

# 霍尔电推进技术的发展与应用

康小录<sup>1,2</sup>, 杭观荣<sup>1,2</sup>, 朱智春<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海, 201112

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:** 霍尔电推进具有推力密度大、推力功率比大、比冲高及系统可靠等优点, 在 20 世纪 60~70 年代突破关键技术、完成空间试验后, 在俄、美、欧等航天器上获得大量应用, 执行位置保持、轨道转移、轨道调整和深空探测主推进等任务。目前, 100 W 级到 5 kW 级功率的霍尔推力器已经实现在轨应用, 100 kW 功率的霍尔推力器已在研制中。针对未来载人深空探测、GEO 卫星、低轨和超低轨卫星及轨道机动飞行器等任务需求, 霍尔电推进朝着更大功率包络, 更强多模式调节能力, 更高性能, 更长寿命及推进剂多样化等方向发展。在分析霍尔电推进技术特点和适用任务后, 对国内外霍尔电推进技术的发展现状、任务应用等进行了综述, 最后对霍尔电推进的发展趋势进行了展望。

**关键词:** 霍尔电推进技术; 霍尔推力器; 多模式调节; 大功率推进

**中图分类号:** V439.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0008-10

## Development and application of Hall electric propulsion technology

KANG Xiaolu<sup>1,2</sup>, HANG Guanrong<sup>1,2</sup>, ZHU Zhichun<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

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

**Abstract:** Hall electric propulsion has the merits of high thrust density, high thrust-to-power ratio, high specific impulse and high reliability. It brought through its key technology and completed its space experiments during 1960s and 1970s. Now Hall electric propulsion has got a lot of applications, such as station keeping, orbit transfer, orbit adjustment and main propulsion of deep space, in spacecrafts of Russia, USA and some other countries. Currently, on-orbit application of 100 W~5 kW Hall thrusters has been realized, and 100 kW Hall thruster is under development. According to the mission requirements of future manned deep-space exploration, GEO satellites, LEO satellites and super low orbit satellites and orbital maneuver vehicles, Hall electric propulsion is developed towards the directions of higher-power envelope, stronger multimode adjustment capability, higher performance,

收稿日期: 2016-12-20; 修回日期: 2017-01-13

作者简介: 康小录 (1962—), 男, 研究员, 研究领域为电推进技术

longer life and propellant diversification. In this paper, the technical features and the applicable tasks of Hall electric propulsion technology is analyzed, the development and applications of Hall electric propulsion technology at home and abroad are reviewed, and then the development trends of Hall electric propulsion is prospected.

**Keywords:** Hall electric propulsion technology; Hall thruster; multimode adjustment; high power propulsion

## 0 引言

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, 以及新型航天任务需求的出现, 高性能空间动力需求日益迫切。霍尔电推进 (Hall electric propulsion) 作为一种具有综合优势的电推进技术, 在国际上获得了广泛的研究和应用, 特别是近年来在全电推进卫星、GEO 卫星、低轨和超低轨卫星、轨道转移飞行器及大型深空探测任务等的牵引下, 各国投资力度加大, 研发和应用速度加快。本文在分析霍尔电推进技术特点和适用任务后, 对国内外霍尔电推进技术的发展现状、任务应用等进行了综述, 最后对霍

尔电推进的发展进行了展望。

## 1 霍尔电推进技术特点

霍尔电推进是一种利用电子在正交电磁场中闭合漂移运动产生的霍尔电流效应电离推进剂、产生等离子体, 并主要通过静电场加速离子、产生推力的一种电推进技术。图 1 为霍尔电推进工作原理及其点火状态。霍尔电推进系统由霍尔推力器、推进剂贮供系统、功率处理单元、滤波模块及控制单元等组成, 其中霍尔推力器产生推力, 推进剂贮供系统、功率处理单元分别向霍尔推力器供应推进剂和电能, 控制单元则控制电推进系统的运行。

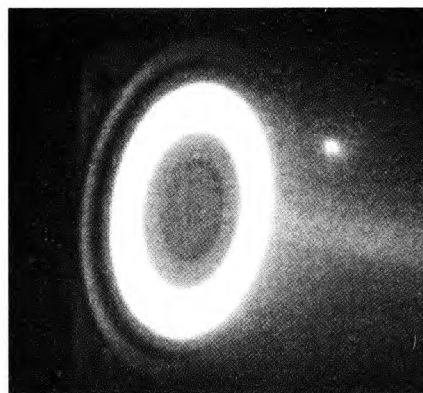
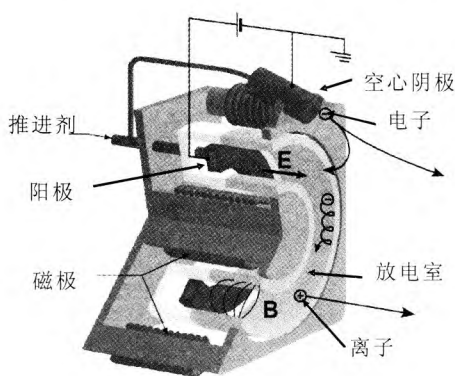


图 1 霍尔电推进工作原理及霍尔推力器点火状态

Fig. 1 Operating principle of Hall electric propulsion and ignition status of Hall thruster

霍尔推力器可分为稳态等离子体推力器 (Stationary Plasma Thruster, SPT) 和阳极层推力器 (Thruster with Anode Layer, TAL, 也称为 Anode Layer Thruster) 2 种。SPT 的电离/加速区主要限定在放电室出口附近磁场强度最大的磁层内, 又称为磁层推力器 (Magnetic-layer Thruster),

放电室一般采用绝缘材料, 放电通道较长。TAL 的电离/加速区主要限定在阳极附近的薄层内, 放电室一般采用导电材料, 放电通道较短。

霍尔电推进的主要特点是:

- 1) 系统简单可靠, 安全性好;
- 2) 综合性能好, 兼顾推力和比冲;

3) 比冲高, 采用氙、氦等气体推进剂时比冲约 1 000~4 000 s, 采用铯等新型推进剂时比冲可超过 7 000 s;

4) 推力功率比大, 约 40~66 mN/kW, 可缩短任务执行时间;

5) 推力密度大, 约 1~2 mN/cm<sup>2</sup>, 推力器体积、重量较小, 便于在航天器上的布局;

6) 调节能力强, 功率、比冲、推力大范围可调, 可根据不同任务需求选择相应的优化工作模式。

根据航天器功率供应能力, 可将电推力器划分为小功率 ( $\leq 0.5$  kW)、中功率 (0.5~10 kW)、大功率 (10~500 kW) 和超大功率 ( $> 500$  kW)。根据霍尔推力器工作原理, 其功率包络约在 10 W~500 kW。目前应用最为广泛的霍尔推力器为属于中功率电推进中的 0.66 kW 霍尔推力器 (40 mN)、千瓦级推力器 (1.35 kW) 和 300 mN 推力器 (5 kW)。

一般霍尔推力器采用氙作为推进剂, 最高比冲超过 3 000 s。通过改用小原子量或低电离能的推进剂, 可有效提高比冲, 如研究表明, SPT 推力器采用氙、金属镁为推进剂时比冲可达 5 000 s 和 8 000 s 以上, TAL 推力器采用铯推进剂时比冲可达 7 000 s, 效率可达 70%。

霍尔电推进在航天器上应用, 可带来如下优势:

1) 大幅节省推进剂, 增加有效载荷或延长航天器在轨寿命。

2) 冲量小、一致性好且易于控制, 提高航天器姿态稳定度。

3) 推力功率比大, 可缩短电推进轨道转移周期。

4) 扩展深空探测距离, 缩短深空探测周期, 提升深空探测发射窗口、行星再入时机、着陆地点选择的灵活性, 减少高速度增量深空探测器对行星引力加速的依赖。

因此, 霍尔电推进在 GEO 卫星、低轨卫星和深空探测器等领域获得大量应用, 执行位置保持、轨道转移、轨道调整和深空主推进等任务。至 2016 年 12 月, 国际上已经在 119 颗航天器上应用了 559 台霍尔推力器。

## 2 国外霍尔电推进的研究和应用现状

### 2.1 发展历程

20 世纪 50 年代末, 前苏联科学家首先提出霍尔电推进技术, 其中 TAL 首先由 Kruchatov 原子能研究所的阿斯科尔德·渣里诺夫在 20 世纪 50 年代末提出<sup>[1]</sup>, SPT 由同一家单位的阿列克谢·莫洛佐夫在 1962 年提出。SPT 在 20 世纪 60 年代率先获得了重大突破, 成为霍尔电推进发展的主要方向。前苏联 1972 年在 Meteor-1 10 气象卫星上实现了霍尔电推进首次空间试验, 试验的 Eol-1 霍尔电推进系统功率 420~460 W, 推力器推力 16~19 mN, 比冲 806~1 000 s<sup>[2]</sup>。1982 年、1994 年前苏联/俄罗斯的亚千瓦级、千瓦级霍尔电推进系统分别在 GEO 卫星平台东西位保任务、东西-南北位保任务中实现应用。

20 世纪末前苏联解体后, 美、欧等接触俄罗斯霍尔电推进技术之后, 鉴于其简单可靠的突出优势, 迅速引进该技术, 并实现国产化, 形成自有产权的产品。据不完全统计, 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<sup>[3-4]</sup>, 应用的各种霍尔推力器指标范围: 功率 100 W~4.5 kW, 推力 5~294 mN, 比冲 800~2 100 s。表 1 为国外典型霍尔推力器技术指标。

下面对国外中功率 (0.5~10 kW)、大功率 ( $> 10$  kW) 和小功率 ( $\leq 0.5$  kW) 霍尔电推进的发展和应用情况进行论述。

### 2.2 中功率霍尔电推进

国外中功率霍尔电推进已相当成熟, 形成了型谱化产品, 实现了商业应用。

中功率霍尔电推进在俄、美、欧等超过 10 种 GEO 平台上执行位置保持、轨道转移等任务 (见表 2); 在低轨卫星、深空探测领域也已经成功应用, 如俄罗斯为埃及研制的 EgyptSat 2 低轨遥感卫星<sup>[5]</sup>, 欧洲 SMART-1 月球探测器<sup>[6]</sup>等。

具有代表性的中功率霍尔推力器为: 1) 亚千瓦级: 俄罗斯 SPT-70 推力器; 2) 千瓦级: 俄

表 1 国外典型霍尔推力器主要技术指标

Tab.1 Main technical indexes of typical Hall thrusters abroad

国家	产品代号	功率/kW	推力/mN	比冲/s	应用的航天器	产品状态
美国	BHT-200	0.2	12.8	1 390	美国 TacSat 2 卫星	飞行产品
	XR-5	3~4.5	168~294	1 769~2 076	美国 A2100M 平台	飞行产品
	XR-12	4.5~12.1	257~815	1 961~2 129	美国 TSAT 卫星 (计划)	工程样机
	HiVHAc	0.3~3.6	24~150	1 000~2 800	-	工程样机
	HERMeS	12.5	600	3 000	美国无人小行星重定向航天器	原理样机
	NASA-457Mv2	9~100	371~2 950	1 750~3 250	-	原理样机
俄罗斯	X3	1~240	15 000 (中等比冲时)	1 400~4 600	-	原理样机
	SPT-50	0.35	20	1 100	俄罗斯 Canopus-V 卫星	定型产品
	SPT-70	0.66	40	1 500	俄罗斯 USP, US-KMO, Yakhta 平台	定型产品
	SPT-100	1.35	80	1 600	俄罗斯 Express 2000 平台, 美 国 LS-1300 平台, 欧洲 Eurostar 3000 平台等	定型产品
	KM-45	0.18~0.42	10~26	1 100~1 600	印度 GSat-4 卫星	飞行样机
	SPT-140	2~6.5	135~350	1 696~2 414	美国 LS-1300 平台	飞行样机
	SPT-230	≤15	~800	~2 700	俄罗斯新型 5.6 t 质量卫星	飞行样机
	SPT-290	5~30	~1 500	-	-	原理样机
法国	PPS 1350-G	1.5	89	1 650	欧洲 Smart-1 深空探测器, @bus 平台	飞行产品
	PPS 5000	2.0~5.0	110~230	1 465~2 130	-	工程样机
	PPS 20 k	23.5	1 050	>2 700	-	原理样机
乌克兰	SPT-20M6	0.1	4	1 400	-	工程样机
以色列	HET-300	0.2~0.6	15@300W	1 300@300W	以色列 Venus 卫星	飞行样机

罗斯 SPT-100，欧洲 PPS 1350-G；3) 5 kW 级：俄罗斯 SPT-140，美国 XR-5（原 BPT-4000），欧洲 PPS 5000，意大利 HT5k。这些霍尔推力器均开展了地面 1:1 寿命试验，其中 SPT-100 推力器寿命试验达到 7 008 h<sup>[7]</sup>，PPS 1350-G，BPT-4000 推力器的寿命试验时间均超过了 10 000 h<sup>[8-9]</sup>。在 BPT-4000 霍尔推力器长寿命试验中，科研人员发现了能够大幅延长霍尔推力器寿命的磁屏蔽抗

侵蚀技术，之后开展了机理研究<sup>[10]</sup>，并在多种霍尔推力器上进行了验证。

日本石川岛播磨航空航天公司针对卫星轨道提升任务，研制了千瓦级 IHD-1000 霍尔推力器<sup>[11]</sup>，大阪大学开展了 2.1 kW 的 THT-VI 稳态等离子体推力器和 2.9 kW 的 TALT-2 阳极层推力器技术研究。

目前国外研制的 5 kW 级霍尔推力器都具备

表 2 国外采用霍尔电推进的典型 GEO 卫星平台  
Tab. 2 Typical foreign GEO platforms employing Hall electric propulsion

国家	平台	平台研制公司	霍尔推力器	代表卫星
美国	A2100M	洛克希德·马丁公司	XR-5	AEHF-1
	LS-1300	劳拉空间系统公司	SPT-100, 即将升级为 SPT-140	Galaxy 25
	GEOStar-3 (全电推进)	轨道科学公司	XR-5	
欧洲	Eurostar 3000	空中客车防务与航天公司	SPT-100	Inmarsat 10-02
	Spacebus 4000	泰雷兹-阿莱尼亚宇航公司	SPT-100	AMC 12
	@bus	空中客车防务与航天公司	PPS 1350-G, 后续将升级为 PPS 5000	Alphasat
	Eurostar 3000EOR(全电推进, 预计 2017 年首发)	空中客车防务与航天公司	PPS 5000	SES-12
	Small GEO (预计 2017 年首发)	OHB-System 公司	SPT-100B	Hispasat AG1
	MSS-2500-GSO	信息卫星系统列舍特涅夫股份公司	SPT-100	Express
俄罗斯	USP	能源设计局	SPT-70	Yamal 101
	US-KMO	拉沃奇金设计局	SPT-70	Kupon 1
	Yakhta	克鲁尼契夫航天中心	SPT-70	Kazsat 1
	Express 1000	信息卫星系统列舍特涅夫股份公司	SPT-100	Express-AT1
	Express 2000	信息卫星系统列舍特涅夫股份公司	SPT-100	Express AM6

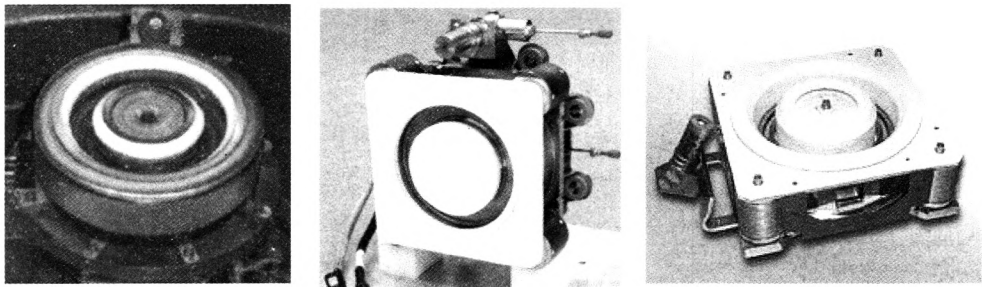


图 2 5 kW 级 SPT-140, XR-5 和 PPS 5000 霍尔推力器  
Fig. 2 SPT-140, XR-5 and PPS 5000 Hall thrusters in 5 kW class

多模式工作能力, 以针对不同的任务需求调节功率、推力、比冲, 如对于 GEO 卫星, 轨道转移时电推进以大功率、大推力模式工作, 位置保持时电推进以小功率、高比冲模式工作。新研的霍尔推力器也大都具备多模式工作能力。

### 2.3 大功率霍尔电推进

霍尔推力器大推力功率比、大推力密度, 以及技术成熟度较高的特点, 使其在数十千瓦至百千瓦量级功率时, 与其他电推进技术相比具有优势。因此, 美、俄、欧等均将大功率霍尔电推进作为未来空间任务支撑技术, 开展大量研究并形成多款样机。

美国从 2000 年左右开始, 在天基计划、先进空间运输计划、空间太阳能计划、人类探索与发展空间计划、格伦研究中心战略研究基金、空间推进计划及普罗米修斯计划等大量项目的支持下, 开展大功率电推进技术研究, 研制了 50 kW 级 NASA-457Mv1, NASA-457Mv2, NASA-400M 和 20 kW 级的 NASA-300M 霍尔推力器原理样机<sup>[12]</sup>; 目前正在针对载人火星探测等背景需求, 研制 100 kW 级的 X3 霍尔推力器 (图 3), 该推力器已经实现了 60.8 kW 稳态点火<sup>[13]</sup>。

俄罗斯、欧洲也形成了功率 20~30 kW 的大功率霍尔推力器样机。

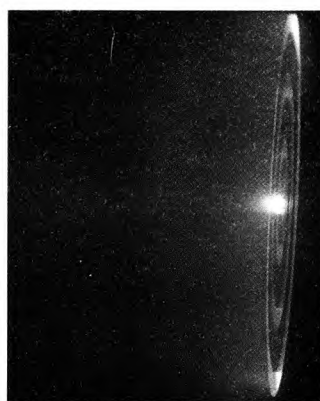
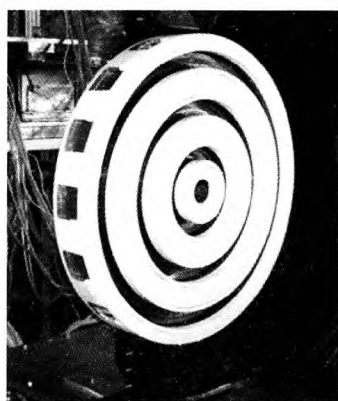


图 3 百千瓦级 X3 霍尔推力器及其 60.8 kW 点火状态

Fig. 3 100 kW X3 Hall thruster and its ignition status at 60.8 kW

针对大型深空探测任务对大推力、高比冲电推进的需求, 美国、俄罗斯、欧洲开展了大量研究。为了提高比冲, 美国研究了 NASA-400M 霍尔推力器使用 Kr 工质时的性能, 功率 43 kW 时, 推力 1.2 N, 阳极比冲 4 943 s, 阳极效率 68%; 美、俄 2002 年左右在前苏联 25~140 kW 功率、8 000 s 比冲的 D-160 阳极层推力器的基础上, 联合研制了采用铍推进剂的 VHITAL-160 阳极层推力器, 功率 25.3~36.8 kW, 推力 527~618 mN, 比冲 5 375~7 667 s, 效率 56%~63%<sup>[14]</sup>。

美国针对 GEO 卫星发射后的电推进快速轨道转移任务所需的最佳比冲为 800~1 500 s, 同时推力要尽量大的需求, 研究了 NASA-120M.V2 和 NASA-457M 霍尔推力器在 100~150 V 放电电压下的工作特性。

美、俄针对 5~10 t 大型 GEO 卫星轨道转移和位置保持任务, 发展 10 kW 级霍尔推力器: 如美国 Aerojet Rocketdyne 研制计划用于转型通信卫星 (Transformational Communications Satellite, TSAT) 的 12 kW 功率 XR-12 霍尔推力器; 俄罗斯火炬设计局研制针对 5~8 t 大型 GEO 卫星的 12.5 kW 功率的 SPT-230 霍尔推力器。

美国研究表明, 50 kW 级的太阳能电推进可满足近期深空探测需求, 并制定了太阳能电推进技术演示任务, 其中作为主要候选任务的无人小行星重定向任务, 将采用大功率电推进执行主推进及俯仰、偏航控制任务。针对这一任务, NASA 格伦研究中心和喷气推进实验室联合研制了 12.5 kW 功率的磁屏蔽霍尔推力器 (Hall Effect Rocket with Magnetic Shielding, HERMeS) 样



机, 技术验证样机 1 计划开展 2 000 h 削蚀试验, 至 2016 年 6 月已完成 728 h<sup>[15]</sup>。

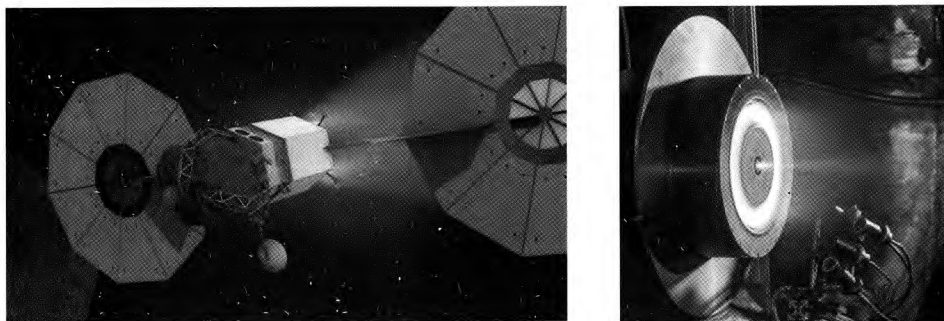


图 4 无人小行星重定向任务及 HERMeS 霍尔推力器

Fig. 4 Asteroid redirect robotic mission and HERMeS Hall thruster

为了验证核电推进的可行性, 前苏联在 1987 年发射的“宇宙-1818”侦察卫星和“宇宙-1867”侦察卫星上, 采用了基于“TOPAZ-1”核反应堆的霍尔电推进试验系统并取得成功。“TOPAZ-1”核反应堆输出电功率为 6 kW, 寿命 1~2 年。霍尔电推进系统采用 6 台 SPT-70 霍尔推力器, 累计系统工作 150 h。

为了验证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的可行性, 并研究霍尔推力器簇的性能、羽流等特性, 美国、意大利等开展了相应研究, 如美国密歇根大学 BHT-200-X3 推力器簇、BHT-600 推力器簇、P5 推力器簇试验, 意大利 Alta 公司(现已并入 Sitael 公司) HT-100 推力器簇试验等。

#### 2.4 小功率霍尔电推进

针对微小卫星需求, 国外近年来加大了小功率霍尔电推进研制力度。以色列、巴西及韩国等新兴航天国家, 更以微小卫星发展为契机, 开展小功率霍尔电推进技术研究。表 2 为国内外典型小功率霍尔推力器技术指标和状态。

前苏联/俄罗斯在 20 世纪 70 年代至 80 年代初进行的多次霍尔电推进在轨试验, 采用了 450 W 和 350 W 的 SPT-60、SPT-50 小功率霍尔推力器。俄罗斯 2012 年发射的 Canopus-V 卫星采用 2 台 SPT-50 霍尔推力器(图 3)执行轨道维持任务<sup>[16]</sup>, 克尔德什研究中心研制了 KM-37 和 KM-45 等小功率霍尔推力器, 其中 KM-45 曾

应用在印度 2010 年 4 月 15 日发射失败的 GSat 4 卫星上。

美国主要是 Busek 公司在研制小功率霍尔推力器, 普林斯顿大学等在开展圆柱形小功率霍尔推力器技术研究<sup>[17]</sup>。Busek 公司研制的 200 W 功率 BHT-200 霍尔推力器(图 4)在 2006 年发射的 TacSat 2 小卫星上执行轨道提升任务, 成为首台空间应用的美国国产霍尔推力器, 目前正针对碘卫星(iSat)计划, 研制采用碘推进剂的 BHT-200-I 霍尔推力器。

欧洲典型的低功率霍尔推力器为意大利 Sitael 公司 HT-100 和 HT-400、法国 Snecma 公司的 PPS X000 和乌克兰哈尔科夫航空学院的 SPT-25。

以色列研制的 300 W 功率的 HET-300 霍尔推力器, 将用于 2017 年发射的 Venus 遥感小卫星上, 执行轨道保持和 720 km 轨道到 410 km 轨道的变轨任务。

韩国 Satrec Initiative 公司研制了 300 W 霍尔推力器及其系统, 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。

日本大阪大学增在研制的 PROITERES 月球探测器将采用 30 W 小功率霍尔推力器执行地月轨道转移任务。

### 3 我国霍尔电推进的发展现状

国内开展霍尔电推进技术研究的单位主要有

上海空间推进研究所、北京控制工程研究所、兰州空间物理研究所和哈尔滨工业大学、北京航空航天大学及上海交通大学等单位, 其中研究所偏重技术应用, 高校偏重机理研究。

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。1994 年, 正值我国电推进研究低谷时期, 该所基于航天发展需要, 在比较主要电推进技术之后, 确定开展霍尔电推进技术研究, 先后攻克了霍尔推力器、空心阴极、微流量控制及电推力器性能测试等关键技术, 在 20 世纪末实现霍尔推力器稳定点火, 在 2005 年成功研制国内首套霍尔电推进系统, 在 2008 年~2011 年研制国内首套空间飞行霍尔电推进系统。

十二五期间, 上海空间推进研究所霍尔电推进技术获得了快速发展, 取得成果如下:

1) 圆满完成国内首次霍尔电推进空间飞行试验。HET-40 霍尔电推进系统于 2012 年 10 月 14 日发射升空, 在轨标定性能为系统功率 734 W 时, 推力 38.32 mN, 比冲 1 495 s。至 2014 年 1 月, 系统点火次数达到 212 次。这次试验在轨评估了霍尔电推进系统性能, 验证了霍尔电推进方案、地面试验手段的正确性, 评估了与航天器的相容性, 使我国成为俄、美、欧之后第 4 个掌握霍尔电推进技术的国家。

2) 针对大速度增量任务对电推力器的长寿命需求, 攻克霍尔电推进长寿命技术。涉及的关键技术有高性能磁透镜技术、耐削蚀放电室技术、抗中毒发射体技术、长寿命加热器技术、寿命验证技术和磁屏蔽抗削蚀技术等。2016 年 6 月, 4.5A 空心阴极寿命试验累计点火时间达到 28 000 h, 点火次数超过 15 000 次, HET-40(推力 40 mN)、HET-80(推力 80 mN) 霍尔推力器分别于 2015 年 7 月和 2016 年 10 月完成 2 422 h 和 8 035 h 寿命试验, 总冲分别达到 0.35 MNos 和 2.3 MNos, 均达到国际先进水平。此外, 攻克了磁屏蔽抗削蚀技术, 使推力器放电室削蚀显著降低, 极大地延长推力器寿命, 并应用到 5 kW 多模式霍尔推力器产品上, 使我国成为第 2 个掌握该技术的国家。

3) 针对全电推进卫星、深空探测器对多模

式霍尔电推进的需求, 攻克多模式霍尔电推进技术。涉及的关键技术有宽工况磁路技术、高电压稳定技术、大发射电流大调节比空心阴极技术及宽工况微流量控制技术等。研制了 5 kW 级 HET-300 多模式霍尔推力器, 性能包络为功率 2~5 kW, 推力 80~320 mN, 比冲 1 800~3 160 s。评估了千瓦级 HET-80 霍尔推力器的多模式工作性能, 在放电功率 0.3~2.6 kW 和电压 200~800 V 时, 实测推力 25~135 mN 和比冲 1 300~2 500 s。

4) 针对电推力器空心阴极加热器限制可靠性, 以及传统电推力器空心阴极启动前需要加热数分钟才能点火的问题, 攻克了无加热器的快启动空心阴极技术, 空心阴极、霍尔推力器的点火时间分别缩短至在毫秒量级和 1 s 以内, 同时提高空心阴极和霍尔推力器可靠性, 使我国成为第 2 个掌握电推进快启动空心阴极技术的国家。

5) 针对载人深空探测等大型空间任务, 探索大功率霍尔电推进技术。完成 30 kW 级大功率霍尔推力器设计方案; 采用 2 台 HET-80 霍尔推力器组成推力器簇, 在国内首次开展电推力器簇性能试验。

6) 面向工程应用, 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 及 HET-300 霍尔推力器, 正在开展 10~50 kW 大功率霍尔推力器, 以及百瓦级、千瓦级、10 kW 级不同功率量级的霍尔电推进系统研制。

哈尔滨工业大学从 2002 年起, 开始以 Aton 霍尔推力器为切入点, 开始霍尔电推进技术研究, 主要研究内容包括磁场优化、放电振荡<sup>[8]</sup>、寿命预测及仿真技术等, 此外还有圆柱形霍尔推力器和高效率多级等离子体推力器等新型霍尔推力器技术研究。

北京控制工程研究所从 2012 年左右开始霍尔电推进技术研究, 与哈尔滨工业大学联合研发了千瓦级 HEP-100MF 霍尔推力器及其系统<sup>[9]</sup>, 正在研制 5 kW 级 HEP-5000MF 霍尔推力器及百瓦级霍尔推力器。

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, 研制了千瓦级 LHT-100 霍



尔推力器及其系统,正在研制 5 kW 级 LHT-140 霍尔推力器<sup>[20]</sup>。

基于 HEP-100MF 和 LHT-100 推力器的 2 套千瓦级霍尔电推进系统于 2016 年 11 月 3 日随 XX-2 卫星发射入轨并进行在轨试验,其中 HEP-100MF 推力器在轨标定结果为功率 1 350 W,推力 79.1 mN,比冲 1 794 s<sup>[21]</sup>。

北京航空航天大学主要进行霍尔推力器羽流仿真与诊断,小功率霍尔推力器技术研究。

上海交通大学主要开展霍尔推力器等离子羽流、放电室壁面材料溅射和空心阴极模拟技术研究<sup>[22]</sup>。

大连理工大学等在开展霍尔推力器仿真技术研究<sup>[23]</sup>。

## 4 霍尔电推进发展趋势展望

基于霍尔电推进研究历程、现状、应用和未来需求等,对其发展趋势进行展望。

### 4.1 扩展功率范围

近年来蓬勃发展的微小卫星,以及未来载人深空探测等大型航天任务,均可采用霍尔电推进执行轨道转移、位置保持等任务,相应航天器质量从几十千克至上百吨,这要求霍尔电推进系统从现有的中功率范围拓展至从小于 100 W 到超过 1 MW,相应单台霍尔推力器的功率从小于 100 W 到超过 200 kW 甚至 500 kW,推力从小于 5 mN 到超过 20 N。

### 4.2 强化多模式工作能力

GEO 卫星及全电推进平台的轨道转移、位置保持和姿态控制等任务,对电推进的功率、推力和比冲等指标需求差异大,需采用工作参数可调的多模式电推进,且要求的多模式调节能力正在逐步提高。目前美、俄、欧等新研的电推进几乎都具有多模式能力,如美国 2010 年首飞的 BPT-4000 推力器功率 3~4.5 kW,针对远距离无人深空探测任务的 HiVHAc 推力器功率 0.3~3.6 kW,推力 24~150 mN,比冲 1 000~2 800 s,针对无人小行星重定向任务的 HERMeS 推力器功率调节范围达到 6.25~12.5 kW。为进一步提升调节能力,并简化霍尔推力器结构,俄罗斯火炬设计局开展

了空心磁阳极霍尔推力器技术研究。

### 4.3 提升性能

国外正在进一步提升霍尔推力器的效率、比冲、启动速度及重量等性能,以降低推进剂、电能的消耗,缩短启动时间,并进一步轻质化。例如,通过采用新型磁路构型、高性能仿真设计手段,提升霍尔推力器比冲和效率,中功率霍尔推力器样机最高比冲超过 3 300 s (美国 Busek-1000,功率 2.3 kW 时),效率达 60% (美国 BHT-1500),大功率霍尔推力器样机最高比冲 7 667 s (俄罗斯 VHITAL-160,铯推进剂,功率 36 kW 时);通过采用具备快启动能力的空心阴极,使霍尔电推进系统启动时间由原来的 400 s 左右降低到 1 s 以内,如乌克兰研制的快启动霍尔推力器飞行样机 (SPT-20 和 SPT-100) 启动时间小于 1 s,比现有启动时间降低 2~3 个数量级。国外在传统圆环构型霍尔推力器基础上,进一步探索有利于提升性能的新型霍尔推力器构型。例如,为了减少离子对放电室壁面的轰击、减小束发散角、提升效率,俄罗斯莫斯科无线电大学与 Morozov 于 1992 年一起提出了带缓冲腔的 ATON 型霍尔推力器;针对传统霍尔推力器小型化后由于放电室面容比提高导致等离子体对壁面轰击增加、效率降低及寿命减少等问题,美国普林斯顿大学提出圆柱形霍尔推力器技术研究。

### 4.4 延长寿命

航天任务速度增量的逐步增长,要求电推进寿命相应提升。目前霍尔推力器寿命约数千至一万小时,而针对小行星重定向任务的 HERMeS 霍尔推力器设计寿命达到 5 万小时。除了磁屏蔽技术,科研人员还在探索其他延寿技术。例如,为了降低甚至消除等离子体对放电室壁面的侵蚀,德国 Thales Electron Devices GmbH 提出高效率多级等离子体推力器 (High Efficient Multistage Plasma thruster, HEMP thruster),研制了额定功率 1.38 kW 的 HEMP3050 和 7.5 kW 的 HEMP30250 样机,研究表明该类型推力器具有很大的推力调节能力,HEMP3050 计划在 OHB SmallGEO 平台上进行验证,哈尔滨工业大学也在开展相应研究;法国国家科学研究院于 2015 年左右提出无

壁面霍尔推力器思路, 以从根本上消除壁面削蚀, 并通过 200 W、1 500 W 样机和栅网阳极样机验证了可行性<sup>[24]</sup>。

#### 4.5 推进剂多样化

目前, 在轨应用的霍尔推力器均采用氙气推进剂。虽然氙气综合性能较好, 但在地球上含量很少, 价格昂贵。对于大功率霍尔电推进任务, 推进剂需求量达到 10 t 量级甚至更高, 如果集中采购 10 t 左右的氙气, 将会造成氙气价格大幅上涨, 不利于航天任务的实施<sup>[25]</sup>。为了能进一步降低霍尔电推进系统成本, 科研人员正在拓展推进剂种类, 氦气、氩气及碘等是重要研究方向。

### 5 结束语

经过 50 多年的发展, 霍尔电推进已经成为国际上研究和应用最为广泛的一种高性能电推进技术, 研究的国家超过 12 个, 应用领域已由 GEO 卫星、低轨卫星扩展至深空探测器、轨道机动飞行器等。以美、俄、法等国家为代表, 国际上正在进一步加大霍尔电推进技术研究和应用力度。我国霍尔电推进经过 20 多年的发展, 已经取得了喜人的成绩, 一些技术已经达到国际先进水平, 特别是中功率霍尔电推进完成在轨飞行验证, 为后续工程应用奠定了良好基础。但是, 仍需清醒地认识到, 我国霍尔电推进与俄、美、法等仍然存在十年以上的差距, 需要进一步加强任务牵引, 加强基础研究, 加强技术创新, 加强产学研合作, 加强研发条件建设, 使霍尔电推进早日达到国际领先水平, 成为我国 2030 年左右跻身航天强国之列的强有力支撑。

#### 参考文献:

- [1] KIM V P. Design features and operating procedures in advanced Morozov's stationary plasma thrusters[J]. Technical physics, 2015, 60(3): 362-375.
- [2] KHODNENKO V P. Activities of VNIIEP in EPT field History, our days and prospects: IEPC-2013-65[R]. USA: IEPC, 2013.
- [3] Anon. Hall ion thrusters to fly on X-37B spaceplane [EB/OL]. <http://newatlas.com/us-air-force-x-37B-hall-thruster/37200>.
- [4] Anon. US Air Force Launches X-37B Space Plane on 4th Mystery Mission [EB/OL]. <http://www.space.com/29448-x37b-space-plane-launches-fourth-mission>.
- [5] Anon. Russia launches spy satellite for Egypt [EB/OL]. <http://www.russianspaceweb.com/egyptsat2>.
- [6] KOPPEL C R, MARCHANDISE F, ESTUBLIER D, et al. The SMART-1 electric propulsion subsystem in flight experience: AIAA 2004-3435[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] ARHIPOV B A, BOBER A S, GNIZDOR R Y, et al. The results of 7000-HOUR SPT-100 life testing[C]// Proceedings of 24th International Electric Propulsion Conference. Moscow, Russia: IEPC, 1995: 31-39.
- [8] CORNU N, MARCHANDISE F, DARNON F, et al. The PPS71350-G qualification demonstration: 10500 hrs on the ground and 5000 hrs in flight: AIAA-2007-5197[R]. USA: AIAA, 2007.
- [9] DE GRYS K, MATHERS A, WELANDER B, et al. Demonstration of 10,400 hours of operation on a 4.5 kW qualification model Hall thruster: AIAA 2010-6698[R]. USA: AIAA, 2010.
- [10] IOANNIS G M, IRA K, RICHARD R H, et al. Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster I theory and validation[J]. Journal of applied physics, 2014, 115(4): 043303-043303-20.
- [11] CHO S, WATANABE H, KUBOTA K, et al. Parametric kinetic simulation of an IHI high specific impulse SPT-type Hall thruster: AIAA 2014-3426[R]. USA: AIAA, 2014.
- [12] HUANG W, SHASTRY R, HERMAN D A, et al. Ion current density study of the NASA-300M and NASA-457Mv2 Hall thrusters: AIAA 2012-3870 [R]. USA: AIAA, 2012.
- [13] HALL S J, FLORENZY R E, GALLIMOREZ A D, et al. Implementation and initial validation of a 100-kW class nested-channel Hall thruster: AIAA 2014-3815[R]. USA: AIAA, 2014.
- [14] MARRESE-READING C M, FRISBEE R, SENGUPTA A, et al. Very high ISP thruster with anode layer (VHITAL): an overview: AIAA 2004-5910[R]. USA: AIAA, 2004.

## 5 结论

通过对某小型部分进气亚声速涡轮的流动损失研究和优化设计, 得出以下结论:

1) 部分进气式涡轮的效率相比同叶型全周进气式涡轮低了 12 个百分点, 回流损失、边缘损失以及窜漏损失是部分进气式涡轮损失严重、效率低的主要原因。

2) 在部分进气式涡轮的动叶叶型设计中, 引入一定的反力度, 能有效减少非进气扇区动叶通道内的回流损失, 涡轮的效率获得明显提升。

### 参考文献:

- [1] NNSBANM W J, WONG R Y. Effect of stage spacing on performance of 3.75-inch-mean-diameter two-stage turbine having partial admission in the first stage: NASA TND-2335[R]. USA: NASA, 1964.
- [2] KAMIJO Kenjiro, YAMADA Hitoshi, SAKAZUME Norio, et al. Development history of liquid oxygen turbopumps for the LE-7 Engine: AIAA 2000-3157 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [3] HE L. Computation of unsteady flow through steam turbine blade rows at partial admission [J]. Journal of power and energy, 1997, 211(3): 197-205.
- [4] 隋秀明, 赵庆军, 赵晓路. 低进气度部分进气涡轮气动设计与内部流动研究 [J]. 工程热物理学报, 2013, 34(3): 419-422.
- [5] 伊进宝, 赵卫兵, 师海潮. 部分进气燃气轮机叶轮流场数值模拟[J]. 鱼雷技术, 2010, 18(6): 456-460.
- [6] 马海红. 局部进气向心透平的流场数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [7] 林奇燕, 金志磊, 王磊. 超音速复速级涡轮的气动设计改进[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 65-70.
- LIN Qiyan, JIN Zhilei, WANG Lei. Aerodynamic redesign of supersonic curtis-stage turbine [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1): 65-70.
- [8] DORNEY D J, GRIFFIN L W, SONDAK D L. Full and partial admission performance of the simplex turbine: AIAA 2002-3638[R]. USA: AIAA, 2002.
- [15] GEORGE J W, JR, GILLAND J H, PETERSON P Y, et al. Wear testing of the HERMeS thruster: AIAA 2016-5025[R]. USA: AIAA, 2016.
- [16] GORBUNOV A V, KHODNENKO V P, KHROMOV A V. Vernier propulsion system for small earth remote sensing satellite "Canopus-V": IEPC-2011-001 [R]. Germany: IEPC, 2011.
- [17] DIALLO A, KELLER S, SHI Y, et al. Time-resolved ion velocity distribution in a cylindrical Hall thruster: Heterodyne-based experiment and modeling [J]. Review of scientific instruments, 2015(86): 033506.
- [18] 鄂鹏, 于达仁, 武志文, 等. 磁场强度对霍尔推力器放电特性影响的实验研究[J]. 物理学报, 2009, 28(4): 2535-2542.
- [19] 杜建华, 周世安, 赵兰, 等. HEP-100MF 霍尔推力器电源处理单元[C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 861-864.
- [20] 田立成, 赵成仁, 张天平, 等. LHT-100 霍尔电推进系统鉴定试验及集成测试 [C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 817-829.
- [21] 高俊, 汤章阳, 刘国西, 等. 我国卫星电推进系统研制情况及应用进展 [C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 128-135.
- [22] 钱中, 康小录, 王平阳. 霍尔推力器等离子体羽流粒子模拟[J]. 上海航天, 2009(4): 43-46.
- [23] 邓立赞, 蓝红梅, 刘悦. 霍尔推力器磁场位形及其优化的数值研究[J]. 物理学报, 2011, 60(2): 025213.
- [24] MAZOU S, TSIKATAY S, VAUDOLONZ J, et al. Development and characterization of a wall-less Hall thruster: AIAA 2014-3513[R]. USA: AIAA, 2014.
- [25] HERMAN D A, UNFRIED K G.. Xenon acquisition strategies for high-power electric propulsion NASA Missions[R]. USA: NASA, 2015.

(编辑: 马 杰)

(上接第 17 页)

(编辑: 马 杰)