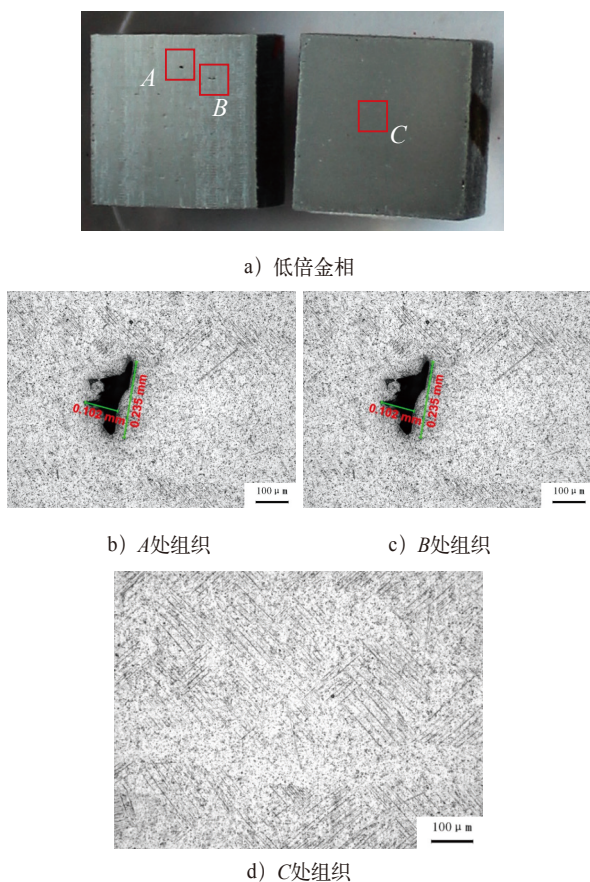


图6 金相试块照片

TC4属于 $\alpha + \beta$ 型T钛合金,其性能与组织结构密切相关。密排六方结构的 $\alpha$ 相和体心立方结构的 $\beta$ 相构成了TC4合金的基本相,两相的比例、形状和尺寸直接决定着TC4合金的力学性能。TC4合金沉积态微观组织形貌主要取决于成形工艺过程中的冷却速率,冷却速率越高,组织越细化,其一般是由分布均匀的针状 $\alpha'$ 马氏体和少量 $\beta$ 相组成,随着对其进行退火热处理,其微观组织逐渐转变为 $\alpha + \beta$ 混合组织,其微观形貌呈现不同取向相互交叉的 $\alpha$ 板条与板条间 $\beta$ 相组成,但尚未形成清晰的交错编织排列的网篮状组织,这是由于退火温度低于 $\beta$ 相转变温度和再结晶温度,在退火过程中 $\beta \rightarrow \alpha$ 相扩散转变较慢,当退火时间较短时,整体组织变化不会太大,仅是针状 $\alpha$ 相的体积分数有所增加, $\alpha$ 相板条马氏体发生一定的粗化<sup>[7]</sup>。

### 3.4 力学性能分析

(1) 室温拉伸 通过对随舱制造的力学性能试棒进行室温拉伸测试,其结果如图7、图8所示。与GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》

中TC4钛合金锻件标准中规定值相比可以看出,无论在750℃退火工艺下的试棒性能,还是800℃退火工艺的试棒性能,均高于材料标准的下限值,且伸长率和断面收缩率均远高于材料标准。

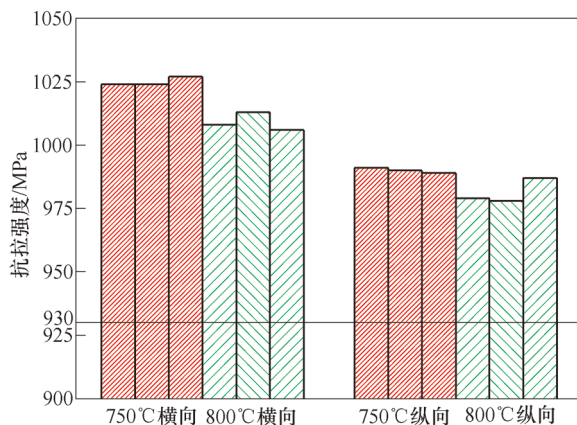


图7 室温抗拉强度对比

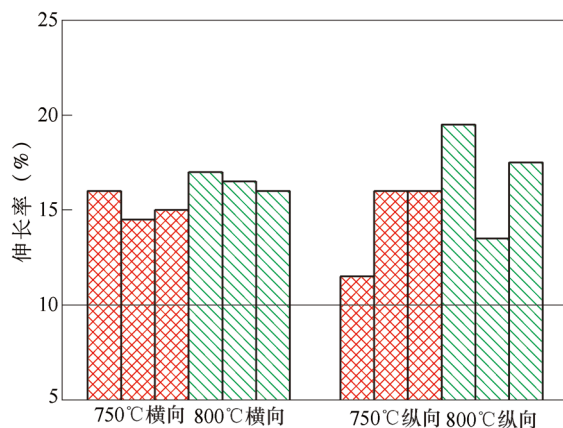


图8 室温伸长率对比

从两种退火工艺下试棒性能结果相比可以看出,成形方向无论纵向还是横向,其结果差异不大,750℃退火工艺下的试棒抗拉强度有所提高,而伸长率稍有下降。经分析认为,激光选区熔化沉积态组织中针状 $\alpha'$ 马氏体在加热时会发生分解,其亚稳态 $\alpha'$ 组织通过形核和长大过程分解,转变为粗化的 $(\alpha + \beta)$ 相,随着退火温度的升高,其粗化的 $(\alpha + \beta)$ 相逐渐增多,对塑性的损伤作用减弱;同时,A1和O等强化元素富集在 $\alpha$ 相中, $\beta$ 转变相的强度会低于 $\alpha$ 相的强度,随着热处理温度升高, $\beta$ 相的含量逐渐增多,因此最终试件的强度降低而塑性显著提高<sup>[8]</sup>。

(2) 高温拉伸 通过对随舱制造的力学性能

试棒进行400℃拉伸测试,其结果如图9、图10所示。与GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》中TC4钛合金锻件标准中规定值相比可以看出,无论在750℃退火工艺下的试棒性能,还是800℃退火工艺的试棒性能,均高于材料标准的下限值,且伸长率和断面收缩率均高于材料标准;从两种热处理工艺下试棒性能结果相比可以看出,成形方向无论纵向还是横向,其结果基本相当,未见明显差异,仅其纵向试棒的屈服强度相比横向试棒有所降低。

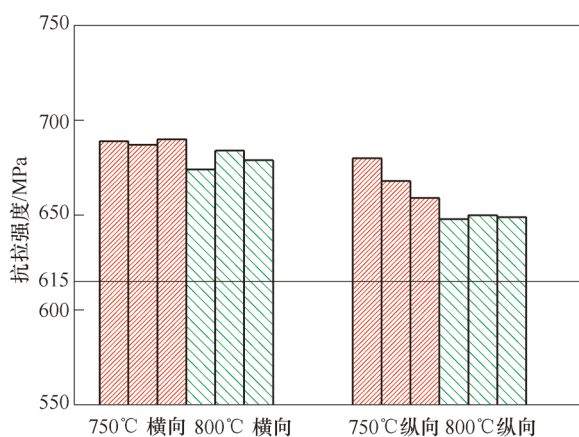


图9 高温抗拉强度对比

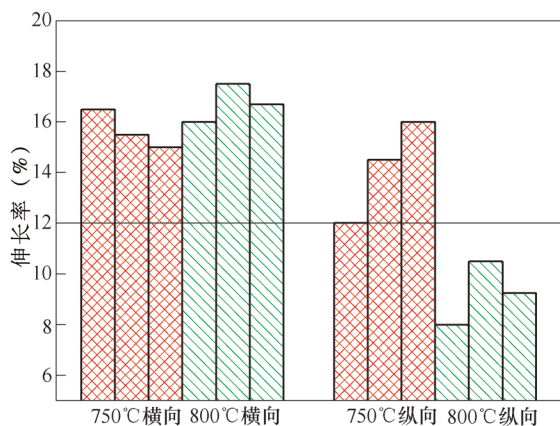


图10 高温伸长率对比

(3) 高温持久性能 通过对随舱制造的力学性能试棒分别进行350℃和400℃持久性能测试,其结果见表3。试验初期采用350℃、490MPa的条件进行测试,从测试结果可以看出,试棒在100h后未发生断裂,能够达到要求。随后,决定按GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》规定测试条件(400℃、570MPa)进行试验。从试验结果可以看

出,750℃热处理的试棒其测试100h后未发生断裂,能够达到GJB 2744A—2007《航空用钛及钛合金锻件规范》中TC4钛合金锻件标准要求。

表3 高温持久力学性能对比

| 试样状态            | 试验温度/℃ | 试验强度/MPa | 取样状态 | 持久时间/h | 备注 |
|-----------------|--------|----------|------|--------|----|
| 增材制造试棒(800℃热处理) | 350    | 490      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 350    | 490      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 350    | 490      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 350    | 490      | 横向   | 101    | 未断 |
|                 | 350    | 490      | 横向   | 101    | 未断 |
|                 | 350    | 490      | 横向   | 101    | 未断 |
| 增材制造试棒(750℃热处理) | 400    | 570      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 400    | 570      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 400    | 570      | 纵向   | 101    | 未断 |
|                 | 400    | 570      | 横向   | 101    | 未断 |
|                 | 400    | 570      | 横向   | 101    | 未断 |
|                 | 400    | 570      | 横向   | 101    | 未断 |
| TC4合金锻件标准       | 400    | 570      |      | ≥100   |    |

#### 4 结束语

1) 采用激光选区熔化工艺能够实现航空发动机TC4合金支架零件的直接成形,成形效果良好。

2) 采用“实体支撑+网格支撑”两种支撑结构混合添加的方式,能够有效地减少成形过程中的应力,达到控制变形的目的。

3) TC4合金激光选区熔化成形过程中,由于元素烧损会导致Al、V、Fe等主要合金元素含量微量降低,另外加上粉末中的空心粉及微小的粉末间隙存在包裹空气的现象,因此会导致O、N、H等杂质元素含量微量升高的情况。

4) TC4合金激光选区熔化成形试棒的室温拉伸、高温拉伸和持久性能,均能达到锻件材料标准下限值的要求,能够满足零件的性能需要。

5) TC4合金激光选区熔化成形后,在750℃和800℃退火工艺下试棒的室温拉伸、高温拉伸和持久性能并无显著差异,750℃退火工艺在室温拉伸性能试验中,抗拉强度较高,而塑性略低。

#### 参考文献:

- [1] SUN L P, LIN G Y, LIU J, et al. Effect of low temperature thermo-mechanical treatment on microstructures and mechanical properties of TC4

# 2319铝合金电弧增材热处理工艺及性能研究

任惠圣<sup>2</sup>, 靳鹏<sup>1, 2</sup>, 康克新<sup>1, 2</sup>, 刘一搏<sup>1, 2\*</sup>, 刘甲坤<sup>3</sup>, 孙清洁<sup>1, 2</sup>

1. 哈尔滨工业大学先进焊接与连接国家重点实验室 黑龙江哈尔滨 150001

2. 哈尔滨工业大学(威海)山东省特种焊接技术重点实验室 山东威海 264209

3. 潍坊市工业发展促进中心 山东潍坊 261000

**摘要:** 研究了电弧增材2319铝合金的热处理工艺及其对微观组织及性能的影响。热处理后试样最大抗拉强度为386.2MPa, 与直接沉积态相比提升了52.5%。

**关键词:** 电弧增材铝合金; 热处理; 微观组织; 力学性能

## 1 序言

2319铝合金具有高强度和高热稳定性等优点, 被广泛应用于航空飞行器大型结构件的制造<sup>[1, 2]</sup>。例如, 火箭燃料贮箱所用的材料为2319铝合金, 其制备主要通过铸造、锻造、减材成形以及焊接的工艺方法进行生产<sup>[3, 4]</sup>。由于燃料贮箱的整个生产过程周期长、价格昂贵且材料利用率不足10%<sup>[5, 6]</sup>; 此外, 焊接接头质量是考验整个燃料贮箱力学性能的关键, 然而焊接接头的质量仅能达到母材强度的

60%左右<sup>[7, 8]</sup>, 因此低的接头性能使得材料的整体使用性能下降。

为了满足高效、高质航空航天用空心环形结构生产的需求, 电弧增材制造作为一种高效的制备方法被广泛关注。BAI等<sup>[9]</sup>采用电弧增材方法制备了2319铝合金试样, 并对工艺参数进行优化。结果表明, 随沉积层高度的增加, 沉积试样的强度逐渐增加。最终获得强度和伸长率分别为237MPa和11.0%的沉积试样。CONG等<sup>[10]</sup>对比分析了CMT不同模式

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(52175299)。

通信作者: 刘一搏, 副教授, 主要研究方向为电弧增材制造及异种金属连接, E-mail: ybliu0701@hit.edu.cn。

- alloy[J].Journal of Central South University of Technology, 2010, 17 (3): 443-448.
- [2] 巩水利, 锁红波, 李怀学.金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J].航空制造技术, 2013 (13): 66-71.
- [3] 刘业胜, 韩品连, 胡寿丰, 等.金属材料激光增材制造技术及在航空发动机上的应用[J].航空制造技术, 2014 (10): 62-67.
- [4] 田宗军, 顾冬冬, 沈理达, 等.激光增材制造技术在航空航天领域的应用与发展[J].航空制造技术, 2015 (11): 38-42.
- [5] 孙小峰, 荣婷, 黄洁, 等.激光增材制造技术在航空制造领域的研究与应用进展[J].金属加工(热加工), 2021 (3): 7-14.
- [6] JUECHTER V, SCHAROWSKY T, SINGER R F, et al.Processing window and evaporation phenomena for Ti-6Al-4V produced by selective electron beam melting[J].Acta Materialia, 2014, 76: 252-258.
- [7] 梁晓康, 董鹏, 陈济轮, 等.激光选区熔化成形Ti-6Al-4V钛合金的显微组织及性能[J].应用激光, 2015, 34 (2): 101-104.
- [8] 肖振楠, 刘婷婷, 廖文和, 等.激光选区熔化成形TC4钛合金热处理后微观组织和力学性能[J].中国激光, 2017, 44 (9): 87-95.

MW 20210824