

# 碘工质霍尔推力器原理与研究进展

徐宗琦<sup>1</sup>, 华志伟<sup>1</sup>, 王平阳<sup>1</sup>, 康小录<sup>2,3</sup>

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;

2. 上海空间推进技术研究所, 上海 201112;

3. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘要:** 霍尔效应推力器作为一种先进的电推进装置受到国内外航天界的广泛关注, 利用氙气作为推进剂的中功率霍尔推进技术已相对成熟, 并有上千台霍尔推力器在轨运行。然而, 作为一种稀有气体, 高纯度氙气价格昂贵, 相对固体推进剂其储存密度偏低, 高压储箱给安全和减重带来不利。因此, 寻求一种新型固态工质替代氙气具有重要意义。2006年, 有学者提出利用固态碘特有的升华和电离特性, 可以代替氙气作为霍尔推力器的推进剂的想法, 并对此进行了原理样机设计和初步实验研究。首先对国外的研究进展和目前能达到的推力器性能进行了概述, 接着阐述了碘工质霍尔推力器的工作原理, 然后总结了该推力器研究的关键技术和理论上可行的解决方案, 最后对碘工质霍尔推力器的应用前景进行了展望。

**关键词:** 电推进; 固态碘; 碘工质霍尔推力器; 推进原理

**中图分类号:** V439.4    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374(2019)01-0001-07

## Principle and progress of hall thruster with iodine

XU Zongqi<sup>1</sup>, HUA Zhiwei<sup>1</sup>, WANG Pingyang<sup>1</sup>, KANG Xiaolu<sup>2,3</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

3. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Hall effect thruster as an advanced electric propulsion device has received extensive attention in the space community all over the world. The medium power hall propulsion technology with xenon is relatively mature, and there have been thousands of hall thrusters in orbit. However, as a noble gas, high-purity xenon is expensive. Its storage density is lower than solid propellant, and the high pressure storage tank causes negative effects to safety and weight loss. Therefore, it is very meaningful to seek a new type of solid operating medium instead of xenon. In 2006, some scholars put forward the idea that the solid iodine can replace xenon as the propellant of the hall thruster based on the unique sublimation and ionization properties. They also carried out the principle prototype design and preliminary experimental study. Firstly, the research progress abroad and the present performance of the thruster were

收稿日期: 2018-09-04; 修回日期: 2018-11-04

基金项目: 上海市自然科学基金(12ZR1414700)

作者简介: 徐宗琦(1990—), 男, 博士, 研究领域为电推进技术

stated. Secondly, the working principle of hall thruster was described. Thirdly, the key technology and the theoretically feasible solution were summarized. The prospect of applications was also commented here.

**Keywords:** electric propulsion; solid iodine; hall thruster with iodine; propulsion principle

## 0 引言

近年来,随着航天技术的不断发展,电推进技术的不断成熟,越来越多的电推力器正在被各国航天界开发与研制。相比于传统的化学推力器,电推力器具有比冲高、寿命长、结构紧凑以及体积小等特点,在卫星姿态控制、轨道修正、轨道保持与动力补偿等方面具有显著的应用前景。

电推力器利用电能加热或电离工质产生等离子体,并通过电磁场加速机制使其高速喷出而产生推力。在众多电推力器中,霍尔推力器因其结构简单、易于操作、工质利用率高而受到广泛关注,尤其是中功率霍尔推进技术自上世纪 60 年代以来在理论和实验上取得了很大进步。

目前,从高功率至低功率甚至微功率的霍尔推力器大多采用氙气作为工质气体,并获得较好的推力器性能,满足大多航天任务需要<sup>[1]</sup>。同时,国内外很多研究者正致力于能够多模式工作的霍尔推力器研究<sup>[2]</sup>。然而,尽管氙气在诸多方面具有较大优势,但其在自然界储量很少,获取难度较大且成本很高。因此,寻求可替代氙气的推进工质对于未来的推力器发展具有重要意义。

2006 年,美国首次将霍尔推力器(Busek BHT-200)应用于 TacSat-2 卫星,但该推力器采用 Xe 作为工质。2011 年首次报道在地面测试了碘工质霍尔推力器 BHT-200<sup>[3]</sup>。随后,更高功率的碘工质霍尔推力器 BHT-1000<sup>[4-5]</sup>和 BHT-8000<sup>[6-7]</sup>相继被测试。测试结果显示,此推力器的阳极效率超过 65%,采用碘作为工质时的羽流发散角小于氙气,且在远场处,羽流衰减作用较明显。因此,可以看出碘作为电推力器工质具有潜在优势。

## 1 研究现状

目前,国内只有哈尔滨工业大学初步报道了碘工质电推进技术研究<sup>[8]</sup>,国外主要有 3 个碘工质霍尔推进系统研究机构,分别是 NASA 格林研究中心、NASA 马歇尔空间飞行中心及 Busek 有限

公司<sup>[9-10]</sup>。

哈尔滨工业大学的研究团队预估并对比了分别采用氙气和碘完成小行星探测任务以及载人火星探测任务所需的推进剂质量和成本,并从碘的基本物性出发,深入分析了将其作为推进剂的合理性与可行性,提出了 3 种碘工质储供系统的设计方法,分别是储罐温度控制法、热节流法以及压力控制法,阐述了各方法的原理与优缺点。

国外关于碘代替氙气作为电推力器工质的研究已经超过数十年。在此期间,从用于地球同步转移轨道(GTO)的卫星(10~100 kg)至用于地球同步轨道(GEO)的卫星,甚至用于单次发射并星际航行的卫星均被考虑采用该推力器。2012 年,空间系统参数评估的联合建模小组首次完成了低成本碘工质霍尔推力器的详细概念设计<sup>[11]</sup>。该模型为装有改进型的 BHT-200 霍尔推力器和重新改装集成的紧凑 PPU 的 6U 航天飞行器。虽然最初在提出该设计思想时存在诸多问题,如做出较多假设并需要大量的工程开发工作,但是可以看出,碘工质推进技术可以实现低成本、高价值的经济效益。

BHT-200 型推力器寿命超过 1 800 h,推进剂携带量超过 6 kg<sup>[12]</sup>,在标准工作条件下的阳极效率为 48%。当放电功率为 500 W 时,推力峰值能够达到 25 mN,当额定放电功率为 200 W 时,推力峰值为 12~14 mN。当放电电压为 150 V 时,推力功率比为 75 mN/kW;当放电电压为额定电压时,推力功率比为 65 mN/kW,比冲大约为 1 500 s。同时,当放电电压为 400 V 时,比冲超过 2 000 s。通过法拉第探针电流密度进行诊断发现,碘蒸气放电时羽流发散角较小,羽流中双原子离子存在较多<sup>[13]</sup>。推力器工作状态改变时,相对于推力器中心轴不同角度位置处的二聚物数量也相应发生改变。

BHT-1000 型推力器的性能与原先同功率霍尔推力器的测试数据相一致,碘蒸气放电与氙气放电相比,产生的比冲略低而推力功率比较高,推力器效率也较为接近。通过羽流诊断发现其离子束流发散角较小,例如,在 30°半角范围内能够捕获

90%的碘离子,而在相同条件下能捕获86%的氙离子。测试中还发现,通过安装羽流屏蔽装置可以有效地减小羽流离子发散角,BHT-8000型推力器的功率为2~10 kW,高功率的碘工质推力器阳极效率略低,实验中以碘作为漂浮率标定时可能引起很大的测量误差。

使用碘工质作为推进剂时,存在若干重要问题:羽流中碘离子所带电势与飞行器表面形成电势差,影响电子设备的正常工作;飞行器工质供应系统与碘工质阴极的匹配设计与优化;推进剂沉积与飞行器表面腐蚀。对于小型飞行器,主要考虑其操作性而可以忽略工质沉积问题。由于阴极的作用就是提供电子与阳极形成轴向电场并中和喷出的离子,为降低碘工质推力器的复杂程度,马歇尔空间飞行中心采用碘作为主推力器的工质并采用氙气作为阴极,发现推力器仍能正常工作<sup>[14]</sup>。

Busek公司也分别对由六硼化镧和晶态陶瓷C12A7制成的电极发射装置的空心阴极进行了测试,发现后者更适合应用于小型飞行器,由C12A7制成的阴极在室温下就可正常稳定工作而不需要加热器。科罗拉多大学对C12A7的研究发现,该阴极能够正常工作超过50 h,并且未发现退化迹象。另外,处理过的C12A7更能够耐腐蚀<sup>[15]</sup>。

美国空军研究实验室建立了碘的碰撞辐射模型,分析碘各种粒子之间的碰撞辐射截面,发现羽流中存在碘分子、碘阳离子以及单质碘离子,研究了粒子之间的碰撞辐射特性<sup>[16]</sup>。

综上所述,国外研究学者对碘工质霍尔推力器的研究表明,在所有电推力器功率级上,碘工质的性能均可以和氙气工质的性能相比拟,尤其是碘蒸气放电时能够获得更高的推力功率比和更小的羽流发散角,但比冲略微减小。因此,碘工质霍尔推力器具有很高的研究价值。

## 2 工作性能及原理

### 2.1 推力器的推力、比冲及效率

航天器推进系统中,推力、比冲及效率是衡量推力器性能的重要标准,也是判断推进剂质量的重要依据。推力器的推力可表示为:

$$T = \dot{m}_i u_i = \dot{m}_i \sqrt{2E_i/m_i} \quad (1)$$

式中: $\dot{m}_i$ 为离子质量流量; $m_i$ 为离子质量; $u_i$ 为离子速度; $E_i$ 为离子动能。从式(1)可以看出,推力与离子质量的平方根成正比,推力器的比冲可表示为:

$$I_{sp} = \dot{m}_i u_i / \dot{m} g = T / \dot{m} g = \eta_m u_i / g \quad (2)$$

式中: $\dot{m}$ 为推进剂总质量流量; $\eta_m$ 为推进剂使用效率; $g=9.81 \text{ m/s}^2$ 。式(1)和式(2)说明,理想的推进剂应该具有较大的质量和较高的电离效率。推力器的效率也可表示为:

$$\eta_m = \dot{m}_i u_i^2 / 2P \quad (3)$$

式中: $P$ 为推力器输入功率,且 $P=UJ$ ,其中 $U$ 和 $J$ 分别为放电电压和放电电流; $\eta_m$ 由许多气体放电参数决定,其中最重要的是气体的电离能,即产生离子-电子对所需的最小能量。在获得相同能量条件下,低电离能的推进剂能够电离出更多离子,因此更具优势。原子气体相比分子气体具有的优势主要体现在以下方面<sup>[16]</sup>:分子具有较高的内能,电离时消耗更多的能量;由分子形成的正离子极易与高速游离的电子复合成中性粒子,造成大量低能量电子沉积,无法与分子发生碰撞电离。因此,最佳的推进剂为质量大、电离能低的原子气体,并在通常温度下保持稳定的压强。从以上分析可知,氙气比碘更有优势,但是氙气的储量和成本问题严重地影响其应用。因此,考虑碘代替氙很有必要。

### 2.2 推力器的工作原理

碘工质霍尔推力器与传统氙气霍尔推力器的结构组成与工作原理基本相同,它的主要特点就是采用固体碘作为推力器的工质,首先通过阳极加热使其升华为碘蒸气,然后在放电室中电离为碘离子,最后在电场的作用下高速喷出产生推力。碘工质霍尔推力器的推进剂供应系统具有显著特点,主要由推进剂储箱、石英玻璃气体分配器、推进剂放电室、推进剂温控输运管路及温控质量流量控制器等组成,其结构示意图如图1所示。

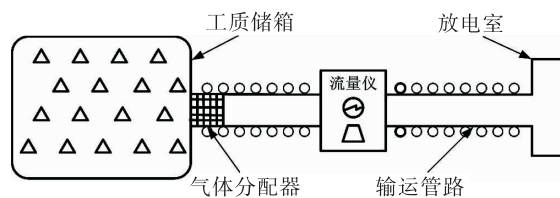


图1 推进剂供应系统结构示意图

Fig. 1 The structure of propellant feed system

固体碘工质被储存在带有温控的真空密封储箱中,储箱由外表面覆盖聚四氟乙烯的铝制成。与带有高压气瓶的氙气工质推进剂相比,碘蒸气压强较低且密度较高,储箱的体积和质量均能够大幅度减小。航天器入轨后失去重力作用,推力器工作时,推进剂不断减少,储箱中存在剩余推进剂的漂浮颗粒。因此,需要在储箱的出口位置安装由玻璃或者多微孔陶瓷材料制成的气体分配器,防止大颗粒碘晶体( $>100\ \mu\text{m}$ )漂浮进入放电室,且要保持其温度高于储箱温度。碘蒸气通过气体分配器进入推进剂输运管路中,为防止碘蒸气凝结为固体颗粒,管壁温度应高于推进剂储箱温度。同时,输运管路应采用含有铬镍的不锈钢合金或陶瓷等抗腐蚀材料,避免某些不锈钢材料在高温状态下与碘发生化学反应。带有温控的质量流量控制器连接限流阀,保证推进剂保持稳定流率。碘工质霍尔推力器最重要的特点是推进剂供给系统需要保持一定的温度,保持碘以气体形式在管路中流动<sup>[17]</sup>。

与传统的氙气霍尔推力器相比,使用碘作为推进剂最重要的就是控制推进剂供给系统温度,且蒸气压随着温度的降低而减小,因此通过直接控制温度能够间接控制推进剂的流量。典型的小型传统霍尔推力器中氙气的流量长时间保持低于  $10\ \text{mg/s}$ ,然而,对于碘工质霍尔推力器,若要产生相同的流量,需要在推进剂储箱周围安装冷却系统,通过调节温度来控制蒸气压的大小,从而调节碘的质量流量。当温度降低到碘的凝固点以下时,蒸气压逐渐降低为零,最终推进剂停止流动。碘升华的吉布斯自由能为  $19.3\ \text{kJ/mol}$ ,  $10\ \text{mg}$  碘单质的物质的量为  $3.94 \times 10^{-5}\ \text{mol}$ ,于是推力器工作过程中只需要消耗  $0.76\ \text{W}$  的电就能维持放电所需温度,这部分能量相比于电离工质气体所消耗的能量是可忽略的。

### 3 性能比较

在元素周期表中,碘元素与氙元素相邻,因此相对原子质量相差不大,但物理性质却相差很大。在自然界中,碘通常以双原子分子的形式存在,而氙是单原子分子气体,在气体放电过程中,绝大多数碘分子首先分解为碘原子,然后电离为碘离子。目前,选择氙气作为推进剂工质是基于其相对原子质量较大,电离能较低,且化学性质稳定。自然界

中氙元素的储量很少,并有着很高的商业应用价值,比如电子工业以及照明设备等,因此导致每千克氙气上千美元。自然界中碘元素的含量约为氙元素的  $25\ 000$  倍,单质碘的成本低于氙气的  $1/10$ 。由单质碘分解得到的碘原子具有与氙相近的质量和电离能。碘原子与氙原子的物理性质如表 1 所示。

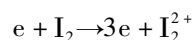
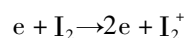
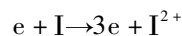
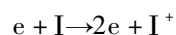
表 1 碘原子和氙原子的物理性质

Tab. 1 Physical properties of iodine and xenon

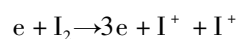
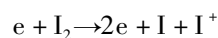
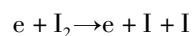
原子种类	碘(I)	氙(Xe)
相对原子质量	126.9	131.3
相对分子质量	253.8	
常温状态密度/( $\text{mg} \cdot \text{cm}^{-3}$ )	4.9	1.6
熔点/ $^{\circ}\text{C}$	113.7	-112
10 Pa 状态沸点/ $^{\circ}\text{C}$	9	-181
电离能/eV	10.5	12.1
碰撞横截面积/( $10^{-16}\ \text{cm}^2$ )	6.0	4.8

通过表 1 可以看出,单质碘以固态的形式储存时,其密度约为氙气的 3 倍,而且其在推力器工作温度下的蒸气压低于  $1\ \text{atm}$ ,所以其储箱更轻,成本更低<sup>[18]</sup>。另外,碘在非低温状态下被压缩,容易模拟空间环境进行地面实验,高纯度的  $\text{I}_2$  也比高纯度的 Xe 成本低。

I 和  $\text{I}_2$  与电子发生非弹性碰撞而电离,其电离表达式为:



I 和  $\text{I}_2$  的电离能分别为  $10.45\ \text{eV}$  和  $9.4\ \text{eV}$ ,而 Xe 的电离能为  $12.1\ \text{eV}$ <sup>[19]</sup>,单个粒子的 I 和  $\text{I}_2$  的电离碰撞横截面积大于 Xe,其值大约分别为  $6.0 \times 10^{-16}\ \text{cm}^2$  和  $12.3 \times 10^{-16}\ \text{cm}^2$ <sup>[20-21]</sup>,而 Xe 约为  $5.0 \times 10^{-16}\ \text{cm}^2$ <sup>[22]</sup>。非弹性散射也能导致碘分子分解,其分解电离表达式为:



虽然  $I_2$  的分解能为  $1.58\text{ eV}^{[23]}$ ,但是在羽流中仍能检测到  $I_2^+$  的存在,说明并不是所有的分子都分解为离子。各种粒子在长距离运动过程中,发生的电荷交换反应是非常重要的,尤其是正离子与电子复合为中性粒子的反应,然而却经常被忽略<sup>[24-25]</sup>。虽然羽流中的大多数正离子能够被阴极发射的电子中和,但仍存在少数正离子运动到空间中。

早期 Busek 对 BHT-200 型推力器进行的研究发现,工质选用碘和氙时,相同条件下推力器效率几乎相同,但氙工质的推力与功率比值稍大<sup>[4]</sup>。相似的结论在其他推力器的研究中也发现,如标准状态下工作的 BHT-1000<sup>[6]</sup>。

采用霍尔探针对标准状态 ( $U_d = 250\text{ V}$ ,  $J_d = 0.8\text{ A}$ )<sup>[15]</sup>下工作的 BHT-200 型推力器进行诊断发现,离子束流中存在多种中性粒子电离产物,包括  $I_2^+$ ,  $I^+$ ,  $I^{2+}$  和  $I^{3+}$ 。其中  $I_2^+$  的数密度约占粒子总数密度的 3% 是  $I^{2+}$  含量的两倍<sup>[4,17]</sup>。碘电离产物相对物理性能的量纲归一化比值如表 2 所示。

表 2 碘电离产物相对比值

Tab. 2 Iodine species and their relative properties

参数	$I_2^+$	$I^+$	$I^{2+}$	$I^{3+}$
电荷量	1	1	2	3
质量	2	1	1	1
荷质比	0.5	1	2	3
动能	1	1	2	3
速度	0.71	1	1.41	1.73
动量	1.41	1	1.41	1.73
动量/动能	1.41	1	0.71	0.58

将霍尔探针放在不同位置测得各成分含量的结果是不同的。另外,推力器工作条件的不同也会导致各粒子数密度的不同,离子电流与二聚物的数密度有关。通常条件下,推力器的比冲随着二聚物数量的增多而减小,推力与功率的比值随着二聚物数量的增多而增大。然而,多重电离的高价离子 ( $I^{2+}$ ,  $I^{3+}$ ) 与其起到相反的效果。

4 关键技术

相比于传统的氙气霍尔推力器,碘工质霍尔推力器的关键技术主要有以下几个方面:工质供应系

统的设计、磁场位型的设计以及空心阴极的设计。

4.1 工质供应系统的设计

由于 Xe 和  $I_2$  在霍尔推力器中储存和输运状态不同,其工质供应系统的设计也有区别,主要体现在工质供应系统温度控制和材料的选择。

4.1.1 温度的控制

Xe 必须储存于高压容器和低温环境,而  $I_2$  以固体的形式储存,以气体的形式输运。通过温度的控制使储箱中的固态碘升华为气态,然后碘蒸气进入放电室与电子碰撞发生电离,该合适的温度大约为  $80\sim 100^\circ\text{C}$ 。同时,碘蒸气传输管路和气体分配器也需要保持合适的温度,防止碘蒸气凝结为固体附着在管壁和气孔内,造成气孔的堵塞<sup>[26]</sup>。储箱中固体碘推进剂的加热方式可以考虑以下几种形式:

- 1) 总体加热,即采用电加热丝缠绕储箱及输运管路进行加热。
- 2) 分成加热单元加热,即随着推力器工作时工质的消耗,储箱加热位置不断变化。
- 3) 辐射加热,即在储箱内壁安装加热片,热辐射固体碘表面使其升华。

另外,储箱周围还需搭载冷却系统,通过对  $I_2$  的冷却减小蒸气压,实现工质的流量控制以及推力器的关机。在此,可考虑通过在储箱及管路周围安装电加热片来提高整个供应系统的温度,通过在储箱周围安装水冷系统来降低工质温度。

4.1.2 材料的选择

碘元素作为一种卤族元素,化学性质活泼,易与很多物质发生化学反应,尤其在潮湿环境下会造成金属表面的腐蚀。因此,推力器工质供应系统金属材料的选择直接影响推力器的寿命。国外有研究表明采用陶瓷材料或掺有铬镍的不锈钢合金材料能够有效减轻碘造成的腐蚀,保证推力器长时间在轨运行<sup>[24]</sup>。当进行地面原理样机实验时,碘工质输送管路材料需要能够承受一定的压力,并安装控制阀,保证通风环境,安装碘探测器,防止碘中毒。

4.2 磁场位型的设计

霍尔推力器是以电磁联合工作为基础,合适的电场与磁场结构是推力器正常工作的前提,决定着推力器的内部工作过程和工作性能。电场的构造也主要由磁场分布决定。

当用  $I_2$  作为推进剂时,由于其电离会产生多种粒子,且质量与 Xe 不同,所以应考虑研究一种合理的磁场位型使  $I_2$  能够最大程度电离。同时,放电通道长度也应做出相应调整,使几何结构与磁场分布匹配。另外,碘蒸气是一种电负性气体,其特点是非金属性强,电离后形成的离子极易与电子碰撞复合为中性粒子而无法被电场加速,影响工质的电离率、束流发散角、推力器的推力及比冲性能。

进行磁场位型设计时,可首先通过有限元仿真软件模拟磁场空间分布,确定电离区与加速区的位置,然后模拟  $I_2$  放电的全过程,得到放电室内各等离子体参数大小以及空间分布,重点分析电子数密度、离子数密度和离子速度的分布,计算出推力和比冲范围以及变化趋势,最后对磁场位型的合理性进行评估,为实验提供参考依据,最终通过实验确定合适的磁场位型。

#### 4.3 空心阴极的设计

空心阴极的工质和功率消耗占推力器整体效率及比冲损耗的重要部分。空心阴极设计的目的是最大程度地降低阴极功耗和工质流率,同时保证阴极的电子发射能力和工作寿命,满足推力器工作的需要。

碘工质霍尔推力器的空心阴极也需要从发射体、孔板、触持极以及加热器等主要组成结构部件考虑,其散热问题也是影响推力器正常工作的关键问题。因此,采用  $I_2$  作为空心阴极工质的研究是非常复杂的,需要深入分析。国外有学者在对碘霍尔推力器进行实验研究时,空心阴极仍采用氙气作为工质,并发现推力器仍能够正常工作<sup>[10]</sup>。Busek 公司采用 BaO 阴极进行点火测试,工作时长大约 50 h 未出现较大问题,但工作更长时间的可靠性还需进一步评估。

空心阴极是制约推力器寿命的关键部分,对其研究还需从理论和实验两方面展开。

## 5 未来工作

与传统的霍尔推力器相比,碘工质霍尔推力器具有很大的发展空间。其特点是不仅成本低,具有良好的经济效益,而且电离率高,离子束流发散角小,推力与功率比值大。虽然将这种推力器最终应用于空间飞行器还需经过深入的理论分析与实验

研究,但是已经证实将固体碘作为推进剂在原理上是可行的,主要难点在于工质供应系统设计较为复杂,磁场位型较难确定。国外的研究也仅处于初级阶段,主要体现在工程技术方面,而理论研究仍然滞后,各个部分组件的优化还需在未来深入研究。今后将要开展如下工作:

1) 分析固态碘在真空环境条件下的相变过程,建立固体升华量与温度及功率的对应关系,提出碘蒸气在输运管路中流动的温度控制方法,最终得出碘蒸气流量与输入电功率的线性关系。

2) 通过物理机制、放电过程和加速方法的研究分析,揭示碘工质霍尔推力器的工作机理、放电规律和加速特性。在此基础上,对推力器进行工作参数分析和优化设计,研制出地面原理样机。

3) 采用介入式和非介入式等离子体诊断技术,对碘工质霍尔推力器羽流开展诊断工作,系统深入地研究该推力器的等离子体输运过程、能量沉积过程和离子加速机理,并与数值模拟结果对比分析,验证模拟结果、修正理论模型或改进实验。通过实验研究,建立和优化该推力器的工作参数范围与宏观性能的对对应关系。

总之,碘工质霍尔推力器具有潜在的应用前景,尤其体现在小卫星发展方面。其能够满足地球同步轨道以及低地球轨道卫星完成航天任务的需要,且具有良好的推力及比冲性能,在未来空间科学探测任务中发挥积极优势。

#### 参考文献:

- [1] 康小录,杭观荣,朱智春. 霍尔电推进技术的发展与应用[J]. 火箭推进,2017,43(1):8-17.  
KANG X L, HANG G R, ZHU Z C. Development and application of Hall electric propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 8-17.
- [2] 杭观荣,康小录. 国外多模式霍尔电推进发展概况及启示[J]. 火箭推进,2014,40(2):1-6.  
HANG G R, KANG X L. Development overview of foreign multimode Hall electric propulsion technology and corresponding inspiration[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2): 1-6.
- [3] SZABO J, POTE B, PAINTAL S, et al. Performance evaluation of an Iodine vapor Hall thruster[J]. Journal of Propul-

- sion and Power, 2012, 28(4): 848-857.
- [4] POTE B, TEDRAKE R. Performance of a high specific impulse Hall thruster, IEPC-01-35[C]// 27th International Electric Propulsion Conference. California:IEPC, 2001.
- [5] SZABO J, ROBIN M, PAINTAL S, et al. High density Hall thruster propellant investigations[C]// 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta:AIAA, 2012.
- [6] SZABO J, ROBIN M, PAINTAL S, et al. Iodine propellant space propulsion, IEPC-2013-311[C]//33rd International Electric Propulsion Conference. Washington:IEPC, 2013.
- [7] SZABO J, POTE B, BYRNE L, et al. Eight kilowatt Hall thruster system characterization, IEPC-2013-317[C]// 33rd International Electric Propulsion Conference. Washington:IEPC, 2013.
- [8] 刘辉,牛翔,李鑫,等. 碘工质电推进技术研究综述[J]. 推进技术,2019,40(1):12-25.
- [9] KAMHAWI H, HAAG T, BENAVIDES G, et al. Overview of iodine propellant Hall thruster development activities at NASA Glenn research center[C]// 52nd AIAA/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, UT: AIAA, 2016.
- [10] TIMOTHY D S, KAMHAWI H, HICKMAN T, et al. Overview of NASA iodine Hall thruster propulsion system development[C]// Space Propulsion. Rome:[s. n.], 2016.
- [11] MCGUIRE M L, OLESON S R. Concurrent Mission and systems design at NASA glenn research center: the origins of the COMPASS team[C]// AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition. Long Beach, California:AIAA, 2011.
- [12] SZABO J, TEDRAKE R, METIVIER E, et al. Characterization of a one hundred watt, long lifetime Hall effect thruster for small spacecraft[C]// 53rd AIAA/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference. Atlanta:AIAA,2017.
- [13] HILLIER A. Revolutionizing space propulsion through the characterization of iodine as fuel for Hall-effect thrusters [D]. Ohio:Air Force Institute of Technology, 2011.
- [14] DANKANICH J W, SELBY M, POLZIN K A, et al. The iodine satellite(iSat) project development towards critical design review (CDR) [C]// 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, UT: AIAA, 2016.
- [15] RAND L P, WILLIAMS J D. Instant start electrified hollow cathode, IEPC-2013-305[C]// 33rd International Electric Propulsion Conference. Washington:IEPC, 2013.
- [16] PRINCE B D, BEMISH R J, LEVANDIER D J. Application of a first generation collisional radiative model for iodine to optical emissions from the plume of an iodine Hall effect thruster[C]// 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta:AIAA, 2017.
- [17] DRESSLER R A, CHIU Y, LEVANDIER D J. Propellant alternatives for ion and Hall effect thrusters[C]// 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2000.
- [18] SZABO J, ROBIN M. Plasma species measurements in the plume of an Iodine fueled hall thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1357-1367.
- [19] ALI M, KIM Y. Ionization cross sections by electron impact on halogen atoms, diatomic halogen and Hydrogen halide molecules [J]. Journal of Physics B, 2008, 41(14): 1-12.
- [20] JOSHIPURA K N. Theoretical total ionization cross-sections for electron impact on atomic and molecular halogens [J]. International Journal of Mass Spectrometry, 2002, 216(3): 239-247.
- [21] HATES T R, WETZEL R, FREUND R. absolute electron-impact ionization cross-section measurements of the halogen atoms [J]. Physical Review A, 1987, 35(2): 578-584.
- [22] SYAGE J A. Electron-impact cross sections for multiple ionization of Kr and Xe[J]. Physical Review A, 1992, 46(9): 5666-5679.
- [23] LEROY R, BERNSTEIN R. Dissociation energies of diatomic molecules from vibrational spacings of higher levels: application to the halogens[J]. Chemical Physics Letters, 1970, 5(1): 42-44.
- [24] SZABO J, WARNER N, MARTINEZ S M, et al. A full particle in cell simulation methodology for axisymmetric Hall effect thrusters[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(1): 197-208.
- [25] PARRA F I, AHEDO E, FIFE J M, et al. A two-dimensional hybrid model of the Hall thruster discharge [J]. Journal of Applied Physics, 2006, 100(2):1-11.
- [26] SZABO J, ROBIN M, PAINTAL S, et al. Iodine plasma propulsion test results at 1-10kW[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(1): 141-148.