

# 离子推力器溅射沉积物防剥离放电室的设计及 激光选区熔化增材制造研究\*

李建鹏<sup>1,2</sup>, 靳伍银<sup>1</sup>, 赵以德<sup>2</sup>, 代鹏<sup>2</sup>, 张兴民<sup>2</sup>, 张文涛<sup>2</sup>

(1. 兰州理工大学 机电工程学院, 甘肃 兰州 730050;

2. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 甘肃 兰州 730000)

**摘要:** 为了抑制离子推力器寿命末期由溅射沉积导致的放电室膜层剥落物脱落, 首先采用理论研究和试验的方法开展了剥落物抑制放电室的设计, 基于零件结构和增材制造特点开展了零件工艺性分析并提出解决方案, 实现了放电室增材制造, 开展了离子推力器放电室溅射物防脱落性能测试。结果表明: 放电室内表面设计纹理化结构排布形式为正六边形, 凸起部分外接圆直径0.5 mm, 间距0.25 mm, 高度0.5 mm时可降低溅射沉积物脱落概率及碎屑尺寸, 通过分层旋转扫描, 选择激光功率425 W, 扫描速度1 200 mm/s工艺参数可实现大尺寸薄壁、具有复杂微小特征钛合金回转体制造, 通过结构拓扑, 镂空点阵结构、工艺参数和空间摆放位置优化, 成型零件壁厚一致性偏差小于0.10 mm。放电室优化前后推力器性能稳定, 各工作点关键参数相对误差小于4%。本文的研究为离子推力器放电室溅射沉积物脱落抑制方法和复杂结构的激光选区熔化增材制造成型提供了工程应用方案。

**关键词:** 离子推力器; 放电室; 溅射沉积物; 选区激光熔化; 抑制

**中图分类号:** V439.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2303019-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2303019

## 1 引言

离子推力器因其高比冲、长寿命、推力精确可控等优点, 在航天器姿态控制、轨道转移、深空探测推进、无拖曳控制等任务得到越来越广泛的应用<sup>[1-3]</sup>。为了适应空间环境多样性, 离子推力器多模式调节成为各国研究的热点。在深空探测任务中其优势更为明显, 美国<sup>[4-5]</sup>、英国<sup>[6-7]</sup>、俄罗斯<sup>[8]</sup>等开展了长寿命多模式离子推力器研制。

放电室作为产生、约束等离子体的场所, 是离子推力器的核心组件, 而推力器内各个零件直接暴露于等离子体环境下, 处于较低电势的金属零件不可避免地被溅射刻蚀, 而溅射产物易在零件表面沉积镀膜, 当镀膜达到一定程度后将发生剥离, 脱落, 若不加以控制, 脱落物尺寸往往大于推力器结构内

部电极间间隙, 从而诱发非预期电击穿<sup>[9]</sup>, 甚至导致推力器绝缘失效。

结合推力器工作原理及服役环境, 可能引发非预期放电的因素主要有5类: ①电极表面存在缺陷; ②电极间存在低气压环境; ③电极间存在等离子体环境; ④电极间存在绝缘层; ⑤电极间存在漂浮多余物<sup>[10]</sup>。其中溅射沉积引发的非预期放电主要集中在离子溅射导致电极表面存在缺陷和电极间存在脱落漂浮多余物这2类因素及其耦合。美国SERT-2离子推力器由于溅射沉积物脱落导致栅极短路, 最终导致推力器失效。美国深空探测NSTAR离子推力器采用内置不锈钢网焊接于放电室内表面, 提升了放电室溅射沉积物蓄留能力。针对NSTAR离子推力器, 美国开展了扩展寿命试验并对放电室溅射脱落物尺寸、来源等开展了成分分析<sup>[11]</sup>。国际上因非预期电

\* 收稿日期: 2023-03-07; 修订日期: 2023-07-04。

基金项目: 国家自然科学基金(61601210); 甘肃省科技计划资助项目(22JR5RA789; 22JR5RA787)。

作者简介: 李建鹏, 博士生, 工程师, 研究领域为空间电推进技术及工程应用。

通讯作者: 靳伍银, 博士, 博士生导师, 研究员, 研究领域为空间电推进技术及复杂系统建模。E-mail: ljplzjtedu@163.com

引用格式: 李建鹏, 靳伍银, 赵以德, 等. 离子推力器溅射沉积物防剥离放电室的设计及激光选区熔化增材制造研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5):2303019. (LI J P, JIN W Y, ZHAO Y D, et al. Design of sputtered deposits flake suppression discharge chamber for ion thruster and research on laser-selective melting additive manufacturing [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5):2303019.)

击穿导致的离子推力器典型故障包括:美国NEXT推力器<sup>[12-13]</sup>和NSTAR推力器<sup>[14]</sup>在寿命试验中发生因非预期放电击穿导致推力器放电室熄弧事件,美国DS-1, Dawn等航天器用推力器因为非预期放电异常关机<sup>[15-16]</sup>, XIPS系列推力器在早期应用中因推力器击穿放电与电源处理单元耦合导致电推进系统失效<sup>[17]</sup>, 欧空局ESA卫星离子推力器发生非预期放电导致束流中断<sup>[18-20]</sup>, 日本HAYABASA深空探测离子推力器因非预期放电击穿导致束流中断<sup>[21-22]</sup>, 当推力器产生持续的电弧甚至会造成推力器整机失效。

我国离子推力器应用起步较晚, 2019年12月由长征五号火箭成功发射实践二十试验卫星, 兰州空间技术物理研究所研制的LIPS-300双模式离子推力器承担卫星位保及部分轨道转移任务, 已完成首次在轨应用。近期, 我国开启小天体探测任务, LIPS-300S离子推力器作为电推进系统的核心单机, 为航天器提供动力, 要求寿命达到36 000 h<sup>[23]</sup>, 远超LIPS-300双模式离子推力器21 000 h设计寿命, 其中放电室溅射沉积物抑制技术在国内尚属空白。为了满足工程应用对离子推力器长寿命、高可靠的需求, 急需开展放电室壁面剥落物抑制研究。

前期我国离子推力器研制试验表明, 放电室内表面焊接不锈钢网的措施因其结构本身存在尖端结构, 容易激发非预期放电, 因此需要在放电室内壁面加工微小、网格纹理特征, 其中采用选区激光熔化是实现溅射沉积物抑制方案放电室制造的有效方法。

选区激光熔化(SLM)成形过程中金属粉末完全熔化, 产生冶金结合, 因此成形零件的致密性好, 显微组织均匀, 力学性能优异, 且能够成形高精度复杂异型金属零件, 在航天领域典型应用案例包括2020年欧洲航天局螺旋天线和支架的激光选区增材制造, 2019年国内“嫦娥四号”中继星动量轮支架, 千乘一号卫星整星激光选区增材制造<sup>[24]</sup>。

本文首先开展溅射沉积物防剥离放电室设计, 通过分析放电室零件结构特点, 基于激光选区熔化增材制造开展零件工艺性分析并提出解决方案, 最终实现薄壁大尺寸具有复杂微小特征放电室的加工制造和剥落物有效抑制。本文研究为推力器溅射沉积剥落物脱落抑制提供了设计和制造思路, 为推力器长寿命和高可靠在轨应用工程化研制提供了参考。

## 2 溅射沉积物防剥离放电室设计

放电室是产生等离子体的场所, 是离子推力器的核心组件, 直接暴露于等离子体环境下, LIPS-

300S离子推力器放电室包括直段部分和锥段部分, 如图1所示, 从离子推力器地面寿命试验结果分析, 寿命末期产品存在由于溅射沉积镀膜剥落物导致栅极束流闪烁次数增多的风险。

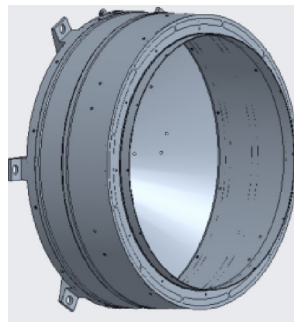


Fig. 1 Model of LIPS-300S ion thruster discharge chamber

离子推力器寿命末期出现溅射物的沉积不可避免, 如图2所示美国NSTAR推力器寿命试验中出现了同样的问题, 因此需要通过放电室内表面的结构优化提升沉积镀膜层的附着力, 其中增大放电室内表面的粗糙度和降低溅射沉积膜的厚度是提升附着力的有效方法。在前期工程研制中, 采用放电室内壁面喷砂表面处理, 多规格金属网铺设的方法提升附着力。其中喷砂处理表面在离子推力器高温环境下出现了镀膜层脱落现象, 铺设的金属网在高温下发生了翘曲且引发非预期放电, 因此, 采用激光选区熔化增材制造技术实现薄壁回转体放电室内壁面纹理防剥离特征加工, 提升放电室内壁面附着力。

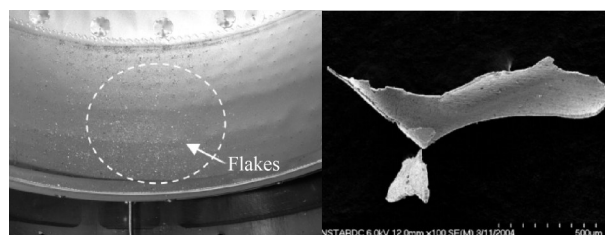


Fig. 2 Photograph of discharge chamber flake after 30 000 h life experiment of NSTAR ion thruster<sup>[15]</sup>

溅射沉积物防剥离放电室内壁面纹理特征的设计包括结构和尺寸两个方面, 其中尺寸的设计参照文献[15]美国对NSTAR扩展试验离子推力器放电室内溅射脱落沉积物统计结果, 如图3所示, 试验共采集到1 538个脱落的碎屑, 可以看到大量的剥离碎屑尺寸长度分布范围在0~0.5 mm, 随着碎屑尺寸增大, 对应的剥离碎屑数量显著减少, 当碎屑尺寸超过0.5 mm, 各尺寸分布范围对应的碎屑数量不超过2位

数,结合栅极间距0.6~1.2 mm,初步设计纹理特征最大长度小于0.5 mm。结构的设计结合国内外研制试验,开展了如图4所示的圆形、正正方形、正六边形结构设计,进行了样片离子直接溅射轰击试验,试验结果表明纹理排布形式为正六边形结构分布,六边形块为凸起部分(类似于键盘的按键),其余为沟槽部分,凸起部分尺寸为0.5 mm(外接圆直径),水平相邻两个凸台间距为0.25 mm,凸台高为0.5 mm这种结构及尺寸的纹理特征取得了较好的效果,离子溅射沉积的脱落物无条状大片形状,尺寸不超过0.3 mm,结合溅射沉积物脱落尺寸、分布范围、纹理特征结构试验结果,在LIPS-300S离子推力器放电室内表面设计六边形纹理化结构。

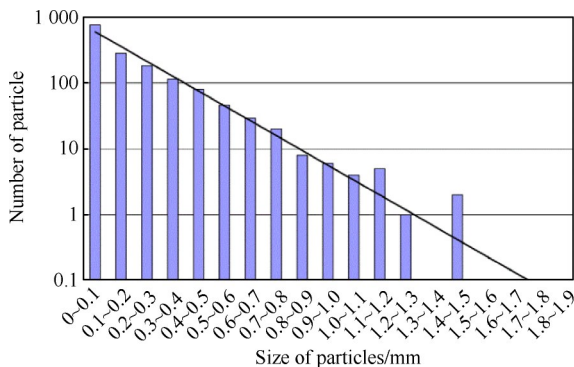


Fig. 3 Size of particle in the discharge chamber after the NSTAR ion thruster extension test<sup>[15]</sup>

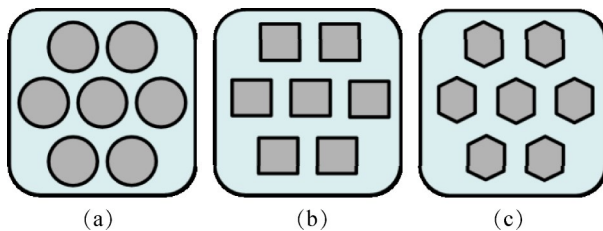


Fig. 4 Schematic diagram of the texture characteristics of the interior wall of the discharge chamber

### 3 基于SLM成形放电室零件工艺难点分析及解决方案

#### 3.1 工艺难点分析

##### (1) 内表面纹理结构成形困难

放电室为薄壁结构,厚0.5 mm,内壁为正六边形凸台结构,零件薄壁成形风险大,且整体控形难度高,尺寸精度要求高。内表面网格结构数据量大,放电室网格数高达100万个,模型输入复杂、程序剖分困难,若网格结构采用常规参数成形,网格会与零件主体粘结在一起,达不到设计要求。

##### (2) 大尺寸薄壁结构控形难度大

放电室为薄壁回转体结构,直径大于300 mm,高度大于500 mm,热成形过程中会出现径向和轴向不均匀收缩,靠近基板一侧受基板约束较大,远离基板一侧基板的约束作用减弱,即按理论模型打印后放电室上下端会出现直径不等现象,同时,零件内表面存在网格结构,不可添加支撑,仅能在外壁面添加支撑,较弱的支撑难以达到控形的目的,较强的支撑后处理去除时易损坏零件。

##### (3) 成形过程中对设备稳定性要求高

零件非加强筋位置厚度仅有0.5 mm,停机可能造成零件接刀位置错位报废,零件网格结构尺寸较小,成形过程中极短时间的停机都会造成网格结构的挂渣、粘粉,射线检测呈线性显示。

#### 3.2 解决方案

##### (1) 结构拓扑优化 合理选择支撑

基于离子推力器放电室传力路径、功能、增材制造工艺特点,开展结构拓扑优化,将直段阳极筒与锥段阳极筒一体化设计,取消二者配合公差的高要求,通过薄壁设计加强筋结构实现大型回转体薄壁零件控形,加强筋处的纹理化特征直接成型在放电室内壁的加强筋上,如图5所示。

由于零件控形难度较大,内壁纹理网格凸台不可添加支撑,因此只能在零件外壁添加支撑,如图6所示,且支撑不可添加过密,强度不可过强,需按照一定间隔添加网格支撑来保证零件的有效控形,合理添加工艺余量,优化支撑参数和结构,规避薄壁类零件支撑去除难度大,极易损伤零件的风险。

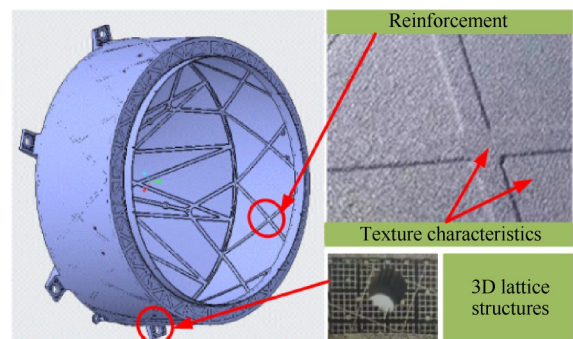


Fig. 5 Optimized model of LIPS-300S ion thruster discharge chamber

##### (2) 运用镂空点阵结构,合理设计摆放方向

通过大量周期性复制单个胞元进行设计制造,通过调整点阵的相对密度,胞元的形状、尺寸、材料以及加载速率多种途径来调节结构的强度、韧性等



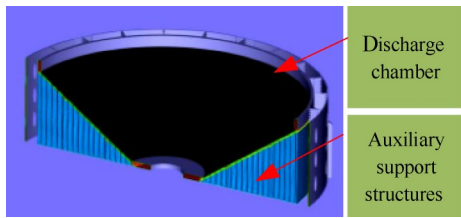


Fig. 6 Schematic diagram of auxiliary support for additive manufacturing in the discharge chamber

力学性能,如图 5 所示,镂空点阵设计在放电室结构中设置在 6 个安装耳位置,其主要目的是减小 6 处安装耳凸台平面在打印过程中产生的应力,实现离子推力器放电室零件的控形。

成形方向影响零件各个部位的尺寸精度,而零件各向异性也主要是与零件在成形舱中的摆放方向有关,成形方案设计遵循原则是:成形顺序为零件结构由大到小,调整零件摆放方向尽量减少辅助支撑,并且避免过大的倾斜角度,尽可能保证零件自由成形。

在成形过程中,零件下表面在没有支撑的情况下,粗糙度比上表面高,零件下表面与基材的角度越小,该面的粗糙度越高。粗糙的表面经过抛光处理后尺寸偏差为负,难以控制尺寸精度。而要保证零件能够自由成形,零件与基材之间的角度最小为 45°,当其角度小于 45°时,由于没有支撑会导致零件下表面缺损甚至无法成形。离子推力器放电室零件摆放形式直段在下,通过选择合理的摆放方式和角度,降低零件变形程度,再通过添加合理的补偿量,保证零件尺寸精度。

(3) 加强前端输入控制合理选择工艺参数

针对零件内表面网格不可打磨的特点,在前端输入控制工序操作,同时加强现场管理。针对机加

工可能导致的装夹变形问题,制作专用机加工装。零件成形前对设备不稳定因素提前排查,不能在成形过程中出现停机,防止内纹理出现搭接面,主要成形设备选用西安铂力特增材制造公司研发的 BLT-S600,最大成形尺寸 600 mm×600 mm×600 mm,分层厚度 20~100μm,激光器功率 500 W×4,激光波长 1060~1 080 nm。通过迭代后离子推力器放电室零件 SLM 选区激光熔融成形工艺参数如表 1 所示。成形时惰性气氛室中所充填的氩气应符合 GB/T4842 的规定,其纯度应不低于 99.99%,氧分析仪采样监测氧含量确认 ≤0.03% 后,方可开始零件成形。

4 离子推力器放电室零件性能

4.1 随炉试样性能

(1) 室温拉伸性能

LIPS-300S 离子推力器 TC4 钛合金放电室零件成形完成后进行热处理,对退火状态下随炉试样进行室温抗拉伸性能检测,性能试样的取样方向如图 7 所示,xy 为横向,z 为纵向,拉伸试样如图 8 所示,试样参照 GB/T228-2002 对试样的抗拉强度、屈服强度、断后伸长率等项目进行测试,试样力学性能如表 2 所示。

可以看到随炉横向和纵向试样的室温拉伸性能在热处理状态下优于钛合金锻件,满足 LIPS-300S 离子推力器抗力学要求。

(2) 随炉试样金相分析

参照 GB/T 3488.1 对试样进行抛光腐蚀,500 倍下随炉试样金相图如图 9 所示,检测未发现裂纹、偏析、气孔、裂纹、未融合冶金缺陷,组织均匀,显微组织中无明显且连续的原始颗粒边界,说明零件增材制造

Table 1 Ion thruster discharge chamber additive manufacturing process parameters

Scan direction	Laser power/W	Scan speed/(mm/s)	Light spot diameter/mm	Powder supply volume/%	Cycle wind speed/(m/s)	Layer thickness/mm
Layered rotary	425	1200	0.08	0.06~0.12	2.5~2.8	0.03

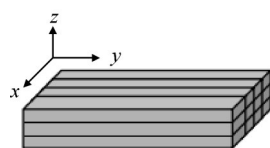


Fig. 7 Definition of specimen orientation

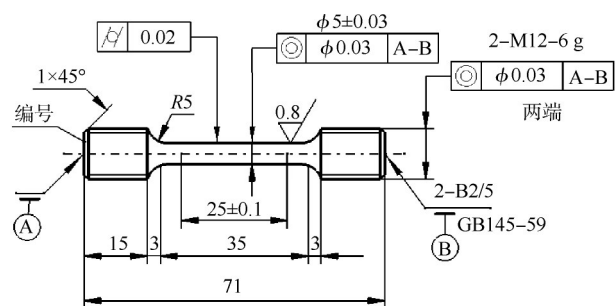


Fig. 8 Tensile specimen dimensions(mm)

工艺方案可行。

### 4.2 放电室零件性能

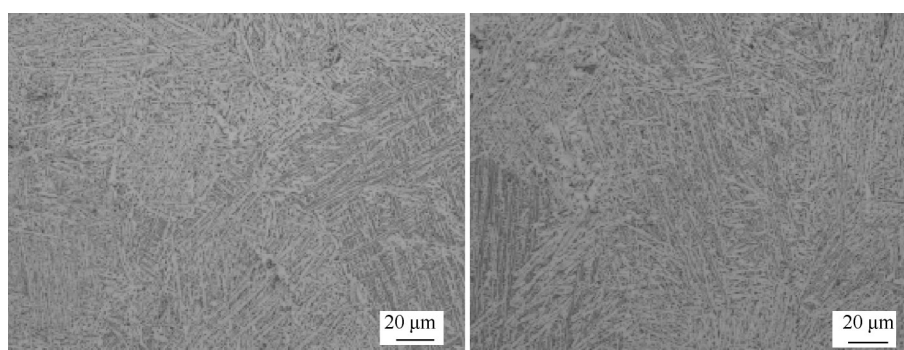
#### (1) 零件成型控形

针对放电室零件存在内部纹理特征,对零件的壁厚不能实际测试,存在外部尺寸检验合格,零件壁厚一致性差的风险。采用三维扫描设备将增材制造

成形零件与三维模型对比扫描,图10给出了成形零件与模型外部整体轮廓尺寸差值云图,可以看到成形后零件外部轮廓尺寸较三维模型最大对比值为0.3317 mm,但零件所有部位壁厚一致性偏差小于0.10 mm,满足使用要求,该零件最终成形是通过增减材加工实现的。

Table 2 Mechanical properties of specimens

Temperature	Specimen number	Tensile strength/MPa	Yield strength/MPa	Elongation after break/%	Cross-sectional shrinkage/%
26 °C	TC4	≥895	≥830	≥12.0	25
	X1	932	884	16.5	43
	X2	956	891	16.5	45
	X3	985	869	17.5	42
	Y1	978	907	18.0	53
	Y2	968	906	17.5	54
	Y3	969	902	19.0	52



(a) 500X horizontal

(b) 500X vertical

Fig. 9 Tensile specimen metallographic testing

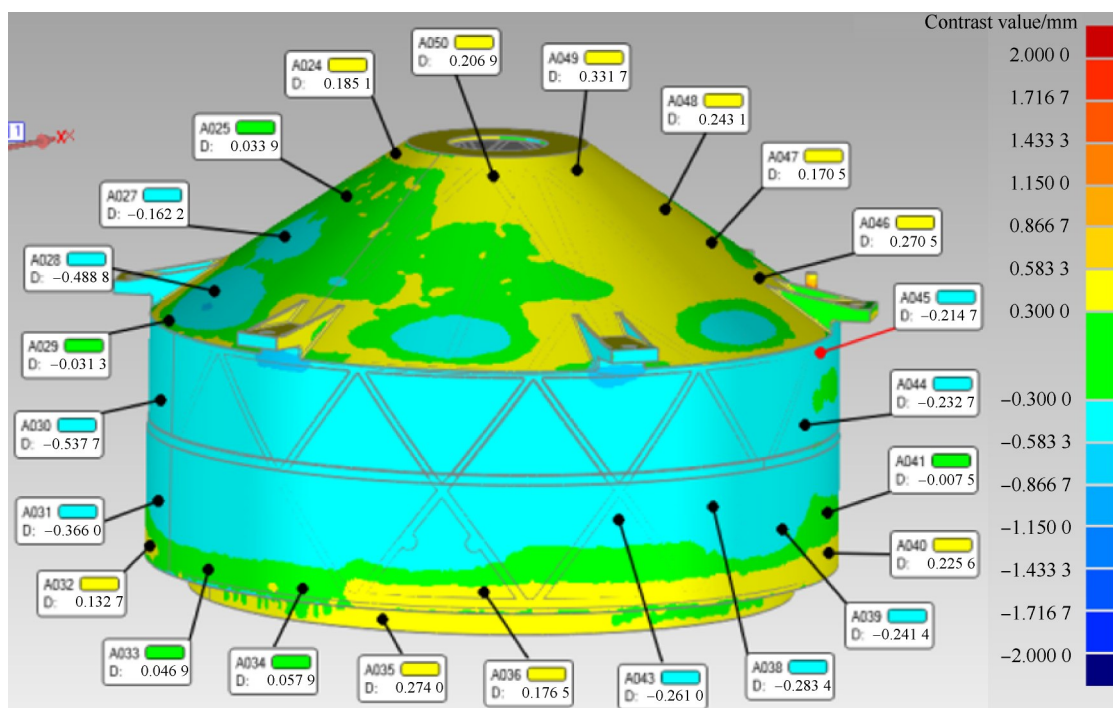


Fig. 10 3D scan of the discharge chamber

图 11 给出了离子推力器增材制造放电室零件, 用光学三维轮廓仪 50 倍放大下观察放电室溅射沉积物抑制内壁纹理结构特征, 如图 12 所示, 结果表明通过选区激光熔化技术实现了离子推力器溅射沉积物防剥离放电室增材制造。

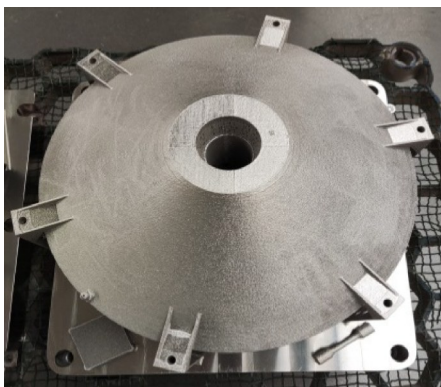


Fig. 11 Photo of the discharge chamber for additive manufacturing process



Fig. 12 Texture characteristics of discharge chamber at 50X with optical 3D profiler (partial)

(2) 离子推力器放电室溅射物防脱落性能

为了验证增材制造离子推力器放电室溅射沉积物防剥离效果, 将放电室内壁面半圈设计为防剥离纹理特征, 半圈设计为机械加工面, 放电室随整机开展寿命试验。图 13 给出了 6 500 h 试验后半圈纹理化放电室照片, 可见未经纹理化的区域(图 13(a))有明显的溅射沉积物鼓包、起皮、剥离, 而经纹理化的区域(图 13(b))无剥离现象, 用 4.7 N/cm 聚酰亚胺胶带测试其结合力, 沉积物紧密附着在放电室内壁上, 无脱落。图 14 给出了放电室采用纹理化特征前后离子推力器性能参数的变化曲线, 20 个工作点下, 放电室优化前后推力器的推力相对偏差小于 4%。如图 15 所示, 推力器性能稳定, 说明离子推力器放电室溅射物防脱落设计合理、有效。偏差主要来源于离子推力器放电电流, 即



(a) Before optimization



(b) After optimization

Fig. 13 Photograph of the discharge chamber after the test (partial)

$$I_a = \frac{1}{4} \left( \frac{8kT_e}{\pi m} \right)^{1/2} en_e A_a \exp^{-e\phi/(kT_e)} \quad (1)$$

式中  $k$  为玻尔兹曼常数,  $1.3807 \times 10^{-23}$  J/K;  $T_e$  为电子温度, eV;  $m$  为电子质量, kg;  $e$  为电子电量,  $1.602 \times 10^{-19}$  C;  $n_e$  为等离子体电子密度,  $m^{-3}$ ;  $A_a$  为阳极表面能吸收电子和离子的面积大小,  $m^2$ ;  $\phi$  为阳极的等离子

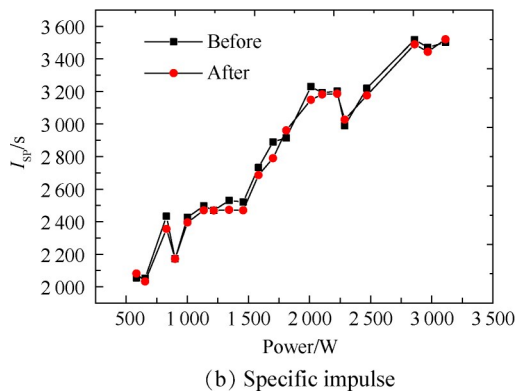
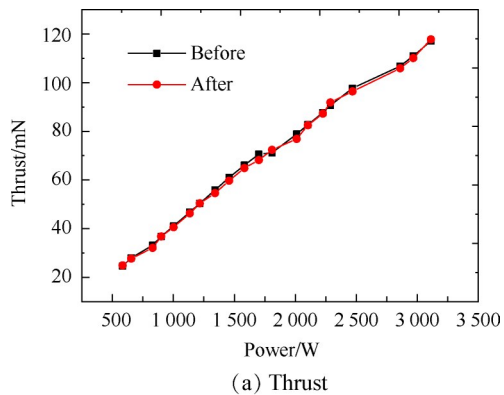


Fig. 14 Change of ion thruster performance before and after optimization



电势, V。放电电流随阳极表面面积 $A_a$ 变化而变化, 内表面设计了纹理特征, 改变了放电室阳极内表面面积, 在推力器实际应用中可通过调节放电电流, 实现束电流的闭环控制, 保证离子推力器推力稳定输出。

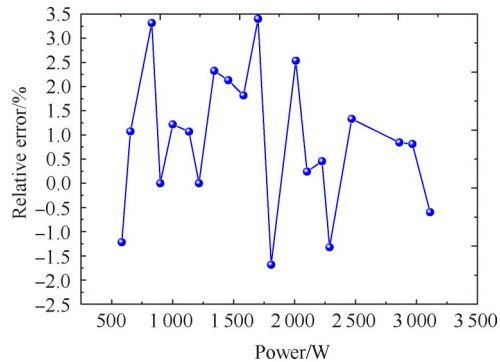


Fig. 15 Ion thruster thrust relative error before and after optimization

## 5 结论

本文通过研究, 得到如下结论:

(1) 放电室内表面设计纹理化结构排布形式为正六边形, 凸起部分外接圆直径 0.5 mm, 间距 0.25 mm, 高度 0.5 mm 时可降低溅射沉积物脱落概率及碎屑尺寸。

(2) 采用选区激光熔化增材制造技术, 通过分层旋转扫描, 选择激光功率 425 W, 扫描速度 1 200 mm/s 工艺参数可实现大尺寸薄壁、具有复杂微小特征回转体制造。随炉试样室温拉伸性能在热处理状态下优于钛合金锻件。通过结构拓扑, 镂空点阵结构、工艺参数和空间摆放位置优化, 成型零件壁厚一致性偏差小于 0.10 mm。

(3) 通过离子推力器放电室溅射物防脱落性能测试试验表明, 防脱落设计合理有效, 推力器性能保持稳定, 各工作点关键参数相对误差小于 4%。本文的研究为离子推力器寿命末期剥落物脱落抑制方法和复杂结构的激光选区熔化增材制造成型提供了工程应用方案。

**致谢:** 感谢国家自然科学基金、甘肃省科技计划资助项目和中国空间技术研究院杰出青年人才基金的资助; 感谢耿海研究员在实验研究中给予的帮助。

## 参考文献

[ 1 ] 李建鹏, 张天平, 赵以德, 等. 阳极电流和屏栅电压对 5kW 离子推力器性能的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1435-1440. (LI J P, ZHANG T P, ZHAO Y D,

et al. Effects of anode current and screen grid voltage on performance of 5 kW ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(6): 1435-1440.)

- [ 2 ] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters [M]. Hoboken: John Wiley and Sons, 2008.
- [ 3 ] 李建鹏, 靳伍银, 赵以德, 等. 加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响[J]. 物理学报, 2022, 71(1): 172-179.
- [ 4 ] RAWLIN V K, SOVEY J S, JOHN H A. An ion propulsion system for NASA's deep space missions[R]. AIAA 99-4612.
- [ 5 ] TIGHE W G, CHIEN K R, SOLIS E, et al. Performance evaluation of the XIPS-25 cm thruster for application to NASA discovery missions [R]. AIAA 2006-4666.
- [ 6 ] AHMED L N, CROFTON M W. Surface modification measurements in the T5 ion thruster plume[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(3): 336-347.
- [ 7 ] RANDALL P N, LEWIS R A, CLARK S D, et al. Bepi-colombo MEPS commissioning activities and T6 ion thruster performance during early mission operations[R]. IEPC 2019-615.
- [ 8 ] KOROTEEV A S, LOVTSOV A S, MURAVLEV V A, et al. Development of ion thruster IT-500[J]. The European Physical Journal D, 2017, 71(120): 1-10.
- [ 9 ] 颜能文, 耿海, 孟伟, 等. 离子推力器放电室剥落物抑制技术研究[C]. 兰州: 第十七届电推进学术会议, 2021.
- [ 10 ] 张天平, 张雪儿, 蒲彦旭, 等. 离子推力器非预期电击穿的主要诱发因素及机制[J]. 真空与低温, 2021, 7(1): 1-11.
- [ 11 ] SHASTRY R, HERMAN D A, SOULAS G C, et al. Status of NASA's evolutionary xenon thruster(NEXT) long-duration test as of 50 000 h and 900 kg throughput[R]. IEPC-2013-121.
- [ 12 ] MACKEY J, SHASTRY R, SOULAS G C. Characterization of the NEXT hollow cathode inserts after long-duration testing[R]. IEPC 2017-304.
- [ 13 ] JOHN T Y. Update of the NEXT ion thruster service life assessment with post-test correlation to the long-duration test[R]. IEPC 2017-061.
- [ 14 ] ANITA S. An overview of the results from the 30 000 Hr life test of deep space 1 flight spare ion engine [R]. AIAA 2004-3608.
- [ 15 ] KIM K D, BRUCE A. NSTAR extend life test discharge chamber flake analyses[R]. AIAA 2004-3612.
- [ 16 ] BROPHY J R, MAREUCEI M G, GANAPATHI C B, et al. The ion propulsion system for Dawn [R]. AIAA 2003-4542.

- [17] GOEBEL D M, MARTINEZ-LAVIN M, BOND T A. Performance of XIPS electric propulsion in on-orbit station keeping of the Boeing 702 spacecraft [R]. AIAA 2002-4348.
- [18] RANDALL P N, LEWIS R A, CLARK S D, et al. BepiColombo MEPS commissioning activities and T6 ion thruster performance during early mission operations [R]. IEPC 2019-615.
- [19] WALLACE N C, MUNDY D H, FEARN D G, et al. Evaluation of the performance of the T6 ion thruster [R]. AIAA 99-2442.
- [20] CLARK S, RANDALL P, LEWIS R, et al. BepiColombo-solar electric propulsion system test and qualification approach [R]. IEPC 2019-586.
- [21] HITOSHI K, YUKIO S, TETSUYA Y, et al. Report during two years on HAYABUSA explorer propelled by microwave discharge ion engines [R]. AIAA 2005-3673.
- [22] HITOSHI K. Powered flight of HAYABUSA in deep space [C]. Sacramento: The 42nd AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference&Exhibit, 2006.
- [23] 李宗良, 高俊, 刘国西, 等. 小行星探测电推进系统方案研究 [J]. 深空探测学报, 2018, 5(4): 347-353.
- [24] 高飞, 于济菘, 赵相禹. 增材制造技术在航天领域的应用与前景 [J]. 卫星应用, 2020, 5(1): 59-64.

(编辑:白鹭)

## Design of sputtered deposits flake suppression discharge chamber for ion thruster and research on laser-selective melting additive manufacturing

LI Jianpeng<sup>1,2</sup>, JIN Wuyin<sup>1</sup>, ZHAO Yide<sup>2</sup>, DAI Peng<sup>2</sup>, ZHANG Xingmin<sup>2</sup>, ZHANG Wentao<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

2. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** In order to suppress the flake of the discharge chamber caused by sputtered deposits at the end of the life of the ion thruster, firstly, the design of a flake suppression discharge chamber was carried out using theoretical research and experimental methods, processability analysis of mechanical parts was carried out and solutions were proposed based on the structure of the discharge chamber and the characteristics of additive manufacturing. Additive manufacturing of the discharge chamber was realized, and the suppression effect of flake in the discharge chamber for ion thruster was carried out. The results show that the design of the textured structure on the surface of the discharge chamber in the form of a square hexagon with a raised outer circle diameter of 0.5 mm, a pitch of 0.25 mm and a height of 0.15 mm can reduce the probability of sputtered deposits falling off and the size of flakes. The process parameters of laser power 425 W and scanning speed 1 200 mm/s can be used to manufacture large, thin-walled titanium alloy rotating bodies with complex micro features by layered rotary scanning. By optimizing the structural topology, the hollowed-out 3D lattice structures, the process parameters and the spatial placement, the deviation in wall thickness consistency of the formed discharge chamber is less than 0.10 mm. The thruster performance is stable before and after the optimization of the discharge chamber, and the relative error of key parameters at each operating point is less than 4%. The research in this paper provides engineering applications for sputtered deposit shedding suppression methods in ion thrusters discharge chambers and laser-selective melting additive manufacturing forming of complex structures.

**Key words:** Ion thrusters; Discharge chambers; Sputtered deposits; Selected area laser melting; Suppression

Received: 2023-03-07; Revised: 2023-07-04.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2303019

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601210); Gansu Province Science and Technology Talents Support Project (22JR5RA789; 22JR5RA787).

Corresponding author: JIN Wuyin, E-mail: ljplzjtedu@163.com