# 空间电推进技术及应用新进展

## 张天平<sup>1</sup> 张雪儿<sup>2</sup>

(1. 兰州空间技术物理研究所,甘肃 兰州 730000;2. 北京航空航天大学宇航学院,北京 100191)

摘要:在系统调研 2000 年以来国内外空间电推进技术及应用进展的基础上,详细介绍了电推进在 GEO 卫星位 置保持和轨道转移、深空探测主推进、科学观测和试验等领域的空间应用情况,分别给出了离子电推进、霍尔电推进 和其他电推进类型的新研产品及主要性能,对电推进新技术发展情况进行了概要性的介绍,最后对空间电推进技术 及应用的新进展给出了简要总结和评述。

关键词: 电推进; 技术进展; 应用; 评述

中图分类号: V439<sup>+</sup>.1 文献标志码: A **DOI**: 10.3969/j.issn.1006-7086.2013.04.001

文章编号:1006-7086(2013)04-0187-08

## ELECTRIC PROPULSION PROGRESS IN TECHNOLOGIES AND APPLICATIONS

ZHANG Tian-ping<sup>1</sup> ZHANG Xue-er<sup>2</sup>

(1. Lanzhou Institute of Physics , Gansu Lanzhou 730000 , China;
2. school of Astronautics , Beihang University , Beijing 100191 , China)

**Abstract**: Based on a comprehensive investigation in electric propulsion development since 2000, the new progress of technologies and applications in electric propulsion field were summarized and reviewed. Space applications of electric propulsion were presented in details for station keeping and orbit transferring of GEO satellites, deep space spacecrafts, scientific observation and experiment missions. The developing products and their performances were introduced within different electric propulsion types of the ion, the hall, and the others. New electric propulsion technologies were mentioned briefly. **Key words**: electric propulsion; technology progress; application; review

1 引言

自1902 年俄罗斯的齐奥尔科夫斯基和1906 年美国的哥达德博士分别提出电推进概念以来,电推进技术发展已经走过了一个多世纪的历程<sup>[1-2]</sup>,大致分四个阶段:1902 年~1964 年为概念提出和原理探索阶段,美国、英国、德国分别研制出离子电推进样机,俄罗斯研制了霍尔电推进样机;1964 年~1980 年为地面和飞行试验阶段,美国完成汞离子电推进飞行试验,俄罗斯完成 SPT 霍尔电推进飞行试验;1980 年~2000 年为航天器开始应用阶段,俄罗斯的霍尔电推进和美国的离子型电推进相继应用,日本、德国等其它国家的电推进也开始飞行试验;2000 年至今为电推进技术和应用快速发展阶段<sup>[3-5]</sup>。在系统调研 2000 年以来国内外空间电推进应用和技术进展的基础上,从电推进应用、新产品研制、新技术研究等方面对电推进技术新进展进行了系统介绍和简要评述。

2 电推进应用情况介绍

#### 2.1 GEO 卫星位置保持

美国波音公司在 BSS-601HP 平台卫星上继续应用 XIPS-13 离子电推进系统完成南北位保任务 2000 年 以来成功发射了 Galaxy 4R、Galaxy 10R、PAS 9、DirecTV 4S、Astra 2C、PAS 10、AsiaSat 4、Galaxy 13、Measat、 SES-7 等 10 颗卫星,使得应用 XIPS-13 离子电推进系统的卫星总数达到 18 颗。

收稿日期:2013-08-20

作者简介: 张天平(1963-) ,男,甘肃渭源人,研究员,博导,长期从事空间推进技术研究与工程。

波音公司继续在 BSS-702 平台卫星上应用 XIPS-25 完成全部位置保持任务 2000 年以来成功发射了 Anik F1、PAS 1R、XM 1、XM 2、Galaxy 3C、Anik F2、XM 3、Spaceway 1、Spaceway 2、XM 4、WGS 1、Spaceway 3、 DIRECTV 10、DIRECTV 11、DIRECTV 12、WGS 2、WGS 3、WGS 4、WGS 5 等 19 颗卫星,使得应用 XIPS-25 离 子电推进系统的卫星总数达到 20 颗。

美国空间系统牢拉公司在 LS-1300 平台上应用 SPT-100 霍尔电推进系统完成南北位保任务,自 2004 年 首发以来成功发射了 MBSat 1、Telstar 8、Thaicom 4、NSS 12、XM 5、Telstar 11 N、Sirius FM5、QuetzSat 1、Sirius FM6、SES 5 等 10 颗卫星。

欧洲阿斯特里姆公司在 EUROSTAR-3000 平台上应用 SPT-100 和 PPS-1350 霍尔电推进系统完成南北位 保任务,自 2004 年首发以来成功发射了 Intelsat 10 – 02、Inmarsat 4 – F1、Inmarsat 4-F2、Inmarsat 4-F3、Ka-Sat、 YahSat 1A、YahSat 1B 等 7 颗卫星。

欧洲泰丽斯 – 阿莱尼亚公司在 SPACEBUS – 4000C 平台上应用 SPT-100 霍尔电推进系统完成南北位保 任务<sup>[19]</sup>,自 2005 年首发以来成功发射了 AMC 12、AMC 23、Giel 2、Eutelsat W2A、Eutelsat W7、Eutelsat W3B 等 6 颗卫星。

俄罗斯应用力学联合体继续在 MSS-2500 等平台应用 SPT-100 系列霍尔电推进系统完成全部位保任务, 自 2000 年以来成功发射了 Express A2、SESAT、Express A3、Express A4(1R)、Express AM22、Express AM11、 Express AM1、Express AM2、Express AM3、Express AM33、Express AM44 等 11 颗卫星。

俄罗斯能源设计局在 YAMAL-100 平台卫星上应用 SPT-70 霍尔电推进系统完成全部位保任务 2003 年 成功发射了 Yamal-201 和 Yamal-202 等 2 颗卫星。

美国洛马公司在 A2100M 平台上开始应用 BPT - 4000 霍尔电推进完成南北位保任务,自 2010 年首发以 来成功发射了 AEHF-1、AEHF-2 等 2 颗卫星,后续计划中还有 2 颗卫星待发射 *A* 颗卫星在研制。

欧洲最新 ALPHABUS 平台确定采用 Snecma 公司的 PPS-1350 霍尔电推进系统完成南北位保任务,已经 完成首发卫星电推进产品交付,计划于 2013 年发射。2007 年启动的欧洲小型 GEO 平台将采用 SPT-100 和 HEMP-3050 组合的电推进系统完成位置保持。中国 DFH-3B 试验卫星将采用 LIPS-200 离子电推进系统完 成 15 年南北位置保持任务,计划 2015 年发射。

2.2 深空探测主推进

1998 年 10 月美国发射的深空一号(DS-I) 航天器应用单台 NSTAR-30 离子电推进系统完成小行星探测的主推进任务,在历时 3 年多的飞行任务中离子电推进系统累计工作 16 265 h,开关机 200 多次,共消耗氙 气 73.4 kg,产生速度增量 4.3 km/s。

2003 年 5 月日本发射的隼鸟号(Hayabusa) 航天器应用 4 台  $\mu$ -10 微波离子电推进系统完成 S 类近地小 行星丝川(Itokawa) 的采样返回的主推进任务 2010 年 6 月返回舱成功降落到澳大利亚并回收。在整个飞行 任务中离子电推进系统累计工作 39 637 h、消耗氙气47 kg、产生速度增量 2.2 km/s 单台推力器最长工作时 间达到 14 830 h、1 805 次开关。

2003 年 9 月欧洲发射智慧一号(SMART-I) 航天器应用单台 PPS-I350 霍尔电推进系统完成月球探测主 推进任务 2005 年完成了月球探测使命最终坠落月球表面。在整个飞行任务中电推进累计工作近 5 000 h, 由于推进系统的良好性能,使得航天器绕月球探测工作时间从原计划的 6 个月延长到了 1.5 年。

2007 年 9 月美国发射的黎明号(Dawn) 航天器应用 3 台 NSTAR-30 离子电推进系统完成对主带小行星 中灶神星(Vesta) 和谷神星(Ceres) 科学探测的主推进任务,航天器于 2011 年 7 月实现 Vesta 的轨道捕获, 2012 年 9 月完成为期 1 年的 Vesta 科学探测任务并离开,电推进累计工作 25 000 h、消耗氙气 262 kg、产生速 度增量 7 km/s。目前航天器正在奔向 Ceres 的征途中,计划 2015 年到达。

日本计划于 2014 年发射的隼鸟二号(Hayabusa-2) 航天器将继续采用 4 台 μ-40 微波离子电推进系统完 成 1999JU3 小行星采样返回的主推进任务,航天器计划 2017 年到达 1999JU3 并采样,2020 年返回地球。 ESA 和 JAXA 联合研制的水星探测贝布克伦布(Bepicolombo) 航天器将应用 4 台 T6 离子电推进系统把磁圈 轨道器和星体轨道器送入水星轨道,航天器计划 2015 年发射 2021 年到达水星。电推进系统在整个任务中 提供不少于 5 km/s 的速度增量,推力器累计工作 20 000 h 以上。 加利福尼亚理工学院分析验证了用 40 kW 电推进完成近地小行星捕获并转移到绕月轨道的可行性<sup>[6]</sup>, 计划于 2020 年中期实施。ESA 正在论证采用太阳能电推进和同位素核能电推进组合完成距离太阳 200 AU 进行太阳和星际探测的可行性<sup>[7]</sup>。NASA 正在开始进行针对载人深空探测太阳电推进系统的飞行验证计 划,电推进总功率 30 kW,用 1 年时间完成从 400 kmLEO 到地月 L2 的轨道转移,计划 2018 年飞行<sup>[8]</sup>。中国 正在论证应用 LIPS-200 + 离子电推进系统完成近地小行星探测的技术方案。

2.3 GEO 卫星轨道转移

波音公司在 BSS-702 平台卫星上已经实施了应用 XIPS-25 离子电推进系统完成最终 GEO 轨道圆化的 部分轨道转移任务 ,其中化学推进把卫星送入近地点约 30 000 km、远地点约 42 000 km、倾角 0°的中间椭圆 轨道 ,电推进在 1.5 个月内完成 GEO 轨道 ,截止 2011 年 5 月已经应用 16 颗卫星。俄罗斯在 2003 年发射的 YAMAL-201 和 YAMAL-202 卫星上应用 SPT-70 电推进完成了部分轨道转移。

在 2001 年 7 月发射的欧洲阿特米斯(ARTEMIS) 卫星上,由于运载上面级故障卫星未能进入预定轨道, 用电推进系统经过 18 个月轨道转移最终到达同步轨道并定点,首次证明了电推进系统修复轨道错误的能 力。在 2010 年 8 月发射的洛马公司 AEHF-1 卫星上,发生了卫星双组元化学推进故障,应用 2 台BPT - 4000 推力器同时工作,在 14 个月内完成了几乎全部的轨道转移任务。基于 AEHF-1 的经验,洛马公司在 AEHF-2 卫星上直接实施了电推进系统完成大部分轨道转移的应用策略。

2012 年波音公司实现了 BSS-702SP 平台4 颗全电推进卫星的商业定货,其中 ABS-3A 和 SATMEX-7 等2 颗卫星计划于 2014 年发射,该卫星采用 XIPS-25 离子电推进系统完成全部轨道转移和位置保持等任务,几 乎完全取消了化学推进系统。目前欧洲、俄罗斯等都已经开始全电推进卫星的研制计划<sup>[9-10]</sup>。

2.4 科学观测与试验航天器

2009 年欧洲发射的 GOCE 卫星应用 2 台 T5 离子电推进系统完成 240 km 高度轨道飞行的大气阻尼精 确补偿(无拖曳控制) 在 2 年内绘制出了高精度的全球重力场分布 ,截止 2012 年底电推进系统累计工作 24 000 h。

日本计划于 2014 年发射超低高度试验卫星(SLATS),采用改进型 IES-12 离子电推进系统完成 250 km 高度大气阻尼补偿。计划于 2017 年发射的 LISA 探路者航天器将采用美国 Busek 公司研制的胶体电推进和 意大利 ALTA 公司研制的 FEEP 电推进完成超精确无拖曳控制任务。

#### 2.5 其它应用和飞行试验

2000 年 11 月美国发射地球观测卫星 1 号(EO-4) 成功应用了 PPT 电推进完成精确姿态控制任务。2002 年 9 月在日本数据中继试验卫星(DRTS) 上飞行应用了直流电弧电推进进行位置保持。2007 年 3 月发射的 空军协会小卫星 FalconSat-3 应用了 Busek 公司研制的微 PPT 电推进进行姿态控制。

2006 年 12 月发射的 TacSat-2 和 2010 年 11 月发射的 FalconSat-5 小卫星上成功应用 BHT-200 霍尔电推 进系统完成轨道维持任务。2010 年 4 月发射的印度空间研究机构(IRSO) 通信卫星 GSAT - 4 应用了自研和 引进组成的霍尔电推进系统进行南北位保。2012 年中国在实践 9 号卫星上成功进行了 LIPS-200 离子电推 进系统和 HT-40 霍尔电推进系统飞行试验。

DubaiSat-2 采用韩国 7 mN 霍尔推力器和日本微波中和器组合进行飞行试验。俄罗斯轨道高度 510 km 的观测双星将采用 SPT-50 电推进系统。

## 3 新产品研制

## 3.1 离子电推进

高功率(≥10 kW)离子电推进方面,由 JPL 研制的 NEXIS 离子推力器最高性能可达到:功率 27 kW、比 冲8 700 s、推力 517 mN、效率 81%,由 GRC 研制的矩型放电室 HiPEP 离子推力器性能达到:功率 10 ~ 40 kW,比冲5 970 ~9 600 s、推力 240 ~670 mN、效率 72% ~80% 德国和俄罗斯联合研制的 RIT – 45 射频离 子推力器的目标性能为:功率 35 kW、比冲 7 000 s、推力 760 mN。

中等功率(1~10 kW)离子电推进方面 GRC 研制的 NEXT 离子推力器性能为:功率 500~6900 W、推力 26~236 mN、比冲1 320~4 190 s 2005 年开始推力器工程样机寿命试验 截止 2012 年底已经达到 43 000 h。

日本研制的 35 cm 离子推力器性能为: 功率 4.5 kW、推力 200 mN、比冲 3 500 s 25 cm 离子推力器性能为: 功率 2.0 kW、推力 100 mN、比冲 3 000 s 以上。德国研制的 RIT-22 射频离子推力器性能为: 功率 3.2 ~ 6.1 kW、 推力 100 ~ 200 mN、比冲 5 230 ~ 4 400 s。兰州空间技术物理研究所研制的 LIPS-300 离子推力器性能为: 功率 4.6 kW、推力 175 mN、比冲 3 500 s

低功率(0.1~1 kW)离子电推进方面 "L3 通信公司研制的 XIPS-8 离子推力器性能: 功率 100~350 W、 推力 2~14 mN。日本研制的 μ-20 微波离子电推进性能为: 推力 30 mN、比冲 3 000 s ,已经完成 10 000 h 寿 命评价试验。Busek 公司研制的 BFRIT-7 射频离子推力器性能为: 功率 400 W、推力 11 mN、比冲 3 850 s。兰 州空间技术物理研究所研制的 LIPS-100 离子推力器性能为: 功率 50~470 W、推力 1~15 mN、比冲 500~ 3 000 s。

微小功率( ≤0.1 kW) 离子电推进方面 德国吉森大学为 ESA 下一代重力使命研制的 RIT-2.5 的推力范 围 50 μN ~1 mN。Busek 公司研制的 BFRIT-1 射频离子推力器性能为: 功率 10 W、推力 6 μN、比冲 1 800 s。 宾夕法尼亚大学研制 MRIT-1 射频离子推力器的性能为: 推力 59.0 μN、比冲 5 480 s、推功比 300 W/mN。日 本研制的 μ-1 小微波离子推力器性能为: 单极工作功率 19.9 W、推力 379 μN、比冲 1 410 s 双极工作功率 15.1 W、推力 297 μN、比冲 1 100 s。

#### 3.2 霍尔电推进

GRC 研制的高压霍尔加速器(HiVHAc) 目标为高比冲(≥2 700 s) 和长寿命(≥15 000 h) 2011 年改进 型工程样机试验结果: 功率 3.7 kW、比冲 2 720 s,目前正在进行特性评价和寿命试验。NASA-300M 在 2011 年的验证性能: 氙气推力 1.13 N、氪气推力 0.9 N。NASA – 457 原理样机最高性能达到 72 kW、2.9 N,最新 改进型 NASA – 457Mv2 的性能: 功率 26.3 kW、推力 1.17 N、比冲 2 350 s、效率 55%。Busek 公司研制的 BHT 系列霍尔电推进,分别为 BHT – 600、BHT-4000、BHT-4500、BHT-8000、BHT-40 K、BHT-20 K 等,功率范 围600 ~ 20 kW、推力范围 42 ~ 1 080 mN、比冲范围 1 585 ~ 2 750 s。AMPAC-ISP 公司研制的 T 系列霍尔推力 器,其中 T – 40 的性能: 功率 0.1 ~ 0.4 kW、比冲 1 000 ~ 1 600 s、推力 5 ~ 20 mN, T-40 的性能为: 功率 2 ~ 4.5 kW、比冲 1 500 ~ 2 000 s、推力 160 ~ 300 mN, T-220 的性能为功率 8 ~ 20 kW、比冲 1 500 ~ 2 500 s、推 力 500 ~ 1 000 mN, T-220HT 的性能为功率 2 ~ 22 kW、比冲 1 500 ~ 2 600 s、推力 100 ~ 1 100 mN。

法国 Snecma 公司 2007 年完成了针对通信卫星应用的 PPS-1350 推力器 10 530 h、7 000 次开关寿命试验,研制的 PPS-5000 试验样机性能为:功率5 kW、推力 325 mN、比冲2 300 s。近2 年又在欧洲高功率电推进计划中研制 PPS-20 K 在 22.4 kW 下的验证结果为试验样机:推力1 050 mN、比冲2 700 s、效率 60%。意大利 Alta 正在研制的 HT-30 k 霍尔推力器的性能为:功率 30 kW、比冲2 500 s、推力 1.55 N。

高效多级等离子推力器(HEMPT) 概念由 Thales Electron Devices 公司提出 2005 年开始 HEMP-3050 和 HEMP-30250 两种规格的产品研制 额定推力分别为 50 mN 和 250 mN 其中 HEMP-3050 的产品成熟度更高,已经进入针对小 GEO 卫星应用的推力器产品鉴定程序: 2011 年完成了 44 mN 、1 380 W 条件下工程样机的 4 000 h 试验。兰州空间技术物理研究所研制的 LHT 系列霍尔推力器性能范围为: 功率 0.2~6.0 kW、推力 10~300 mN、比冲 1 200~2 000 s。

## 3.3 其他类型电推进

可变比冲磁等离子推力器(VASIMR) 经过 AD ASTRA 火箭公司近 40 年的技术发展,先后研制了 VX-10、VX-50、VX-100、VX-200 等推力器实验样机,功率从 10 kW 提高到 200 kW,其中最新 VX-200 在 200 kW

功率下验证的性能为推力 5.8 N、比冲 4 900 s、效率 70% 。目前正在研制 VX-200 的飞行样机 VF-200 ,计划 2014 年在国际空间站飞行试验并提供航天器轨道维持。

意大利研制的 AF-MPDT 在 120 mg/s 氩气流率下的试验性能为: 功率 170 kW、推力 3.5 N、比冲 3 000 s、 效率 28%。德国斯图加特空间系统研究所持续进行 SF-MPDT 和 AF-MPDT 技术研究: 其中 ZT-3 推力器在 350 kW 下氩气推力 25 N、效率 10%, DT-6 在 550 kW 下氩气推力 27 N、效率 27%。美国普林斯顿大学的 AF-MPD 推力器性能为: 功率 245 kW、比冲 6 200 s、效率 60%。意大利 Alta 公司的脉冲准稳态 MPD 推力器 性能为: 功率 100 kW、推力 2.5 N、比冲 2 500 s。

奥地利为 LISA PF 研制的 In-FEEP 电推进完成 3 650 h 试验 ,累计冲量达到 586 Ns。意大利为 LISA PF 研制的 Cs-FEEP 推力器性能为: 推力 0.3 ~200 μN ,分辨 0.1 μN ,完成了 3 228 h 试验 ,累计冲量 950 Ns。

英国为 Cubesat 卫星研制的特富纶 PPT 测试结果为: 1.7 J 下脉冲量 34  $\mu$ Ns、比冲 600 s。俄罗斯研制的 PPT 能量范围 20~150 J、效率 15%~40% 其中为航天器轨道控制研制大推力 APPT-95 达到: 冲量 45 kNs、 效率 25%。斯图加特大学为月球 BW1 使命研制聚四氟乙烯 SIMP-LEX 推力器的能量 40~70 J。日本为 PROITERES 卫星研制电热型 PPT 飞行样机验证的总冲量能达到 5.0 Ns ,高功率 PPT 研制方面取得进展: 验证了连续 468 000 次工作、冲量 266 Ns、比冲 490 s、能量 75 J。

#### 4 新技术发展

美国 Michigan 大学和空军研究实验室研制了功率 10 kW 的同轴双通道霍尔推力器 NHT-X2 ,效率可达 到 60%。为进一步提高功率到 100 kW ,正在研制三通道霍尔推力器 NHT-X3<sup>[11]</sup>,功率范围 30 ~ 240 kW、比 冲 1 400 ~ 3 200 s。欧洲在高功率电推进计划(HiPER)中提出了双级可变比冲离子推力器方案,正研制的双 级四栅极(DS4G) 超高比冲离子电推进的目标性能为<sup>[12]</sup>:功率 20 kW、比冲 10 000 s、推力 0.45 N。美国米西 根大学和 GRC 开发研制了环型离子电推进<sup>[13]</sup> 相对传统离子推力器可以提高功率水平 10 倍、功率密度 2 ~ 3 倍,已经进行样机试验验证。美国验证无电极洛伦茨力(ELF) 推力器<sup>[14]</sup>,对空气和氙验证 20 ~ 100 kW、比 冲 1 000 ~ 5 000 s 稳态工作。

俄罗斯火炬局从上世纪末开始研制 SPT 和 TAL 混合型推力器 SPT-1 2.3 kW 下的最高性能接近离子推 力器水平 2011 年研制的 PlaS-120 混合型推力器的验证性能为<sup>[15]</sup>: 功率1 350 ~ 2 650 W、推力 70 ~ 100 mN、 比冲1 450 ~ 1 950 s。在空军支持下美国 EDA 公司开发研制螺旋波霍尔推力器(HHT) 2011 年报道的试验 性能为在低流率和 250 V 放电电压下推功比 T/P 达到 90 mN/kW<sup>[16]</sup>。螺旋波双层推力器为无电极射频功 率驱动的推进装置 澳大利亚国立大学研制了电磁铁和永久磁铁螺旋波双层推力器原理样机<sup>[17]</sup> 2011 年进 行了推力 3 mN、射频功率 700 W 的试验。针对小功率应用提出了具有更高体积表面比的圆柱霍尔推力器 (CHT),日本研制的 100 W CHT 在 66 W 下的性能为<sup>[18]</sup>: 推力 3.5 mN、比冲1 570 s、效率 18.1% 相对 SPT 震荡要小。美国普林斯顿大学研制 200 W 的 CHT-2.6 和 CHT-3.0,其中永久磁铁 CHT-2.6 在 2011 年的测 试性能为<sup>[19]</sup>: 推力 3 ~ 6.5 mN、比冲1 000 ~ 1 900 s、最大效率 21% 。为提高低功率霍尔推力器的效率和工 作寿命,以色列提出了同轴磁隔离阳极霍尔推力器(CAMILA-HT) 概念 2011 年验证的 CAMILA-HT-55 推力 器性能达到<sup>[20]</sup>: 功率 154 ~ 295 W、推力 9.6 ~ 17.8 mN、比冲1 400 ~ 1 870 s、效率 43% ~ 55% 。俄罗斯莫斯 科无线电和自动化研究所在 SPT 基础上开发了更高效的单级和双级 ATON 推力器<sup>[21]</sup>,其中双级 SPT-MAG 验证的功率范围 100 ~ 150 kW、放电电压 300 ~ 1 000 V。其他一些新型霍尔推力器包括: 分段阳极霍尔<sup>[22]</sup>、 ECR 放电<sup>[23]</sup>、离子霍尔混合型<sup>[24]</sup>等。

四极约束推力器采用创新的磁场拓扑 在原理样机上用氪验证性能为<sup>[25]</sup>: 功率 100 W、推力 2.1 mN、比 冲 700 s ,调节磁场控制推力方向达到 14°。 MIT 研制了发散环尖场推力器(DCFT) 2011 年进行了 204 h 试 验 ,由此预测寿命为 1 220 h<sup>[26]</sup>。英国研制了小型差分栅极离子推力器(MiDGIT) 原理样机 ,测试性能为<sup>[27]</sup>: 950 V 栅电压下推力 480 μN ,1 300 V 下推力 780 μN。Michigan 大学正在开展纳米粒子场引出推力器 (NanoFET) 技术研究<sup>[28]</sup> ,通过带电和加速微、纳米粒子而获得推力。英国研制的空心阴极推力器在 53 W 功 率下的氙气性能为推力 1.6 mN、比冲 85 s ,正在计划在 TechDemoSat-I 卫星上进行飞行试验<sup>[29]</sup>。法国在研 制 PEGASES 推力器 ,产生和加速正负离子 ,能够降低等离子体与航天器相互作用<sup>[30]</sup>。 日本 Tokai 大学研制微小等离子态喷嘴阵推力器 ,2011 年报道 3 × 3 阵性能<sup>[31]</sup>: 功率 6.5 W、推力 0.77 mN、比冲 62 s。普林斯顿大学正在研究敲击静电波(BEW) 直接加速离子推力器技术研究<sup>[32]</sup>。其他新 类型还包括: 气体动力镜推力器<sup>[33]</sup>、真空弧推力器<sup>[34]</sup>、电动拖船<sup>[35]</sup>、吸气电磁推进<sup>[36]</sup>、螺旋波源无电极 MPD<sup>[37]</sup>、双极 PPT<sup>[38]</sup>、无电极等离子体<sup>[39]</sup>、脉冲感应推力器(PIT)<sup>[40]</sup>等。

2010 年法国和德国进行了 PPS-I 350 和 RIT-I0 推力器的大气推进剂试验,包括氧气、氮气、混合气体 等<sup>[41]</sup>。美国 ERC 公司在 SPT-I 00 产品上进行的氪推进剂试验结果表明<sup>[42]</sup>:额定工作点的比冲低于氙,效率 降低 8%。Michigan 技术大学在 BPT-2000 推力器上进行了镁和锌轻金属推进剂性能试验<sup>[43]</sup>。Busek 表征了 碘推进剂霍尔推力器性能,在 9 kW 范围的性能超过氙推进剂。JPL 和俄罗斯在甚高比冲阳极层双级 VHI-TAL-I 60 推力器上验证了铋推进剂性能<sup>[44]</sup> 在 25 ~ 36 kW 功率范围比冲达到 6 000 ~ 8 000 s。巴西研制的 PION-5 离子推力器的氩气性能为: 推力 20 mN、比冲 5 851 s、推力功率比 20  $\mu$ N/W。

另外在无推进剂电推进方面,分别提出了电太阳风帆推进<sup>[45]</sup>、磁等离子体推进<sup>[46]</sup>、微波推进<sup>[47]</sup>等概念, 其中电太阳风帆推进研究结果表明:在100 kg 质量和700 W 功率下 在1 AU 距离上可产生1 N 连续推力。

5 总结和评述

5.1 电推进应用

(1) 目前已经应用的电推进类型包括肼电热、肼电弧、氙离子、氙霍尔、PPT 等,列入应用计划的还包括 场发射、胶体等,其中直流放电型离子和 SPT 霍尔是目前应用最多的主流产品,已经出现肼电热推力器被淘 汰,肼电弧推力器被更高性能的离子推力器和霍尔推力器逐渐取代的发展趋势。

(2) 已经应用电推进的国家包括美国、俄罗斯、欧洲、日本、印度等,中国、韩国、以色列等国家正在制定 或实施电推进应用计划。

(3) 电推进的主用应用包括 GEO 位置保持、深空探测主推进、无拖曳控制、姿态控制、轨道转移等方面, 其中 GEO 轨道位置保持为主导性应用,深空探测主推进为快速扩展性应用。

(4) 应用电推进的航天器数量在快速增长,当前在轨运行的应用电推进的航天器大约100个,离子电推进累计工作时间接近200000h,霍尔电推进累计工作时间接近100000h。

5.2 新产品研制

(1) 型谱化电推进产品正在形成。一些主要的型谱产品包括美国 L3 公司的 XIPS 离子系列、Busek 公司的 BHT 霍尔系列、AMPAC-ISP 公司的 T 霍尔系列、日本的 μ 微波系列、英国 T 离子系列、德国 RIT 射频系列、俄罗斯的 SPT 霍尔系列、中国的 LIPS 离子系列和 LHT 霍尔系列等;

(2)为满足轨道转移和深空探测等未来应用需求,电推进产品正在向高功率方向发展。除传统的数百 千瓦高功率 MPD 电推进外,美国 HiPEP 离子推力器功率为 34 kW、德国 RIT – 45 射频推力器预期功率 35 kW、GRC NASA-457 霍尔推力器功率 73 kW、美国火箭公司的 VASIMR 类型电推进 VX-200 功率达到 200 kW。

(3) 在微小功率电推进方面 除了 FEEP、PPT 等传统推力器外 基于最成熟离子和霍尔类型技术的小功 率产品研制取得重要进展 ,如德国 RIT-2.5、Busek 公司 BFRIT-1、日本 μ-1 等的功率只有数十瓦 , 完全有可 能取代 FEEP 实现工程应用。

(4) 离子和霍尔推力器长寿命验证取得新突破。XIPS-13 和 NSTAR-30 寿命验证达到 30 000 h, NEXT 推力器的寿命验证已经超过 48 000 h(还在继续), PPS-1350G 推力器的寿命验证达到 10 000 h, BPT – 4000 的寿命验证预计超过 20 000 h, LEEP-150 完成了 3 000 h 试验。

5.3 新技术发展

(1) 电推进新技术不断扩展,包括离子和霍尔变异类型及混合类型、非传统类电推进新类型、不同推进 剂类型等。

(2)磁屏效应为霍尔推力器的长寿命问题解决带来希望。在 BPT-4000 推力器 10 400 h 寿命试验中,发现推力器陶瓷腔在 5 600~10 400 h 之间几乎为零腐蚀。为了从根源上搞清楚,JPL 支持下发展了 Hall2De 程序模拟推力器工作过程,并由此发现了导致腐蚀降低的磁屏效应<sup>[48]</sup>。

(3) 环型离子推力器和 DS4G 多级离子推力器成为离子推力器实现高功率的主要技术途径,多通道霍尔推力器成为霍尔推力器实现高功率的主要技术途径。

(4) 非传统类型 VASIMR 正在成为未来大功率电推进的主要候选者。它具有比冲调节、无电极设计、多种推进剂选择、中性等离子输出、相对高效率、辐射屏蔽等优点 同时具有系统复杂尺寸大和磁场强电磁干扰 大的明显缺点<sup>[49]</sup>。

#### 参考文献:

- [1] Choueiri E Y. A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906 1956) [J]. Journal of propulsion and power, 2004 20(2):193-203.
- [2] Kim V, Kozubsky K N, Murashko V M. History of the Hall Thrusters Development in USSR [R]. IEPC 2007-142, 2007.
- [3] Gonzalez J Saccoccia G. ESA Electric Propulsion Activities [R]. IEPC2011-329 2011.
- [4] Kuninaka H ,Komurasaki K. Overview of JAXA's Activities on Electric Propulsion [R]. IEPC2011-332 2011.
- [5]张天平. 国外离子和霍尔电推进技术最新进展 [J]. 真空与低温, 2006, 12(4): 187-193.
- [6] Brophy J R. Feasibility of Capturing and Returning Small Near-Earth Asteroids [R]. IEPC2011-277 2011.
- [7] Loeb H W. An Interstellar-Heliopause mission using a combination of solar/radioisotope electric propulsion [R]. IEPC2011-052, 2011.
- [8] Smith B K. Advancement fo a 30 kW Solar electric propulsion System Capability for NASA Human and Robitic Exploration Mission [R]. IAC2012-C4.4.2 2012.
- [9] Corey R L. Performance and Evolution of Stationary Plasma Thruster Electric Propulsion for Large Communications Satellites [R]. AIAA 2010-8688 2010.
- [10]Obukhov V A. Application of stationary plasma thrusters for spacecraft insertion into the geostationary orbit [R]. IAC-I2-C4.4.3, 2012.
- [11]Florenz R , Liu T M. Electric Propulsion of a Different Class: The Challenges of Testing for MegaWatt Missions [R]. AIAA 2012-3942.
- [12] Casaregola C. The European HiPER Programme: High Power Electric Propulsion Technology for Space Exploration [R]. IEPC2011-209 2011.
- [13]Patterson M J. Annular-Geometry Ion Engine: Concept, Development Status, and Preliminary Performance [R]. AIAA 2012– 3798 2012.
- [14] Slough J , Kirtley D. Pulsed Plasmoid Propulsion: The ELF Thruster [R]. IEPC2009-265 2009.
- [15]Potapenko M Y. Characteristic Relationship between Dimensions and Parameters of a Hybrid Plasma Thruster [R]. IEPC2011-042 2011.
- [16] Peterson P Y , Massey D R. Performance and Plume Characterization of a Helicon Hall Thruster [R]. IEPC2011-269 2011.
- [17] Pottinger S J. Helicon Double Layer Thruster Performance Enhancement via Manipulation of Magnetic Topology [R]. IEPC2011-097 2011.
- [18] Ikeda T. Research and Development of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano-Satellites [R]. IEPC2011-039 2011.
- [19] Spektor R. Characterization of a Cylindrical Hall Thruster with Permanent Magnets [R]. IEPC2011-264 2011.
- [20] Kapulkin A. CAMILA Hall Thruster: New Results [R]. IEPC2011-046 2011.
- [21] Semenkin A V. Overview of electric propulsion activity in Russia [R]. IEPC2007-275 2007.
- [22]Kieckhafer A W. Performance Characterization and Ion Energy Analysis of a 2-kW Hall Thruster with Segmented Anodes [R]. AIAA2006-4997 2006.
- [23] Kuwano H. Development and Thrust Performance of a Microwave Discharge Hall Thruster [R]. IEPC2007-085 2007.
- [24]Peterson P Y. The development and characterization of a two-stage hybrid hall/ion thruster [D]. USA: The University of Michigan 2004.
- [25] Knoll A. The Quad Confinement Thruster-Preliminary Performance Characterization and Thrust Vector Control [R]. IEPC2011-099 2011.
- [26] Gildea S R. Erosion Measurements in a Diverging Cusped-Field Thruster [R]. IEPC2011-149 2011.

- [27] Collingwood C M. The MiDGIT Thruster: Development of a Multi-Mode Thruster [R]. IEPC2009-171 2009.
- [28] Liu T M. Mapping the Feasible Design Space of the Nanoparticle Field Extraction Thruster [R]. IEPC2009-004 2009.
- [29] Lamprou D. Hollow Cathode Thruster Design and Development for Small Satellites [R]. IEPC2011-451 2011.
- [30] Aanesland A. Electric propulsion using ion-ion plasmas [J]. J. Phys. Conf. Ser. 2009 ,162(1):78-87.
- [31] Kobayashi N. Development of a Micro-Multi-Plasmajet-Array Thruster [R]. IEPC2011-295 2011.
- [32] Jorns B , Choueiri E Y. Thruster concept for transverse acceleration by the beating electrostatic waves ponderomotive force [R]. IEPC-2011-214 2011.
- [33] Tang R. Design of an ECR Gasdynamic Mirror Thruster [R]. IEPC2009-210 2009.
- [34] Zhuang T S. Development of Micro-Vacuum Arc Thruster with Extended Lifetime [R]. IEPC2009-192 2009.
- [35] Bell I C. The potential of miniature electrodynamic tethers to enhance capabilities of femtosatellite [R]. IEPC2011-054 2011.
- [36] Kirtley D. pulsed Isasmoid propulsion: air-breathing electromagnetic propulsion [R]. IEPC2011-015 2011.
- [37] Lachlan B. Helicon Magnetoplasmadynamic (HMPD) Thruster Concept [R]. IEPC2005-186 2005.
- [38] Marques R I. The Two-Stage Pulsed Plasma Thruster [R]. IEPC2009-250 2009.
- [39]Shinohan S. Research and development of electrodeless plasma thruster using high-densiti helicon souces [R]. IEPC2011-056, 2011.
- [40] Frisbee R H. The Nuclear-Electric Pulsed Inductive Thruster (NuPIT): Mission Analysis for Prometheus [R]. AIAA 2005-3892, 2005.
- [41] Cifali G. Experimental characterization of HET and RIT with atmospheric propellants [R]. IEPC2011-224 2011.
- [42] Nakles M R. A Performance Comparison of Xenon and Krypton Propellant on an SPT-100 Hall Thruster [R]. IEPC2011-003, 2011.
- [43] Hopkins M A, King L B. Performance Characteristics of a Magnesium Hall-effect Thruster [R]. IEPC-2011-147 2011.
- [44]Zakharenkov L, Semenkin A. Development and Study of the Very High Specific Impulse Bismuth TAL [R]. IEPC2007-128, 2007.
- [45] Janhunen P. Electric Solar Wind Sail Propulsion System Development [R]. IEPC2011-058 2011.
- [46] Funaki I. Research Status of Magnetoplasma Sail [R]. IEPC2009-003 2009.
- [47] Roger S C. A Theory of Microwave Propulsion for Spacecraft [R]. 2006.
- [48] Mikellides I G. Magnetic Shielding of the Acceleration Channel Walls in a Long-Life Hall Thruster [R]. AIAA 2010-6942 2010.
- [49] Andres M C P , Nikolai T. The VASIMR engine: benefits drawbacks and technological challenges [R]. IEPC2011-251 2011.