

各推力级霍尔推力器研究现状与展望

刘 洋, 张晓天

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了霍尔推力器原理的基础上, 推导分析了霍尔推力器推力的影响因素, 总结了改变其推力的主要方法。概述了微牛级、毫牛级和牛级等不同推力级适用的航天任务类型, 按照 3 个级别对国内外霍尔推力器型号进行了分类, 分别对 3 个推力级各系列型号的发展及趋势进行了梳理与分析。对各推力级霍尔推力器发展的关键技术进行了展望。针对其中的技术瓶颈与发展趋势进行了总结分析。全面、系统地针对各推力级霍尔推力器进行了综述。结果表明: 毫牛级发展最为成熟的推力级, 而随着航天任务类型逐渐丰富, 微牛级和牛级霍尔推力器发展潜力愈发突出; 研究结果提出了霍尔推进器应提升整体性能、扩展推力覆盖范围, 强化多模式工作能力, 发展空心阴极以及探究不同推进剂等建议。该研究结果对于霍尔电推进的进一步发展具有参考价值。

关 键 词: 霍尔电推进技术; 霍尔推力器; 推力级; 推力; 航天推进器

中图分类号: V439

文献标志码: A

Status and prospect of Hall thruster of different thrust stages

LIU Yang, ZHANG Xiaotian

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the introduction of the principle of Hall thruster, the influencing factors of Hall thruster thrust were deduced and analyzed, summarizing how to change Hall thruster thrust. The types of space missions applicable to different thrust levels, such as μN -level level, mN -level and N -level were summarized. The models of Hall thrusters at home and abroad were classified according to three levels, and the development and trend of each series of models of the three thrust levels were sorted out and analyzed respectively. The technical bottleneck and development trend were summarized and analyzed. Hall thrusters of various thrust stages were comprehensively and systematically reviewed. The results indicated that the mN -level was the most mature. With more abundant types of space missions, the μN -level level and N -level Hall thrusters had considerable development potential. The key technologies for the development of Hall Thrusters in each thrust stage were prospected. The results suggested that Hall Thrusters should improve the overall performance, expand the thrust coverage, strengthen the multi-mode working ability, develop hollow cathode and explore different propellants, thus providing a reference for the further development of Hall electric propulsion.

Keywords: Hall electric propulsion technology; Hall thruster; thrust stage; thrust; space thruster

20 世纪 50 年代末, 前苏联科学家提出霍尔电推进技术后, 前苏联与美国相继对于霍尔电推

进开展了大量研究。随着关键技术的不断突破, 霍尔电推进凭借其比冲较高, 结构简单和推功比

收稿日期: 2022-01-05

作者简介: 刘洋(1987—), 男, 副研究员, 博士生, 主要研究方向为载人航天工程。

通信作者: 张晓天(1984—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为航天飞行器结构机构技术。E-mail: zhangxiaotian@buaa.edu.cn

引用格式: 刘洋, 张晓天. 各推力级霍尔推力器研究现状与展望[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2782-2796. LIU Yang, ZHANG Xiaotian. Status and prospect of Hall thruster of different thrust stages[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2782-2796.

高等综合优势,被俄美法等国应用于地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)卫星、低轨卫星和深空探测器等领域执行位置保持、轨道转移和调整等任务,如美国 LS-1300 平台卫星采用了 SPT-100 霍尔电推进代替 22 N 化学推力器执行在轨南北位保任务,该霍尔推力器工作引发的姿态误差相比之前减小了 80% 左右^[1]。随着航天器对承载比、速度增量及姿态控制精度等要求的逐步提高,以及新型航天任务不断出现,高性能空间动力需求日益迫切。霍尔电推进技术所具备的优势,能较好地满足上述需求。近年来,霍尔电推进在深空探测主推进、扰动精确补偿、低轨航天器轨道维持、航天器轨道转移等航天任务中都得到了广泛应用。在 2021 年 9 月,中国研制的空间站天和核心舱电推进系统采用的 4 台霍尔推力器完成了首次在轨点火测试,更标志着电推进技术逐步走向载人航天领域。据统计,至 2016 年 12 月,国外已有 556 台霍尔推力器应用在 117 颗航天器上,其中 GEO 卫星 97 颗,低轨卫星 18 颗,深空探测器 1 颗,轨道机动飞行器 1 艘,目前应用的各种霍尔推力器指标范围:功率为 0.1~4.5 kW,推力为 5~294 mN,比冲为 800~2 100 s^[2]。而在试验阶段的霍尔电推进器性能指标则呈现出更大的潜力优势。

本文对不同推力级的霍尔推力器研究现状进行了梳理。首先,对霍尔推力器的原理进行了介绍,分析了霍尔推力器推力的影响因素。其次按照不同推力级霍尔推力器发展及应用情况对国内外研究现状进行了分析。最后对各推力级霍尔推力器发展的关键技术进行了展望。

1 霍尔电推进原理及推力影响因素分析

1.1 霍尔电推进原理

霍尔推进系统分为电源系统、控制系统、加速装置、空心阴极和贮供系统。电源系统起到能量转换和能量输出的作用;控制系统作为推进系统的中央控制机构,接受星载计算机的控制;加速装置是最主要的工质电离和加速的区域;空心阴极是点火器和中和器,是霍尔推力器的重要组成部分;贮供系统用于贮存和供给工质气体。

霍尔电推进的基本原理基于霍尔效应,推进剂在正交电磁场中与电子碰撞电离,电场则会加速离子进而产生推力,如图 1 所示。在理想的霍尔推力器中,沿周向的任意截面上都有正交的径向磁场和轴向电场,因此大量的电子由于漂移速度在宏观上形成环绕放电通道的霍尔漂移电流。

霍尔漂移电流中的电子与中性气体发生碰撞使中性气体发生电离形成阳离子,阳离子在轴向电场的加速下射出加速通道,并在外部羽流区与空心阴极射出的电子进行中和,生成中性气体。从宏观上看,中性气体受力被加速,并对霍尔推力器产生反作用力,从而使霍尔推力器产生向后的推力^[3]。

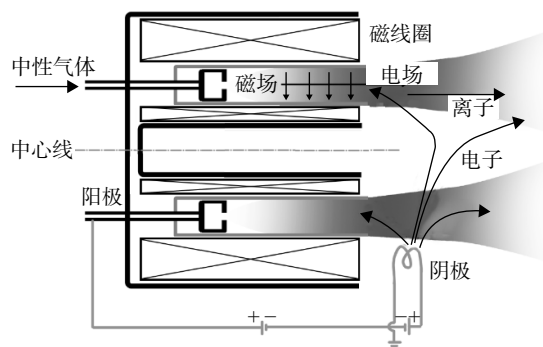


图 1 霍尔电推进工作原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of working principle of Hall electric propulsion

霍尔推力器的主要特点如下:

1) 结构简单,没有容易变形、易烧蚀的栅极;外置空心阴极,避免了空间电荷效应问题;运行电压低,在大功率推进任务中具备优势,可靠性高,安全性好;体积及质量小,布局便捷。

2) 单位面积推力大,即推力密度高,可以达到约 $1\sim 3\text{ mN/cm}^2$ 。

3) 比冲($1\,000\sim 4\,000\text{ s}$)适中,且和功率、推力等参数均可调节,任务适应性强。

1.2 霍尔电推进器推力影响因素

在定常对称流动和出口一维性假设的条件下,推力器推力的定义是推力器运作时工质作用于推力器内表面上的气动力(压力和剪切力)和未受扰动的周围介质作用在推力器外表面上的压力的合力,如下:

$$F = \dot{m}v + p_{\text{out}}A_{\text{out}} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为工质的质量流量(文中简称流量); v 为工质速度; p_{out} 为推力器出口截面的压强; A_{out} 为推力器出口截面面积。霍尔电推进的推力定义与传统化学推进的推力定义基本一致,其中第 1 项 $\dot{m}v$ 可称为动推力,表示工质经过推力器后动量增加而带来的反作用力,它是推力的主要组成部分,通常占总推力的 90% 以上。第 2 项 $p_{\text{out}}A_{\text{out}}$ 可以称为静推力,表示推力器出口截面上工质压强与外界压强不一致而产生的推力。在霍尔电推进中推力

主要是由离子被加速射出产生的反作用力,所以式(2)中第 2 项可忽略,进而将霍尔电推进推力简化为

$$F = \dot{m}v \quad (2)$$

在工质离子全部相同且喷出速度为轴对称分布情况下,可以进一步将式(2)简化为^[4]

$$F = \dot{m}\bar{v} \quad (3)$$

式中 $\bar{v}$ 为工质离子平均速度。

假设推进剂的初始速度可以忽略不计且等离子体仅由单个带电离子组成,那么根据能量守恒定律可以得到工质离子的平均速度^[5]

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{2eU_b}{M}} \quad (4)$$

式中 U_b 是平均加速电压; e 是电荷量; M 是离子质量。

离子的质量流量 $\dot{m}$ 与离子电流 I_b 有关

$$\dot{m} = \frac{I_b M}{q} \quad (5)$$

将式(4)和式(5)代入式(3),可以得到假设等离子体为单电荷时的推力

$$F = \sqrt{\frac{2M}{e}} I_b \sqrt{U_b} \quad (6)$$

考虑到离子束的发散性和电推进器中存在多重带电离子,对于式(6)作进一步修正^[6-7]

$$F = \gamma \sqrt{\frac{2M}{e}} I_b \sqrt{U_b} = \alpha \cos \theta \sqrt{\frac{2M}{e}} I_b \sqrt{\eta_v U_d} \quad (7)$$

式中 γ 为推力修正系数; α 为电离修正系数(考虑多重带电离子); θ 为羽流发散角; η_v 为电压利用率; U_d 为推力器放电电压。

从式(7)中可以看出,改变推力器推力的主要方法有如下:

1) 通过改变放电电压进而改变加速区电场强度。

2) 提高推力器的电压利用效率。

3) 使用原子质量不同的工质。

4) 降低推力器羽流发散角,提高推力器能量利用率。

5) 降低推力器中工质二次电离系数。

6) 优化空心阴极位置,改善阴极-推力器耦合工作^[8-10]。

7) 增加空心阴极加热功率,即改变发射体加热温度。

8) 调节贮供系统工质流量供给。

推力器推力的改变具有一定前提,航天工程应用电推进的最大优势是其高比冲特性,最大约束则是空间电源,推力器推力的调节要考虑到上述因素。霍尔电推进的推力功率比(文中简称推功比)与比冲之间呈现负相关^[11]

$$\frac{F}{P_e} = \frac{2\eta}{I_{sp} g_0} \quad (8)$$

式中 η 为推力器总效率; P_e 为推力器输入功率; I_{sp} 为推力器比冲; g_0 为重力加速度常数。根据式(8)可以看出在进行性能参数改变时,电推力器的功率、推力、总效率、比冲等参数都会发生耦合联动变化。因此无论增大或减小推力器推力,都要在空间电源允许的范围内,最大限度保证其比冲处于适应不同航天任务的最优范围内,同时尽可能提高推力器整体效率。

2 霍尔推力器各推力级的研究和应用现状

不同推力级的霍尔推力器适用于不同的航天任务,如表 1 所示^[1]。霍尔电推进方面的研究以

表 1 3 种不同推力水平的电推力器特征及应用

Table 1 Characteristics and application of three kinds of electric thrusters with different thrust levels

推力量级	应用场景	寿命要求/年	工作特征
微牛级	姿态控制 飞轮卸载 空间引力波探测	15~20	数十瓦功率 精确最小冲量为 $2 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}$
毫牛级	南北位置保持 东西位置保持 深空探测 轨道修正 气动补偿 矢量定位	20	数十瓦至数千瓦功率 对南北位置保持,最小冲量为 $2 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{s}$ 100 kg 航天器质量每年能够产生 $46\,000 \text{ N} \cdot \text{s}$ 的总冲量
牛级	轨道提升 星际旅行 太阳系考察	3	数千瓦以上功率 间断或连续工作

俄罗斯和美国最为先进, 随着其优势进一步凸显, 法国、意大利等欧洲国家以及日本也通过合作开发、自主研究等方式不断发展本国的霍尔电推进技术, 我国也逐渐在霍尔电推进领域取得了一定成果。

2.1 微牛级霍尔推力器

微牛级霍尔推力器发展较晚, 所适用的航天任务有限, 因此型号较少。

2.1.1 同轴式微型霍尔推力器

由斯坦福大学 2006 年研制的同轴式微型霍尔推力器, 在 10~40 W 功率范围内, 使用商用空心阴极中和器, 阳极流量为 0.12~0.20 mg/s 氙气时, 测得推力为 600~1 600 μN , 在 10 W 功率下虽然推力可以达到 600 μN , 但效率已经低至 10%^[12]。

2.1.2 NG- μ HEMPT

德累斯顿工业大学开展针对乌尔姆泰利斯公司开发的会切磁场型霍尔推力器 HEMPT (highly efficient multistage plasma thruster) 的小型化研究, 开发出了 FullSize NG- μ HEMPT 和 Minia-turised NG- μ HEMPT 两款推力器。根据 2017 年公开资料, 两者分别可实现 6~4 800 μN 和 29~86 μN 的推力输出^[13-14]。

2.1.3 TCH-4

日本大阪大学研发了 TCHT 系列霍尔推力器实验模型。其中, 自 2010 年起大阪大学为纳米月球探测卫星 Proiteres-3 研发了圆柱型霍尔推进器 TCH-4, 并对其性能进行了测试, 推力为 300~3 500 μN , 比冲为 400~1 400 s^[15]。

2.2 毫牛级霍尔推力器

毫牛级霍尔推力器是各国发展最为全面的, 其型号繁多, 在轨运行经验丰富。根据霍尔电推力器功率和比冲, 可以进一步将这一推力级划分为 1~40 mN、40~400 mN、400~1 000 mN 三个级别。其中推力为 40 mN 以下的型号多针对于近年来大量涌现的微小卫星任务, 其研发成本和难度相对较低, 受到许多航天新兴国家的关注; 推力处于 40~400 mN 范围的霍尔推力器发展最为成熟, 有着许多型号系列, 商业化应用程度也较高; 推力为 400 mN 以上、高比冲的霍尔推力器发展对于轨道转移、深空探测等任务有着重要意义, 近年来俄罗斯、美国和欧洲各国都开展了大量研究, 产生了一系列成熟产品。许多型号系列设计有其独特的优势与特点, 同一系列型号发展往往建立在上一代型号的基础之上。本小节按照型号系列对毫牛级霍尔推力器进行了归纳。

2.2.1 SPT 系列

1971 年俄罗斯发射 Meteor-1-10 卫星并且搭载了第一个固定等离子体推进器 (stationary plasma thruster, SPT) 用于执行轨道保持任务, 在 1972 年该型号 (SPT-60) 进行了测试并取得了成功, 其推力在 500 W 额定功率下可达 30 mN。在 20 世纪 70 年代至 80 年代初, 俄罗斯的全俄机电研究所 (VNIIE) 在 Meteor 系列卫星和 Cosmos 1066 卫星上搭载了 SPT-60、SPT-50 型号的霍尔推力器, 进行了多次霍尔电推进在轨飞行试验, 用于轨道修正 (S/C 定位) 等任务^[16]。2012 年, 俄罗斯发射 Canopus-V 卫星也采用了 2 台 SPT-50 霍尔推力器执行轨道保持任务, 其推力在额定功率 350 W 下为 20 mN^[17]。

从 1982 年到 2000 年间, 俄罗斯在 Cosmos 系列卫星和 Luch/Luch-1 卫星的霍尔电推进系统上应用了 SPT-70 推力器, 用于地球同步轨道 GEO 卫星的东西位保任务。该型号推力器同样也搭载于 Kupon-1 通信卫星和 Yamal 系列通信卫星, 用于执行南北/东西位保任务, 其推力在额定功率 650 W 下为 40 mN。而其中 1987 年 KB Arsenal 公司发射的两颗 Cosmos 1818 卫星和 Cosmos 1867 卫星 (原命名为“Plazma-A”) 配置了 6 台 SPT-70 推力器, 采用了基于“Topaz-1”核反应堆的霍尔电推进试验系统, 进行了以使用热谱的反应堆作为空间动力源的试验并取得了成功^[16]。

SPT-100 作为在性能、可靠性和成熟度等方面表现最好的霍尔推力器型号之一, 是俄罗斯火箭设计局 (Fakel) 在 20 世纪 80 年代末 90 年代初研制的, 其在额定功率下推力为 83 mN, 比冲为 1 600 s。SPT-100 从 1994 年第一次装载于航天器 Gals-1 发射以来^[18], 就被广泛应用于 Gals 系列、Express 系列、Express A 系列、Express AM 系列、Sesat 和 Stentor 等卫星平台。自 1994 年以来, 共有 158 个 SPT-100 已经搭载于各国 26 个航天器上成功进行了飞行, 其中包括 9 个西方航天器。为了进一步提高性能, Fakel 在 SPT-100B 的基础上研发了 SPT-100M, 而该型号在额定功率为 1.35 kW 和放电电压为 300 V 时, 整体参数提高了 6%~8%^[19]。此外, Fakel 公司还研制了高比冲霍尔推力器 SPT-100D, 功率为 1~3 kW, 放电电压为 200~800 V, 比冲达到 2 700 s。自 2003 年以来, 霍尔推力器 SPT-100 (包括各改进型号) 已应用于国际海事卫星组织 (Inmarsat)、国际通信卫星组织 (Intelsat-X)、IPSTAR-II、Telstar-8 和其他类型的国外航天器,

目的是将航天器带到工作点后稳定其在该点的位置,必要时改变工作点,以及在操作结束后从操作点移除。上述 SPT-100 型号霍尔推力器的制造主要由 4 个不同的航天器制造商负责: NPO-PM (Nauchno Proizvodstvennoe Obiedinenie-Prikladnoi Mekhaniki)、Khrunichev 国家研究和生产空间中心、Astrium 和空间系统/劳拉 SS/L (Space Systems/Loral) 公司。不同的制造商都有自己对于 SPT-100 霍尔推力器独特的电力电子和航天器集成设计,同时,这也显示了 SPT-100 这一型号的适用性和在轨可靠性^[20]。

商业航天公司对于霍尔电推进发展也起到了极大推动作用,SS/L 公司针对 SPT 型号的研发就是案例之一。SS/L 公司在 1990 年就尝试将俄罗斯的 SPT-100 霍尔电推力器应用到西方的通信卫星平台上;1991 年,SS/L 公司、Fakel 和 RIA-ME 研究所共同成立了合资企业国际空间技术公司 (ISTI),对 SPT-100 进行改进使之符合西方公认的航天标准;2001 年 SS/L 公司完成了 SPT-100 系统在其航天器上的鉴定和集成试验;2004 年,SS/L 公司在 LS1300E 卫星平台实现了 SPT-100 的首次飞行试验;在 2004 年到 2005 年间 SS/L 公司共有 3 颗卫星搭载 SPT-100 进行发射,2009 年又发射了另外两艘航天器。迄今为止,SS/L 公司已经发射了 5 艘带有 SPT-100 电推进系统的航天器,另外目前还有 9 颗计划搭载该系统的卫星正在建造中,更多采用 SPT-100 霍尔推力器的卫星方案正在被不断提出并进行论证。SPT-100 搭载于航天器进行测试如图 2 所示。在积累大量在轨飞行试验数据后,SS/L 公司开发并试验了第 2 代 SPT-100 霍尔电推进系统,提高了南北保持机动的效率,在非理想条件下也呈现出良好的鲁棒性

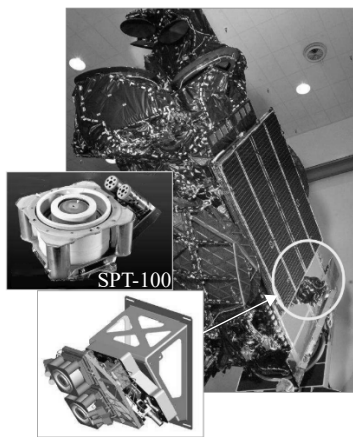


图 2 SPT-100 霍尔电推进系统

Fig. 2 SPT-100 Hall electric propulsion system

和适应性,同时也为未来的电子轨道提升操作提供了一个适应性平台。

为了满足地球静止卫星平台轨道间运输和轨道修正任务的需求,俄罗斯 Fakel 设计局开发了具备多模式工作能力的 SPT-140,并针对 DM4 开发模型进行了相关试验,对该型号特性进行了系列研究,得到 SPT-140 型号在 2~6.5 kW 功率下可实现 135~350 mN 推力^[21]。经过对 SPT-140 不断发展,Fakel 又研发了具备工程应用能力的型号 SPT-140D。这一代 SPT 推力器因具备不同工作模式可以适应同一航天任务不同阶段的特点而吸引了广泛关注。其中 SS/L 公司通过在对地静止商业航天器上运行 EP-100 系统(前身为 SPT-100 系统)积累了大量经验,与俄罗斯 Fakel 设计局合作,在现有 SPT-140 基础上进行了优化,建立了寿命测试单元和系统测试单元两个试验模型,希望研制出性能更高的双模式 EP-140 系统用于西方航天任务^[22-23]。SPT-140 在双模式工况条件下测试如图 3 所示。

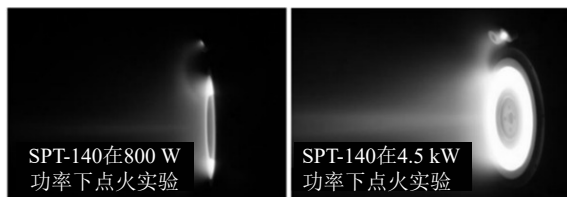


图 3 SPT-140 不同模式下试验

Fig. 3 Spt-140 experiment under different modes

美国和前苏联几乎同时提出了第 1 批 SPT 型推力器的主要方案,并各自独立进行了相关研究。直到 20 世纪 60 年代末,西方逐渐放弃了霍尔电推进的研究;而苏联则将 SPT 运用于了辅助任务(航天器轨道修正)。在随后近 30 年的在轨飞行任务中,霍尔电推进的可靠性和耐久性逐步得到了认可。在此期间,处于 800~36 000 km 轨道高度的近 60 颗卫星搭载过 4 种不同型号的 SPT,共计 310 枚,这些霍尔推力器为卫星提供了轨道保持和姿态控制等功能。除 SPT-100 等成熟飞行产品之外,不仅有许多型号(SPT-1、SPT-80 和 SPT-115 等高压霍尔推力器)如 SPT-200 一般处于飞行试验阶段^[24],还有许多不同推力级的霍尔推力器(如 SPT-25、SPT-180 等)作为试验样机用于开展特性研究。表 2 给出了部分毫牛级 SPT 型号性能参数。

表 2 毫牛级 SPT 系列霍尔推力器性能参数^[3]Table 2 Performance parameters of milli-Newton SPT series Hall thruster^[3]

参数	SPT-50/60	SPT-70	SPT-100	SPT-140	SPT-200
加速通道外径/mm	50~60	70	100	140	200
推力/mN	10~500	20~100	40~200	80~400	150~600
比冲/s		1 570	1 600	1 810	1 950
喷气速度/(km/s)	12	16	20	25	30
额定功率/W	0.7	1.5	3.0	6.0	12.0
效率/%	40	50	50	60	60~70
发展状态	工程产品	工程产品	工程产品	工程产品	试验样机

2.2.2 KM 系列

俄罗斯进行霍尔电推进研究的机构除 Fakel 之外, 还有克尔德什研究中心(Keldysh), 其研制的 KM 系列霍尔推力器如图 4 所示(功率范围为 50 W~6 kW), 该系列产品的特点是在相同功率量级的推力器中具有较高的比冲。Keldysh 研制的小功率霍尔推力器 KM-45 在实验研制过程中的特性为: 功率为 350 W 时, 推力为 18 mN, 比冲为 1 450 s。该型号霍尔推力器经过系列试验后应用于印度的 GEOSAT 通信卫星上, 其飞行测试原定于 2010 年发射的 GSAT-4 卫星上进行, 但由于火箭第 3 级工作异常, 航天器未能进入预定轨道, 最终未能进行测试^[25]。KM-60 是为了 Express-1000 卫星平台而设计开发的, 其额定功率为 900 W, 推力为 42 mN, 比冲可达 2 000 s 以上。KM-60 在 2014 年成功应用于俄罗斯 GEO 卫星的轨道保持任务, 其在轨应用时放电电压可达 500 V^[26]。为卫星平台 Express-2000 开发的 KM-100 推进器, 其实验室模型 X-85M 在 1.5~2.0 kW 功率范围内进行了两种不同放电电压的测试, 推力为 65~93 mN, 比冲为 1 860~2 930 s, 效率为 56%~63%^[27]。为了进一步提高推力器的比冲, Keldysh 研制了 KM-88, 额定功率为 1.65 kW, 推力为 72 mN, 比冲超过 2 100 s; 还有 KM-75, 额定功率为 2.4 kW, 放电电

压为 810 V, 比冲为 2 680 s, 寿命为 6 000 h^[28]。2002 年 6 月, Keldysh 研制的额定功率为 2 kW 的 KM-5 在地球同步卫星 Express A4 上进行了飞行试验, 其功率范围为 1.35~2.5 kW, 推力为 80~140 mN, 比冲为 1 600~2 100 s。Keldysh 还与美国 SPI 公司合作开发了具备 3 级功率模式的 KM-7, 额定功率为 4.5 kW, 其推力为 200~400 mN(相应功率范围 3.5~6 W)。该型号通过了地面测试, 在飞船 Express A3 上进行的飞行测试由于电源处理单元和控制单元而失败^[29]。此外, 大功率霍尔推力器 KM-10 也已研制成功, 该推力器额定功率为 10.5 kW, 比冲为 2 580 s, 效率为 62%, 准备应用于近地轨道转移和深空转移任务。

2.2.3 TAL 系列

带有阳极层的推进器(thruster with anode layer, TAL)推力器的发展相比 SPT 系列较晚, 其性能可与 SPT 相媲美, 俄罗斯 TsNII-MASH 制造了一系列的单级和双级 TAL 模型, 如小功率的 TAL D-27 和 D-38 推力器(功率范围为 100~500 W, 比冲为 1 000~2 000 s)、D-100 和 TAL110 单级推力器(功率范围为 1~6 kW, 比冲为 1 500~3 000 s)、D-150(功率最高可达 15 kW), D-100 II(功率最高可达 15 kW, 比冲为 1 000~2 500 s)和 TM-50 双级模型(第 1 级电离, 第 2 级加速; 功率范围至 30 kW, 比冲为 5 000~7 000 s)^[30]。

1997 年美国海军研究实验室(NRL)研制的电推进演示模块(EPDM)就采用了俄罗斯 TsNII-MASH 开发的 TAL-D55 推力器。该电推进模块搭载于 1998 年发射的空间试验卫星(space technology experiments, STEX)并在 1999 年进行了飞行测试。这既是 TAL 的首次飞行测试, 也是美国首次使用霍尔推力器电推进技术。TAL-D55 型号的额定功率为 1.35 kW, 而事实上该型号设计的功率范围为 600~1 350 W, 可在 1 400~1 600 s



图 4 KM 系列霍尔推力器

Fig. 4 KM series Hall thruster

比冲下产生 40~83 mN 的推力。在本次测试中由于受到航天器电源的影响,其实际功率为 600 W,推力为 38 mN,比冲为 1 550 s^[31-32]。

2002 年,美、俄在前苏联 TAL-D160 阳极层推力器(功率范围为 20~140 kW、比冲可达 8 000 s 以上)的基础上,联合研制了以 Bi 作为工质的 VHITAL-160 阳极层推力器,功率范围为 25.3~36.8 kW,推力为 527~618 mN,比冲为 5 375~7 667 s,效率为 56%~63%^[1]。

2.2.4 PPS 系列

法国在 20 世纪 90 年代初就开始与俄罗斯合作开展电推进技术研究,并于 2013 年成功在 AlphaBus 平台应用了 PPS-1350(plasma propulsion system, PPS)霍尔推力器(Fakel 和 SEP(solar electric propulsion)项目联合开发的新型 SPT),如图 5 所示。PPS-1350 霍尔推力器的设计目标是在额定功率为 1.5 kW、放电电压为 350 V 时,推力为 88 mN,比冲为 1 720 s^[33]。



图 5 法国 SNECMA 公司 PPS-1350 霍尔推力器

Fig. 5 France SNECMA corporation PPS-1350 Hall thruster

PPS-1350 经过了 STENTOR(Satellite de Télécommunications pour Expérimenter les Nouvelles Technologies en Orbite), Astra-1K 和 GEi 等航天器项目计划的验证,得到了认可并逐步投入了应用。

2002 年,阿尔卡特航天(Alcatel Space)公司设计的 STENTOR 卫星电力推进系统成功发射,同时使用了 SPT-100 和 PPS-1350 霍尔推进器,而源自 STENTOR 系统的 ASTRA-1K 卫星则仅使用 SPT-100。但是由于运载火箭故障,两颗卫星均未到达其预定轨道^[34]。2003 年,欧空局研制的 SMART-1 成功发射,同样也采用了 PPS-1350 霍尔推力器,其推力达到了 68 mN,SMART-1 也成为了欧洲第 1 个飞向月球的太空飞船^[35]。

卫星轨道提升以及轨道转移任务对于霍尔推力器总冲和多工作模式都提出了新的要求,传统霍尔推力器在这些方面的局限推动 SNECMA(斯奈克玛)公司研制了 PPS-5000 大功率型号,并进行了相关技术验证。该型号的工程样机 PPS-X000 霍尔推力器在功率为 6 kW、放电电压为 300 V 时,比冲为 2 480 s,最大推力为 335 mN,相当于最小推功比为 18.3 N/kW^[36];在功率为 6.5 kW、放电电压为 1 000 V 时,比冲为 3 240 s,最大推力效率为 58%,其高电压下的高比冲特性已经得到了验证^[37-38]。

2.2.5 BHT 系列

随着美国与俄罗斯 Fakel 在 SPT-100、140 等型号霍尔推力器的合作研究中取得的成功,霍尔推力器的潜力与优势得到进一步认可,在美国宇航局(NASA)支持下,Busek 公司研制了 200 W 功率的 BHT-200 霍尔推力器。该推力器搭载于 2006 年发射的 TacSat-2 美国空军卫星上,用于执行轨道提升任务,成为了首台空间应用的美国自主研制的霍尔推力器。BHT-200 额定功率为 200 W,推力为 12.8 mN,比冲为 1 390 s^[39]。BHT-200 取得成功后,Busek 公司又研发了工程样机 BHT-600,其在额定功率为 600 W 和放电电压为 300 V 时,推力为 39 mN,比冲为 1 500 s^[40]。Busek 公司研制的 BHT(Busek's Hall thruster)系列霍尔推力器^[41]性能如表 3 所示。

表 3 BHT 系列霍尔推力器性能参数

Table 3 Performance parameters of BHT series Hall thruster

参数	BHT-100	BHT-200	BHT-350	BHT-600	BHT-1500	BHT-6000
输入功率/W	100	200	300	600	1 500	6 000
推力/mN	7	13	17	39	101	201-325
比冲/s	1 000	1 390	1 244	1 500	1 710	1 900~2 100
总冲量/(kN·s)	>250	>140	>250	>1 000	>6 500	>8 500
适用工质	Xe 或 I	Xe 或 I	Xe 或 Kr 或 I	Xe 或 Kr 或 I	Xe 或 Kr 或 I	Xe 或 Kr 或 I

此后 Busek 公司提出了 iSat 计划, 围绕研制采用碘推进剂的 BHT-200-I 和 BHT-600-I 进行了大量工作, 两款推力器产品如图 6 所示。作为 BHT-200 霍尔推力器的衍生产品, BHT-200-I 的主要改变在于其结构、材料、阳极的几何形状和耐碘涂层, 而在测试中, BHT-200-I 使用氙和碘两种工质所表现出的推力器性能水平, 尤其推力水平基本一致。BHT-600-I 霍尔推力器也在 NASA 的支持下进行了相关测试, 在放电电压为 300 V, 放电电流为 2 A 的情况下使用氙和碘两种工质所表现出的推力器推力保持在 39 mN 左右^[42]。Busek 公司还开发了 BHT-HD-1000 推力器, 并在单级模式和双级模式下进行了试验。

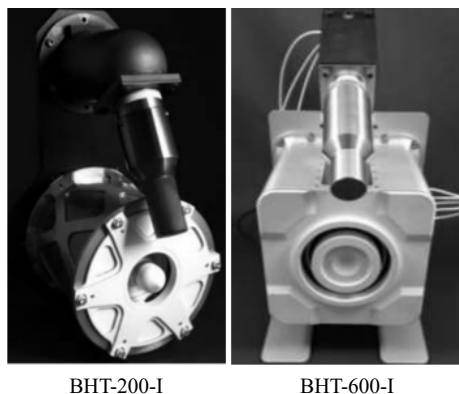


图 6 BHT-200-I 和 BHT-600-I
Fig. 6 BHT-200-I and BHT-600-I

采用较低功率的电推力器组成推力器簇实现较大功率电推进系统想法提出后, 美国密歇根大学通过 BHT-200-X3 推力器簇和 BHT-600 推力器簇对这一想法进行了验证, 并对于霍尔推力器簇的推力、羽流等特性进行了研究分析。

2.2.6 BPT 与 XR 系列

美国 GD-SPS 公司(原 Primex Aerospace 公司)和 LMSSC 公司(Lockheed Martin Space System Company)在 2000 年达成了一项长期协议, 共同为下一代 LMSSC 地球同步轨道航天器开发 4.5 kW 霍尔电推进系统(HTPS)^[43-44]。两者在 Busek 公司技术支持下研究开发了 BPT 系列霍尔推力器模型和样机, 包括 BPT-1、BPT-2000 和 BPT-4000。GD-SPS 公司与 Busek 公司共同建造并测试了 25 种结构不同的 CT-3 霍尔推力器模型, 随后又开发了功率范围上限为 2 kW 的飞行质量测试模型 BPT-1。在此基础上 GD-SPS 公司又开发了第 2 代试验模型 BPT-2000, 并在 JPL 实验室(the Jet Propulsion Laboratory)进行了系列测试^[45]。在 1998 年, GD-SPS

公司开发的 BPT-4000 模型也进行了性能评估和羽流测试, 如图 7 所示。在完成测试后, BPT-4000 在 NASA 支持下获得进一步性能改进^[46]。BPT-4000 的主要参数为额定功率为 3~4.5 kW, 额定工作电压为 300~400 V, 推力为 168~294 mN, 比冲为 1 769~2 076 s, 效率为 50%, 质量小于 7.5 kg, 包络尺寸为 16 cm×22 cm×27 cm, 工作寿命大于 6 000 h。2010 年采用 BPT-4000 的 AEHF-1(Advanced Extremely High Frequency)卫星既是美国第 2 个采用国产霍尔电推进系统的卫星, 也是世界上首个采用霍尔电推进系统执行轨道提升任务的地球同步轨道卫星。然而由于星箭分离后, 远地点发动机异常, 原计划执行后半段轨道提升任务的双模式霍尔电推进系统提前投入了应用^[47]。

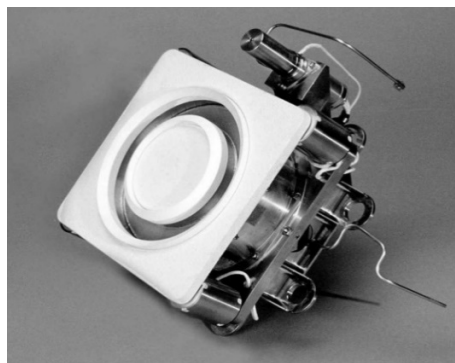


图 7 BPT-4000 霍尔推力器
Fig. 7 BPT-4000 Hall thruster

针对大型 GEO 卫星轨道转移和位置保持任务, 美国对 10kW 级霍尔推力器进行了大力发展, 如 Aerojet 公司基于通信卫星 TSAT(transformational satellite system)任务, 在 XR-5(前身 BPT-4000)的基础上研发了同样具备双模式的 XR-12 霍尔推力器, 如图 8 所示。XR-12 在 4.5 kW 功率

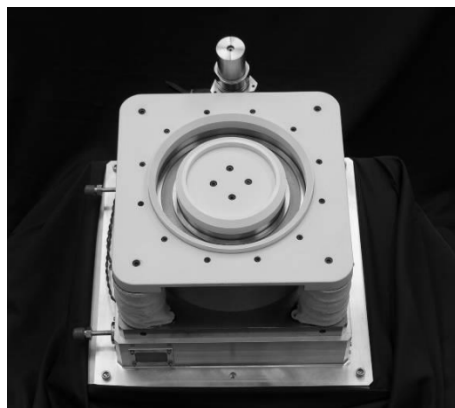


图 8 XR-12 霍尔推力器
Fig. 8 XR-12 Hall thruster

模式下,推力为232~260 mN,比冲为2 129~2 208 s;在12 kW功率模式下,推力为785~815 mN,比冲为1 961~2 002 s。性能测试中取得的数据显示XR-12能够满足电推进实现轨道提升任务关于在1 500~2 500 s的比冲条件下,推力为500~1 500 mN,功率水平为10~20 kW的要求^[48]。

2.2.7 NASA 试验样机系列

20世纪90年代末,美国密歇根大学和NASA格林研究中心开始联合研究5 kW高比冲霍尔推力器NASA-173M,并研制了两台试验样机分别针对高比冲特性进行了研究和验证。试验中得到样机在所有工况下的参数:推力为81~442 mN,推力总功率比为31~66 mN/kW,总比冲为1 510~3 390 s,总效率为47.1%~63.5%^[49]。

霍尔电推进因其成本和性能优势受到了NASA的进一步关注,随着霍尔电推进系统在STEX(space technology experiments)和SMART-1卫星上试验取得了成功,NASA针对深空科学探测任务计划开发了HiVHAC(high voltage Hall accelerator)系列推力器,具体目标是研发可在0.3~3.5 kW功率,1 000~2 800 s比冲范围下运行的霍尔推力器。根据HiVHAC开发计划,至2007年NASA已经建造了3个试验样机并进行了相关测试,分别是NASA-77M、NASA-94M和NASA-103M.XL。NASA-77M和NASA-103M.XL推力器产品如图9所示。其中最新设计的NASA-103M.XL功率为0.36~3.63 kW时,推力为23.9~147.6 mN,推力效率在0.33~0.54之间,比冲为1 062~2 779 s^[50]。



图9 NASA-77M和NASA-103M.XL

Fig. 9 NASA-77M and NASA-103M.XL

2.2.8 其他型号

在俄罗斯、美国和法国之外,还有一些国家逐渐认识到了霍尔电推进系统的潜在优势,并进行了大量相关研究。意大利Sitacl公司研发了

HT系列霍尔推力器,如HT-100和HT-400,其中HT-100在额定功率为175 W(实际可在100~250 W功率范围内运行)和放电电压为300V时,推力为9 mN,比冲为1 300 s^[51]。以色列研制了额定功率为300 W(实际可在250~600 W功率范围内运行,相应的推力大于14.3 mN,比冲大于1 210 s)的HET-300霍尔推力器,并在2017年发射的VENμS遥感小卫星上采用了该型号用于执行轨道保持和提升任务^[52]。韩国Satrec Initiative公司研制了300 W霍尔推力器,并将其用于执行2013年发射的Dubaisat-2低轨遥感卫星的轨道高度维持任务,其推力为11 mN^[53]。

2.3 牛级霍尔推力器

推力达到牛级的霍尔推力器可以为大型地球同步轨道GEO(geostationary orbit)卫星、中型或重型全电推平台、深空探测器、地球轨道空间运输平台、太空摆渡车等质量较大的航天器在轨位保、姿态控制和轨道机动转移等任务提供高效支持。

2.3.1 SPT系列

俄罗斯Fakel针对5~8 t大型GEO卫星研制了功率12.5 kW的SPT-230霍尔推力器,推力最高可达1.5 N^[1]。而SPT-290霍尔推力器功率范围为5~30 kW,比冲在3 000 s以内,能够产生1.5 N推力^[54]。

2.3.2 NASA 试验样机系列

2000年,NASA格林研究中心研发了功率50 kW的NASA-457M(v1),并进行了测试。NASA-457M(v1)的放电功率为72 kW,放电电压为300~650 V,推力最高可达3.3 N,比冲为1 750~3 250 s,效率为46%~65%。NASA后又以Kr为工质在相近的功率范围和1 kV放电电压下进行了测试得到该推力器比冲可达到4 500 s。2004年,NASA-457M(v2)推力器研制成功并进行了测试,NASA-457M(v2)在功率为50 kW时的峰值推力为2.3 N,小功率时推功比为76.4 mN/kW,全功率时推功比为46.1 mN/kW,比冲为1 420~2 740 s^[55]。

2004年,NASA格林研究中心在NASA-457M(v1)的基础上还研发了另一款50 kW霍尔推进器NASA-400M,分别采用了Xe和Kr两种工质进行了测试:以Xe为工质,功率范围4~47 kW,放电电压为200~600 V时,推力为0.27~2.1 N,比冲为1 322~3 370 s;以Kr为工质,功率范围5~64 kW,放电电压为300~1 100 V时,推力为0.265~1.9 N,比冲为2 171~4 943 s^[56]。

2004—2005 年间, NASA 格林研究中心吸取上述 3 款推力器的经验又设计制造了功率 20 kW 的 NASA-300M。NASA-300M 的测试是在 2.5~20 kW 的功率水平下进行的, 同样采用了两种工质。其中以 Xe 为工质, 在 20 kW 功率和 400 V 放电电压时, NASA-300M 能够产生 1.13 N 的推力, 最大推力效率为 67%^[57]。

针对高功率霍尔推力器占用空间过大的问题, NASA 与 AFRL(空军研究实验室)共同支持美国密歇根大学研制了具有 3 层嵌套通道的 100 kW 级 X3 霍尔推力器, 其在 99 kW 功率, 400 V 放电电压时, 最大推力范围为 (5.4 ± 0.1) N, 比冲为 1 800~2 650 s, 总效率为 54%~67%。嵌套通道霍尔推力器(NHT)比同等功率的单通道霍尔推力器或推力器组体积更小, 且具有更宽的功率范围, 具备高比冲和高推力工作条件, 被期望应用于载人火星探测等航天任务中^[58]。

2.3.3 其他型号

在欧空局支持下, 意大利 Sitacl 公司开发并测试了 20 kW 级霍尔推力器 HT-20k, 其功率范围为 10~20 kW, 放电电压为 250 V~1 kV, 效率高达 68%, 推力大于 1 N; 此外, 在放电电压为 800 V 和功率为 20 kW 时, 比冲为 3 000 s^[54]。美国 Buesk 公司研发了 20 kW 的 BHT-20K 霍尔推进器, 其推力为 1.05 N, 比冲为 2 515 s, 总冲大于 35 MN·s, 适用 Xe、Kr 和 I 三种工质。在欧洲 HiPER 项目下, 法国 SNECMA 公司开发了 PPS-2000ML 型号, 其功率范围为 2.6~23.5 kW, 放电电压为 100~500 V, 而在功率为 22.4 kW, 放电电压为 500 V 时 PPS-2000ML 性能最好, 推力达到 1.05 N, 比冲为 2 700 s, 推进器效率为 60%^[59]。

2.4 我国各推力级霍尔推力器进展

我国霍尔推力器发展主要依赖研究所和高校两个部分, 由于发展起步晚, 目前主要产品型号集中在毫牛级霍尔推力器, 微牛级和牛级霍尔推力器多处于试验样机阶段。

2.4.1 μ CFT

2016 年起, 哈尔滨工业大学等离子体推进技术实验室针对空间引力波探测任务, 开展了微牛级会切型霍尔推力器的研制工作。针对霍尔推力器小型化过程中遇到的物理问题, 从推力器设计角度出发, 经过对推力器位形和结构的多次迭代优化, 最终研制出了会切型霍尔推力器 μ CFT, 如图 10 所示, 可实现推力 0.2~112.7 μ N 的连续可



图 10 微牛级会切型霍尔推力器试验样机

Fig. 10 Experimental prototype of micro-Newton class Hall thruster

调输出^[60]。

2.4.2 HET 系列

上海空间推进研究所是我国最早开展霍尔电推进技术研究的单位, 在 2005 年完成了我国首套霍尔电推进系统的研制, 在 2008—2011 年间完成了我国首套空间飞行霍尔电推进系统研制。上海空间推进研究所逐渐建立了 0.1~5 kW 霍尔推力器产品型谱, 包括 HET-5、HET-20、HET-40、HET-80、HET-140 及 HET-300 等型号。该研究所目前也正在开展研制 10~50 kW 大功率霍尔电推进系统, 其霍尔电推进产品的推力级逐步包络几十毫牛至几牛。其中 HET-40 霍尔电推进系统于 2012 年发射升空, 其性能参数为功率为 680 W, 推力为 (40 ± 4) mN, 比冲为 $(1\,500 \pm 150)$ s, 这也是我国首次霍尔电推进空间在轨试验; 千瓦级 HET-80 霍尔推力器具备多模式工作性能, 在功率 0.3~2.6 kW 和放电电压 200~800 V 时, 实测推力为 25~135 mN, 比冲为 1 300~2 500 s; 对于 5 kW 级 HET-300 多模式霍尔推力器, 其性能包络为功率为 2~5 kW, 推力为 80~320 mN, 比冲为 1 800~3 160 s^[1]。2020 年, 我国 20 kW 霍尔推力器在试验中得到测试参数推力为 1 N, 比冲为 3 068 s, 效率大于 70%, 成为我国首款牛级霍尔推力器型号, 该型号在设计中采用了空心阴极中置、磁屏蔽长寿命等技术, 并先后攻克了大电流空心阴极、轻质小型化加速器、高效热管理、高压大功率稳定放电等关键技术, 实现了我国霍尔电推力器推力从毫牛级向牛级的跨越。

2.4.3 HEP 系列

2002 年, 哈尔滨工业大学在 SPT 的基础上开展了磁聚焦型霍尔推力器的研究, 解决了 Kr 工质磁聚焦的难题, 并研制了相关工程样机。北京控制工程研究所从 2012 年左右开始研究霍尔电推进技术, 研制了 1.35 kW 的 HEP-100MF 和 5 kW

的 HEP-140MF, 其中 HEP-100MF 推力器在 2016 年进行了在轨试验, 标定性能参数为功率 1 350 W, 推力为 79.1 mN(地面试验时为 82 mN), 比冲为 1 794 s(地面试验时为 1 850 s); HEP-140MF 具备双模式工作能力, 功率为 2.8 kW 时, 推力为 120 mN, 比冲为 2 350 s, 功率为 5 kW 时, 推力为 240 mN, 比冲为 2 450 s, 2017 年 HEP140MF 搭载于 SJ-18 卫星发射升空, 计划进行大功率霍尔电推力器磁聚焦、多模式、冷阴极和点火可靠性等多项新技术的验证, 但因火箭故障, 卫星未能顺利入轨^[61-62]。

2.4.4 LHT 系列

兰州空间技术物理所于 2008 年左右开始霍尔电推进技术研究, 形成了 LHT 系列霍尔推力器, 包括 LHT-40、LHT-100 和 LHT-140 等型号。千瓦级的 LHT-100 霍尔电推进系统在 2016 年发射的 SJ-17 技术验证卫星上开展了空间飞行试验, 得到的性能参数指标: 系统功率低于 1.527 kW 时, 推力为 79.5 mN, 比冲为 1 531 s^[63]; 具备多模式工作能力的 LHT-140 霍尔推力器通过测试得到的性能参数为: 功率为 1.0~4.5 kW, 推力为 60~275 mN, 比冲为 1 400~1 900 s, 效率为 44%~58%^[64], LHT-140 同样搭载于 2017 年发射的 SJ-18 卫星计划进行飞行测试。

3 关键技术展望

3.1 提升推力器性能

霍尔推力器的比冲、效率等性能指标的提升和寿命的延长对于其承担更多航天任务有重要意义。磁场优化(如磁屏蔽技术)、热设计优化和推力器构型优化等方法都是实现这一目标的重要途径, 尤其在构型优化方面, 霍尔电推进实现了许多重大突破。俄罗斯在对传统 SPT 型霍尔推力器进行构型优化, 研制带有缓冲腔的 Aton 型霍尔推力器的过程中, 通过减少离子对放电室壁面的轰击、减小束流发散角从而实现了推力器效率等性能的提高与寿命的延长。俄罗斯的 TAL 霍尔推力器也是构型优化的代表, 其搭配 Bi 工质进行了试验, 将电离和加速过程分开, 大大降低了工质电离功率, 解决了阳极过热问题的同时实现了推力器比冲提高。美国则根据霍尔推力器小型化的问题通过构型优化提出了圆柱型推力器结构, 其特点是具有较低的面积-体积比, 缓解了传统圆环型小型化后壁面溅射加剧从而促进壁面腐蚀的问题, 实现了小型化霍尔推力器的效率等性能指

标提高和寿命延长^[65-66]。

3.2 扩展推力覆盖范围

霍尔电推进以其较高比冲、小推力和长寿命的特点而被广泛应用于地球同步卫星位置保持/阻力补偿、航天器轨道机动和深空探测等任务中。随着近年来小行星探测与深空探测等大型航天任务不断发展, 航天器的质量不断增加, 对于霍尔电推进系统的功率和推力提出了更高的要求, 但霍尔电推进的推功比与比冲呈现负相关的特点对其有所限制。此外, 如空间引力波探测等多类型航天任务的出现也对于更小推力(微牛级)的霍尔电推进的研究与发展起到了促进作用。目前, 单台霍尔推力器的功率为几十瓦到数百千瓦, 推力为几十微牛到超过 20 N。

对于发展更大推力的霍尔电推进, 一方面提升单台推力器的性能十分关键, 另一方面还可以采用推力器组合的方式。推力器组合的一种方案是如 X3 霍尔推力器, 在单台推力器上将放电室进行多环嵌套的设计, 既可以有效提升推力器的推力密度, 也能增强其多模式工作能力。但嵌套式方案存在磁路互相干扰、磁路结构设计难度大以及热设计等问题亟待解决。另一种方案是如 BHT-200-X3 推力器簇和 BHT-600 推力器簇, 采用多台单通道推力器组合成推力器簇, 该方案降低对单台推力器的要求且可靠性增强, 易于实现更大推力, 但各推力器耦合工作中各自电路、磁路间互相干扰、羽流间互相影响、空心阴极、电源和储供系统共用等问题都有待通过试验进一步探究, 优化组合设计理论^[67]。对于更微小推力霍尔电推进的发展, 通过缩尺准则等比缩小推力器结构尺寸并减小工质供给流量的设计方法不再适用。原因在于进行缩尺设计后, 等离子体作用空间不足、对电子的磁约束不足, 不仅会导致推力器壁面及磁路等组件热负荷过大进而出现过热失稳现象, 而且会导致工质电离率及效率降低, 甚至使雪崩式电离效应无法发生从而无法建立电场, 影响推力器正常工作。基于上述问题, 采用会切型磁场设计的推力器可以有效满足设计要求^[60]。

3.3 发展空心阴极技术

空心阴极虽然是独立组件, 但其与霍尔推力器主体耦合工作对推力器性能提升非常重要。按照发射体材料分类, 目前空间应用的空心阴极主要包括钨钨阴极和 LaB₆ 阴极两大类。2004 年, 美国 Aerojet General 公司开始为霍尔推力器研制

发射电流 10~60 A 的钨钨空心阴极; 2006 年, Aerojet General 公司研制的 19 mm 阴极可满足启动 450 次, 加热功率可达到 140 W^[68]。2005 年, 出于应用优势, 美国 JPL 实验室启动了针对 20~100 kW 霍尔推力器, 指标为 50~400 A 发射电流, 10 000 h 寿命的 LaB₆ 空心阴极的研制, 并成功开发了阴极管直径为 0.8、1.5、2.0、2.0(辅助供气) cm 的 4 种不同电流发射范围的 LaB₆ 空心阴极系列, 其实际发射电流涵盖不大于 300 A 范围; 其中 0.8 cm 阴极发射电流为 10~60 A, 已装配到 H6 霍尔推力器, 完成超过 1 000 次开关验证^[69]。2007 年, 美国 AFRL 实验室和 JPL 实验室又合作研制了阴极管直径为 0.64 cm 的 LaB₆ 空心阴极(发射电流小于 10 A), 应用于 100~300 W 的电推进, 该阴极额定加热功率为 30~40 W, 3 mL/min 下可以引出电流 6 A^[70]。英国在研制的 T5 与 T6 钨钨阴极的基础上, 开展了空心阴极微推力器的相关研究^[71]。意大利 Sitael 公司为 20 kW 级霍尔推力器 HT-20k 研制的 LaB₆ 阴极 HC-60 额定发射电流 60 A, 测试累积运行时间超过 300 h, 点火次数超过 130 次, 寿命预计超过 10 000 h^[72]。

NASA 也对下一代空心阴极提出了技术指标: 提供 50~400 A 的放电电流, 寿命要超过 10 000 h, 而实际上开展的测试已经覆盖到了 30 000 h, 在研项目更是达到了 100 000 h^[73]。空心阴极的研制关键在于发射体制造困难, 一方面对发射体要求同时满足逸出功低和抗中毒能力强, 另一方面制造过程中采用的配方与工艺较为特殊。同时阴极结构连接工艺包括异种难熔材料的焊接, 陶瓷金属连接等有待进一步突破^[74]。此外, 为了阴极与推力器主体更好地耦合工作, 在如何缓解空心阴极受高能离子溅射腐蚀、协调发射电流与阴极寿命矛盾和可靠的高温加热器设计等方面需要加深试验技术研究, 完善理论基础, 推动空心阴极进一步发展。

3.4 强化多模式工作能力

航天器位置保持、姿态控制和轨道转移等不同航天任务对于霍尔电推进各性能指标要求各不相同, 因此发展具备多种工作模式霍尔推力器的研究进展迅速。近年来美、俄、欧等研制的霍尔推力器型号几乎都具有多模式工作能力, 如美国的 BPT-4000、HiVHAc 和 HERMeS, 俄罗斯的 SPT-140 和 SPT-290 等。具备多模式工作能力的霍尔推力器可以切换不同模式以适应不同任务, 例如

在轨道提升期间工作在大推力模式以缩短轨道转移时间, 执行在轨位置保持任务期间工作在高比冲模式同时保持一定推力进行机动调整以节约推进剂。随着研究进一步深入, 高比冲模式下工质充分电离、推力器热设计、羽流聚焦以及相应多模式阴极设计等成为了技术瓶颈^[75]。霍尔推力器多模式能力的强化是建立在其性能提高、推力范围扩展和空心阴极发展的基础上, 并且对于电推进在航天任务中发挥更大作用有重要意义。

3.5 探究不同推进剂

寻找不同工质也是霍尔电推进技术的重要方向之一, 当前在轨应用的霍尔电推进大多采用 Xe 工质, 面临的问题主要是 Xe 成本高, 并且 Xe 原子质量大会影响推力器比冲的提高。针对以上两点问题, 国内外目前主要在探索 Kr、Ar 和 I 等工质。

采用稀有气体 Kr 相对于 Xe 不仅可以降低成本, 而且因相对原子质量更小, Kr 的理论比冲比 Xe 高出 25%^[76], 在试验中也能提高 20% 以上^[77]。采用 Kr 工质的主要问题有: 工质贮存要求储箱体积较大、其原子碰撞截面相对较小引起的电离率与 Xe 相比较低以及束流发散从而导致效率较低、热优化设计问题等。上述问题中, 可以通过提高推进剂密度解决电离率低和束流发散的问题, 从而提高效率, 但这一方式同时会带来热问题; 某些部件过热严重与内部线圈运行过久温度达到安全限制等热问题则可以通过对散热表面发黑处理、对隔热表面电镀处理、将热沉积严重的部件重新选材辅以散热措施和对推力器磁场结构重新设计等方法缓解。探索更多的热优化措施对于 Kr 工质霍尔推力器发展有一定的意义^[78]。目前对于另一种稀有气体 Ar 的实际应用相对较少。而采用固体工质 I 主要目的在于大幅降低任务成本, 不可避免会影响推力器性能, 但 I 工质电离能较低, 相对原子质量较高, 用其替代 Xe 后, 推力器效率、推力和比冲密度等参数性能仍较好。采用 I 工质的关键在于以下几个方面: 因 I 工质在低温下易冷凝带来的贮供系统设计问题; 固体工质气化技术发展; I 工质易与传统阴极发射体材料发生反应, 需改进阴极等^[79]。此外, 在 TAL 型霍尔推力器上曾对金属工质 Bi 和 Cs 开展过研究, 并取得了一定成果。但对于金属工质同样存在需要重新设计相应的贮供系统、金属工质管道沉积以及羽流对于航天器表面的污染等问题。

由于霍尔推力器设计大多以Xe作为工质进行的,所以开展对不同工质的研究基本都需要重新对霍尔推力器磁场进行设计和优化,以使推力器工作状态最佳^[80]。

4 结 论

霍尔电推进经过几十年的发展,尽管其效率和比冲略低于离子电推进,但其比冲高、寿命长、控制精度高、结构简单、可靠性高、推功比大且综合性能好等优势进一步突显,逐步成为了目前电推进领域最为成熟和应用最为广泛的技术之一。霍尔电推进技术的发展以美、俄、法等国家为代表,应用领域从GEO卫星到深空探测器等,目前世界上越来越多国家参与到霍尔电推进技术研究中,极大地推动了其发展。我国霍尔电推进技术发展已有二十多年的历史,虽然水平与美、俄、法等国家有一定差距,但也取得了不少成就,在某些领域已经达到国际先进水平。下一步,加强霍尔电推进技术基础研究,进一步完善创新推力器设计理论,实现高比冲、高效率和长寿命等性能的突破和提高,针对不同航天任务要求研制相匹配的不同推力级产品对我国霍尔电推进乃至航天领域的发展都具有重要意义。

参考文献:

- [1] 康小录,张岩.空间电推进技术应用现状与发展趋势[J].上海航天,2019,36(6):24-34.
KANG Xiaolu, ZHANG Yan. Application status and development trend of space electric propulsion technology[J]. Aerospace Shanghai, 2019, 36(6): 24-34. (in Chinese)
- [2] 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 Xiaolu, HANG Guanrong, ZHU Zhichun. Development and application of Hall electric propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 8-17. (in Chinese)
- [3] 于达仁.空间电推进原理[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2014.
- [4] 张雪儿,李得天,张天平.电推进三种比冲的定义及其工程应用[J].真空与低温,2020,26(6):486-493.
ZHANG Xueer, LI Detian, ZHANG Tianping. Three types of specific impulses for electric propulsions: their definitions and engineering applications[J]. Vacuum and Cryogenics, 2020, 26(6): 486-493. (in Chinese)
- [5] HOFER R, JANKOVSKY R. A hall thruster performance model incorporating the effects of a multiply-charged plasma[R]. Salt Lake City, US: the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
- [6] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters[M]. Hoboken, US: John Wiley and Sons Incorporation, 2008.
- [7] 陈杰,康小录,赵震,等.高比冲霍尔推力器研究现状[R].南京:中国航天第三专业信息网第40届技术交流会暨第4届空天动力联合会议,2019.
- [8] HOFER R R, JOHNSON L K, GOEBEL D M, et al. Effects of internally mounted cathodes on Hall thruster plume properties[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2004-2014.
- [9] CONVERSANO R W, LOBBIA R B, KERBER T V, et al. Performance characterization of a low-power magnetically shielded Hall thruster with an internally-mounted hollow cathode[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2019, 28(10): 105011.1-105011.14.
- [10] SOMMERVILLE J, KING L. Effect of cathode position on Hall-effect thruster performance and cathode coupling voltage[R]. Cincinnati, US: the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.
- [11] PATTERSON M J, THOMAS R, CROFTON M W, et al. High thrust-to-power annular engine technology[R]. Orlando, US: the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015.
- [12] ITO T, GASCON N, CRAWFORD W S, et al. Experimental characterization of a micro-Hall thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1068-1074.
- [13] 于达仁,牛翔,王泰卜,等.面向空间引力波探测任务的微推进技术研究进展[J].中山大学学报(自然科学版),2021,60(1/2):194-212.
YU Daren, NIU Xiang, WANG Taibu, et al. The developments of micro propulsion technology based on space gravitational wave detection task[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni, 2021, 60(1/2): 194-212. (in Chinese)
- [14] HEY F G. Micro Newton thruster development: direct thrust measurements and thruster downscaling[M]. Berlin, German: Springer, 2018.
- [15] IKEDA T, TOGAWA K, TAHARA H, et al. Performance characteristics of very low power cylindrical Hall thrusters for the Nano-satellite "PROITERES-3" [R]. Hakone, Japan: the 8th International Symposium on Applied Plasma Science (ISAPS), 2011.
- [16] ZAKIROV V, PAVSHOOK V. Feasibility of the recent Russian nuclear electric propulsion concept: 2010[J]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(5): 1529-1537.
- [17] GORBUNOV A V, KHODNENKO V P, KHROMOV A V, et al. Vernier propulsion system for small earth remote sensing satellite "Canopus-V" [R]. Wiesbaden, Germany: the 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [18] BOBER A, KOZULOSKY K, KOMARROW G, et al. Development and qualification test of a SPT electric propulsion system for "Gals" spacecraft[R]. Seattle, US: the 23rd International Electric Propulsion Conference, 1993.
- [19] MITROFANOVA O A, GNIZDOR R Y, MURASHKO V M, et al. New generation of SPT-100[R]. Wiesbaden, Germany: the 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [20] COREY R L, PIDGEON D J. Electric propulsion at space systems/Loral[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-270, 2009.
- [21] SNYDER J S, HOFER R R. Throttled performance of the SPT-140 Hall thruster[R]. Cleveland, US: the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [22] JAMESON-SILVA K, DELGADO J J, LIANG R, et al. Adaptability of the SSL electric propulsion-140 subsystem for use on a NASA discovery class missions: psyche[R]. Atlanta, US: the 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [23] DELGADO J J. QUALIFICATION of the SPT-140 for use on Western Spacecraft[R]. Cleveland, US: the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.

- [24] MURASHKO V, KORYAKIN A, NYATIN A, et al. State of the art and prospects of electric propulsion in Russia[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2003-340, 2003.
- [25] GORSHKOV O A, BELIKOV M B, MURAVLEV V A, et al. The GEOSAT electrical propulsion subsystem based on the KM-45 HET[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 63(1/2/3/4): 367-378.
- [26] VASIN A I, KOROTEEV A S, LOVTSOV A S, et al. Review of works on electric propulsion at Keldysh Research Center[J]. *Trudy MAI*, 2012, 13(60): 70-79.
- [27] BELIKOV M B, BLINOV N V, GORSHKOV O A, et al. Operation peculiarities of Hall thruster with power 1.5—2.0 kW at high discharge voltages[R]. Toulouse, France: the 28th International Electric Propulsion Conference, 2003.
- [28] LOVTSOV A S, TOMILINDA, MURAVLEV V A. Development of high-voltage hall effect thrusters at Keldysh Research Centre[R]. Adelaide, Australia: the International Astronautical Congress, 2017.
- [29] GORSHKOV D O, SHAGAYDA D A, MURAVLEV M V. The experience of hall thruster research and development[R]. Valencia, Spain: the 57th International Astronautical Congress, 2006.
- [30] KIM V, POPOV G, ARKHIPOV B, et al. Electric propulsion activity in Russia[R]. Pasadena, US: the 27 International Electric Propulsion Conference, 2001.
- [31] LYNN P, OSBORN M, SANKOVIC J, et al. Electric propulsion demonstration module (EPDM) flight Hall thruster system[R]. Cleveland, US: the International Electric Propulsion Conference Proceedings, 1997.
- [32] OSBORN M F, LYNN P, SUTTON R. RHETT/EPDM flight xenon flow system development[R]. Cleveland, US: the 25th International Electric Propulsion Conference, 1997.
- [33] VALENTIAN D, MASLENNIKOV N. The PPS 1350 program[R]. Cleveland, US: the 25th International Electric Propulsion Conference, 1997.
- [34] GARNERO P. ASTRA 1K and STENTOR plasma propulsion subsystem experience[R]. Huntsville, US: the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- [35] KOPPEL C, LYSZYK M, VALENTIAN D, et al. PPS 1350 with variable power features for SMART 1[R]. Huntsville, US: the 6th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000.
- [36] DUCHEMIN O, DUMAZERT P, ESTUBLIER D, et al. Stretching the operational envelope of the PPS® X000 plasma thruster[R]. Fort Lauderdale, US: the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [37] VIAL V, DUCHEMIN O. Optimization of the PPS® X000-technological demonstrator for high ISP operation[R]. Denver, US: the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2009.
- [38] DUCHEMIN O, DUMAZERT P, ESTUBLIER D, et al. Testing the PPS X000 plasma thruster at high discharge voltage[R]. International Spacecraft Propulsion Conference, ISPC-2004-555, 2004.
- [39] MONHEISER J, HRUBY V, FREEMAN C, et al. Development and testing of a low-power Hall thruster system[J]. *Micropropulsion for Small Spacecraft*, 2000, 187: 255-270.
- [40] SZABO J J, POTE B, TEDRAKE R, et al. High throughput 600-watt Hall effect thruster for space exploration[R]. Salt Lake City, US: the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [41] Busek Company Incorporation. Hall effect thrusters[EB/OL]. [2021-11-13]. <https://www.busek.com/hall-thrusters>.
- [42] KAMHAWI H, HAAG T, BENAVIDES G, et al. Overview of iodine propellant Hall thruster development activities at NASA Glenn Research Center[R]. Salt Lake City, US: the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [43] FISHER J, WILSON A, KING D, et al. The development and qualification of a 4.5 kW Hall thruster propulsion system for GEO satellite applications[R]. Pasadena, US: the 27th International Electric Propulsion Conference, 2001.
- [44] DE GRYS K, MATHERS A, WELANDER B, et al. Demonstration of 10, 400 hours of operation on 4.5 kw qualification model hall thruster[R]. Nashville, US: the 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.
- [45] KING D, TILLEY D, AADLAND R, et al. Development of the BPT family of US-designed hall current thrusters for commercial LEO and GEO applications[R]. Cleveland, US: the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [46] MATHERS A, DE GRYS K, PAISLEY J. Performance variation in BPT-4000 Hall thrusters[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-144, 2009.
- [47] 杭观荣, 康小录. 美国 AEHF 军事通信卫星推进系统及其在首发星上的应用[J]. *火箭推进*, 2011, 37(6): 1-8.
HANG Guanrong, KANG Xiaolu. Propulsion system of USA AEHF military communication satellite and its application on AEHF-1 satellite[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(6): 1-8. (in Chinese)
- [48] WELANDER B, MONHEISER J, MECKEL N, et al. Demonstration of the XR-12 Hall Current Thruster[R]. Washington D C: the 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.
- [49] HOFER R R, JANKOVSKY R S, GALLIMORE A D. High-specific impulse Hall thrusters: Part 1 influence of current density and magnetic field[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(4): 721-731.
- [50] PETERSON P, KAMHAWI H, MANZELLA D, et al. Hall thruster technology for NASA science missions: HiVHAC status update[R]. Cincinnati, US: the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.
- [51] MISURI T, DUCCI C, GREGUCCI S, et al. SITAEL HT100 thruster unit, full ground qualification[C]//Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna, Austria: University of Vienna Press, 2019: 15-20.
- [52] RAFAEL I. VEN μ S-A novel technological mission using electric propulsion[R]. Atlanta, US: the 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [53] KIM E H, KIM Y H, PARK J S, et al. Orbit evolution analysis of DubaiSat-2 using hall-effect thruster[J]. *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2015, 43(4): 377-386.
- [54] PIRAGINO A, LEPORINI A, GIANNETTI V, et al. Characterization of a 20 kW-class hall effect thruster[R]. Atlanta, US: the 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [55] SOULAS G, HAAG T, HERMAN D, et al. Performance test results of the NASA-457M v2 Hall thruster[R]. Atlanta, US: the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [56] PETERSON P, JACOBSON D, MANZELLA D, et al. The performance and wear characterization of a high-power high-ISP NASA Hall thruster[R]. Tucson, US: the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005.
- [57] KAMHAWI H, HAAG T, JACOBSON D, et al. Performance evaluation of the NASA-300M 20 kW Hall thruster[R]. San Diego, US: the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion

- Conference and Exhibit, 2011.
- [58] HALL S J, JORNS B J, GALLIMORE A D, et al. High-power performance of a 100-kW class nested Hall thruster[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-228, 2017.
- [59] ZURBACH S, CORNU N, LASGORCEIX P. Performance evaluation of a 20 kW hall effect thruster[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-33, 2011.
- [60] 于达仁, 崔凯, 刘辉, 等. 用于引力波探测的微牛级霍尔电推进技术[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(6): 171-181.
- YU Daren, CUI Kai, LIU Hui, et al. Micro-newton hall electric propulsion technology for gravitational wave detection[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(6): 171-181. (in Chinese)
- [61] YANLIN H U, DAWEI H U, PENGAN W U, et al. Development of HEP-XXMF series hall thrusters in BICE[J]. Aerospace China, 2019, 17(2): 9-16.
- [62] 于达仁, 乔磊, 蒋文嘉, 等. 中国电推进技术发展及展望[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 1-11.
- YU Daren, QIAO Lei, JIANG Wenjia, et al. Development and prospect of electric propulsion technology in China[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 1-11. (in Chinese)
- [63] 田立成, 赵成仁, 张天平, 等. SJ-17卫星LHT-100霍尔电推进系统飞行试验工作性能评价[J]. 推进技术, 2017, 38(11): 2411-2421.
- TIAN Licheng, ZHAO Chengren, ZHANG Tianping, et al. Flight test performance evaluation of LHT-100 Hall electric propulsion system on SJ-17 satellite[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(11): 2411-2421. (in Chinese)
- [64] 张天平. 兰州空间技术物理研究所电推进新进展[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 7-12.
- ZHANG Tianping. New progress of electric propulsion technology in LIP[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 7-12. (in Chinese)
- [65] RAITSES Y, FISCH N J, BURLINGAME C A, et al. Parametric studies of the cylindrical hall thruster[R]. Williamsburg, US: the APS Division of Plasma Physics Meeting, 2000.
- [66] POLZIN K, RAITSES Y, GAYOSO J C, et al. Comparisons in performance of electromagnet and permanent-magnet cylindrical hall-effect thrusters[R]. Nashville, US: the 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.
- [67] 康小录, 张岩, 刘佳, 等. 大功率霍尔电推进研究现状与关键技术[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 1-11.
- KANG Xiaolu, ZHANG Yan, LIU Jia, et al. Research status and key technologies of high-power Hall electric propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 1-11. (in Chinese)
- [68] MATHERS A. Development of a high power cathode heater[R]. Hartford, US: the 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.
- [69] 贾艳辉, 张天平. 空间用六硼化镧空心阴极最新研究进展及发展趋势[J]. 真空科学与技术学报, 2016, 36(6): 690-698.
- JIA Yanhui, ZHANG Tianping. Latest development of space-borne lab6 hollow cathode[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2016, 36(6): 690-698. (in Chinese)
- [70] WARNER D, BRANAM R, HARGUS W, et al. Low current cerium hexaboride and lanthanum hexaboride hollow cathodes[R]. Reno, US: the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [71] GRUBISIC A, GABRIEL S. Preliminary thrust characterization of a T5 hollow cathode[R]. Cincinnati, US: the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.
- [72] PEDRINI D, TORRINI F, GRASSI J, et al. Development of hollow cathodes for 5 to 20 kW Hall thrusters[R]. Atlanta, US: the 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [73] SENGUPTA A, ANDERSON J A, GARNER C, et al. Deep space 1 flight spare ion thruster 30 000-hour life test[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(1): 105-117.
- [74] 郭宁, 唐福俊, 李文峰. 空间用空心阴极研究进展[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 155-160.
- GUO Ning, TANG Fujun, LI Wenfeng. Advances in spaceborne hollow cathode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 155-160. (in Chinese)
- [75] 扈延林, 毛威, 李栋, 等. 面向全电推进卫星的霍尔推进技术[J]. 空间控制技术与应用, 2017, 43(1): 73-78.
- HU Yanlin, MAO Wei, LI Dong, et al. The Hall propulsion technology oriented all-electric-propulsion satellites[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 43(1): 73-78. (in Chinese)
- [76] LINNELL J A. An evaluation of krypton propellant in hall thrusters [D]. Ann Arbor, Michigan: University of Michigan, 2007.
- [77] 张乾鹏, 康小录. 用Xe和Kr作为霍尔电推进工质的比较[J]. 推进技术, 2011, 32(6): 828-834.
- ZHANG Qianpeng, KANG Xiaolu. Comparison for the hall thruster using Xe and Kr propellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(6): 828-834. (in Chinese)
- [78] SZELECKA A, KURZYNA J, BOURDAIN L. Thermal stability of the krypton Hall effect thruster[J]. *Nukleonika*, 2017, 62(1): 9-15.
- [79] 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.
- LIU Hui, NIU Xiang, LI Xin, et al. Reviews on electrical propulsion technology using iodine alternatives[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 12-25. (in Chinese)
- [80] MASON L, JANKOVSKY R, MANZELLA D. 1000 hours of testing on a 10 kilowatt Hall effect thruster[R]. Salt Lake City, US: the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.

(编辑: 王碧珺)