

空间电推进应用及技术发展趋势

田立成, 王小永, 张天平

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

摘 要: 充分调研分析了国外空间电推进技术及典型应用情况, 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、中低轨道航天器无拖曳控制与高精度姿态控制、空间太阳能电站轨道维持等领域的空间应用情况。对电推进在国内不同领域的应用需求进行了分析, 包括 GEO 卫星位置保持和全电推进、近地小行星探测等深空探测主推进、低轨航天器无拖曳控制和轨道维持、(超)低轨小卫星编队飞行及(微)小卫星精确轨道控制和空间太阳能电站轨道维持等任务。电推进技术正朝着高功率、大推力、低功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调、高比冲、长寿命和多模式方向发展。针对电推进在不同应用领域的需求及电推进技术发展方向, 提出了我国未来 20 年拟开展的电推进技术研究项目。

关键词: 空间电推进; 应用需求; 技术发展趋势

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0007-08

Application and development trend of space electric propulsion technology

TIAN Li-cheng, WANG Xiao-yong, ZHANG Tian-ping

(Key Laboratory of Vacuum Technology and Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The space electric propulsion technology and its typical application at abroad are analyzed in this paper. The applications of the electric propulsion technology in the fields of GEO satellite position keeping and orbit transfer, propulsion of deep space exploration, low-medium orbit spacecraft drag-free control and high precision attitude control, and track maintain of space solar power station are introduced in detail. The application demands of electric propulsion technology in different fields in China are analyzed, including GEO satellite position keeping and full electric propulsion, main propulsion of near-earth asteroid exploration, low-orbit spacecraft drag-free control and orbit maintain, ultra-low orbit small satellite formation flying and micro/small satellite precise orbit control, space solar power station track maintain, etc. The electric propulsion technology is developing towards high power, big thrust, low power, small thrust, continuously adjustable thrust in wide power range, high specific impulse, long life and multi pattern. According to the application

收稿日期: 2014-12-18; 修回日期: 2015-01-11

基金项目: 重点试验室基金(9140C5504041001)

作者简介: 田立成 (1983—), 男, 高级工程师, 研究领域为离子和霍尔电推进等空间特种推进理论与实验技术

requirements of the electric propulsion in the different fields and development direction of the electric propulsion technology, the research projects of electric propulsion technology in China in the next 20 years are put forward.

Keywords: space electric propulsion; application demand; technology development trend

0 引言

在各种空间任务需求的牵引下,电推进由于具有高比冲、长寿命、小推力以及可连续长时间工作等优势,可显著提高航天器的有效载荷质量比,延长其工作寿命或降低发射成本^[1],国内外航天发展都对电推进提出了明确的需求,国外电推进在航天型号中的应用领域主要包括以下几个方面:地球静止轨道(GEO)卫星位置保持和轨道转移、深空探测主推进、中低轨道航天器无拖曳飞行或轨道、位置、姿态保持及其高精度控制等。我国航天发展计划对电推进已经提出了明确的应用需求,主要的需求领域包括地球同步轨道(GEO)卫星位置保持和轨道提升、全电推进卫星平台、近地小行星探测主推进、超静卫星平台无拖曳控制、中低轨道航天器轨道维持、火星以远深空探测主推进等。

针对国内外不同应用领域对电推进的需求以及国外电推进技术发展情况,电推进技术发展正朝着大功率、高比冲、长寿命、多模式、低功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调等方向发展。其中,环形离子推力器、离子霍尔混合推力器和双极加速离子推力器等大功率、高比冲、长寿命、多模式电推进技术可满足轨道转移、深空探测主推进等领域的应用需求。低功率 Kaufman 离子推力器和脉冲等离子体推力器等低功率、微小推力、宽功率范围推力可调电推进技术可满足我国未来低轨或超低轨小卫星、微小卫星无拖曳控制、高精度轨道维持、位置保持与姿态控制及小卫星编队飞行等领域的应用需求。

本文充分调研了国外空间电推进技术及典型航天型号应用情况,详细介绍了电推进在不同应用领域的空间应用情况,针对中国电推进在不同领域的应用需求进行了分析,并对电推进技术发

展趋势进行了展望。最后,针对电推进在不同应用领域的需求及电推进技术发展方向,提出了我国未来20年拟开展的电推进技术研究项目。

1 国内外电推进航天应用

1.1 国外电推进航天应用

自从1982年5月原苏联研制的SPT-70霍尔电推进系统首次成功应用于GEO卫星Kosmas1366东西位保任务以来^[2],电推进在国外各类航天型号任务得到了广泛应用,并且随着电推进技术的发展和电推力器性能的不不断提升,使用电推进系统的航天器日益增多,电推进在航天器上所担负的任务更是随推力器性能的提高逐渐增强。截至2013年底,世界上使用电推进系统的航天器数量已超过100颗,电推进所承担的在轨任务也从应用初期(1990年前后)单纯的GEO卫星东西位保或南北位保,发展到后来(2000年前后)的GEO卫星在轨位保与轨道提升,中、低轨道卫星轨道维持(大气阻尼补偿)以及深空探测主推进等。进入2010年后,以美国为代表的航天技术强国在高性能电推进产品研制和航天应用方面更是取得了重大进展,由电推进系统承担航天器在轨所有推进任务(位置保持、轨道转移等)的全电推进技术已经被完全掌握,很快将进入航天型号应用阶段。

1.1.1 地球静止轨道(GEO)卫星位置保持和轨道转移

地球静止轨道(GEO)卫星是目前电推进应用最为广泛的领域,也属于电推进的传统应用领域。在国外已经完成飞行和正在执行飞行任务的所有使用电推进的航天器中,90%以上都集中在这一领域,且基本上都是长寿命通信卫星。

美国波音公司在BSS-601HP平台卫星上应用XIPS-13离子电推进系统完成南北位置保持任

务^[3], 共发射了近 20 颗卫星。波音公司在 BSS-702 平台上应用 XIPS-25 离子电推进系统完成全部位置保持任务^[3-4], 共发射了 20 多颗卫星。美国劳拉公司在 LS-1300 平台上应用 SPT-100 霍尔电推进系统完成南北位置保持任务^[5], 共发射了 10 多颗卫星。欧洲 Astrium 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置保持任务, 共发射了近 10 颗卫星。俄罗斯应用力学联合体在 MSS-2500 等平台上应用 SPT-100 霍尔电推进系统完成全部位置保持任务, 共发射了 10 多颗卫星。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置保持任务。由波音公司研制的美国首个全电推进卫星平台 BSS-702SP 平台的首发星 (亚洲广播公司的 ABS-3A 和墨西哥卫星公司的 Satmex7) 预计将于 2015 年初采用一箭双星方式发射^[6]。ESA 也于 2013 年 10 月启动了欧洲第一个全电推进卫星平台 Electra 平台的开发工作。该平台基于德国 OHB 公司正在研制中的 SGE0 平台开展研制, 该平台首颗卫星 (卢森堡欧洲卫星公司卫星) 计划将于 2018 年发射。俄罗斯的 Express 和 Seset 等通信卫星采用直接入轨方式发射, 利用电推进系统实现卫星在轨南北位保和东西位保, 在概念上实现了全电推进。另外, 美国洛马公司、劳拉公司和欧洲 Astrium 公司也于 2013 年相继提出了全电推进卫星平台研制计划。世界各航天技术先进国家针对未来更远距离深空探测使命, 如水星探测、木星探测、海王星探测、彗星表面采样返回以及载人深空探测等, 已经启动或正在开发和研制更高性能的大功率、超大功率电推进系统。

1.1.2 深空探测主推进

深空探测主推进是最能体现电推进技术优势的领域, 也是电推进最具发展和应用潜力的领域, 虽然目前已经发射的以电推进作为主推进的深空探测器只有 4 个, 数量不是很多, 但就是这为数不多的几次成功应用, 已经向世人显示了电推进作为深空探测主推进实现航天器自主导航飞行与控制的技术优势。当前, 世界航天技术强国均已经制定了选用电推进尤其是离子电推进作为

未来更远距离深空探测主推进的产品开发与研制计划, 如美国的下一代推力可调、功率范围 1~10 kW 的太阳能电推进离子推力器 NEXT, 高比冲、大功率、长寿命核电氙离子电推进系统 NEXIS 和大功率的 HiPEP; 俄罗斯的 STP-140 和 SPT-290 等霍尔电推进系统。

国外应用电推进开展深空探测的主要有美国、日本和欧洲。美国于 1998 年 10 月发射升空的 DS-1 航天器应用 NSTAR-30 离子电推进系统完成了小行星探测主推进任务^[7-9], 2007 年 9 月在 Dawn 航天器上应用 3 台 NSTAR-30 离子电推进系统完成了对主带小行星中 Vesta 和 Ceres 科学探测的主推进任务^[10-11]。日本于 2003 年 5 月发射升空的隼鸟号航天器应用 4 台 μ -10 微波离子推进系统完成了近地小行星丝川的采样返回的主推进任务^[12-15], 计划于 2014 年发射隼鸟二号继续采用 4 台 μ -10 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。欧洲于 2003 年 9 月发射的 SMART-1 航天器应用单台 PPS-1350 霍尔推进系统完成了月球探测主推进任务。

1.1.3 中、低轨道航天器无拖曳控制与高精度姿态控制

这一领域的航天器主要依靠电推进实现轨道阻尼补偿, 以保证航天器无阻尼飞行或运行轨道、位置、姿态稳定及其高精度调节等。对应的航天器主要包括有高精度重力梯度测量卫星、空间微重力试验卫星、高精度遥感 (对地观测) 卫星以及对卫星轨道与位置要求较高的小型卫星、微小卫星和星座组网卫星等。

欧洲于 2009 年发射升空的 GOCE 卫星应用 2 台 T5 离子电推进系统完成了 240 km 轨道大气阻尼补偿任务^[16], 绘制出了高精度的全球重力场分布。美国于 2000 年 11 月发射升空的 EO-1 成功应用脉冲等离子体电推进系统完成了精确姿态控制任务^[17], 于 2007 年 3 月发射升空的 FalconSat-3 小卫星应用了 Busek 公司研制的微脉冲等离子体电推进系统完成了超精确无拖曳控制任务。

1.1.4 空间太阳能电站轨道维持

所谓空间太阳能电站轨道维持就是在空间轨道上将太阳能转化为电能, 通过微波、激光等方

式传输到地面再转化为电力以供地面使用的天地一体化系统。作为发电站,空间太阳能电站上拥有丰富的电能资源,利用大功率的电推进系统来完成空间太阳能电站位置保持、轨道维持等任务,其优势是其它任何推进系统都无法比拟的。

1.2 国内电推进航天应用

我国航天发展计划对电推进已经提出了明确的应用需求,主要的需求领域包括地球同步轨道(GEO)卫星位置保持和轨道提升,全电推进卫星平台,近地小行星探测主推进,超静卫星平台无拖曳控制,中、低轨道航天器轨道维持,火星以远深空探测主推进等。目前应用需求最为迫切的主要集中在以下领域: GEO 卫星平台卫星位置保持和轨道提升、全电推进卫星平台、中等轨道航天器轨道维持、近地小行星探测等。电推进在未来我国重力梯度卫星、空间微重力试验卫星等无拖曳飞行控制、深空探测以及低轨和超低轨卫星轨道维持、小卫星编队飞行、微小卫星精确姿态控制等背景型号领域也将会有广阔的应用前景。虽然现阶段这些领域的需求并不是特别迫切和清晰,尚未正式列入国家航天技术发展与应用计划,但在未来 10~20 年,甚至更短时间内,随着我国航天任务的不断推进和电推进应用的深化,电推进在这些领域完全有可能实现应用。

1.2.1 GEO 卫星位置保持和全电推进

目前,我国已经明确应用电推进系统来承担航天器部分或全部在轨推进的任务主要包括中等容量 GEO 卫星平台、大容量 GEO 卫星平台、全电推进卫星平台及空间站等。这些任务对电推进所承担的使命和技术要求基本明确。中等容量 GEO 卫星平台已于 2009 年 3 月立项,目前正处于首发星正样产品研发阶段。大容量 GEO 卫星平台和全电推进卫星平台目前正在进行立项前的方案论证阶段,预计年内可完成立项。

1.2.2 近地小行星探测等深空探测主推进

中国小行星探测任务的目标是实现对 Tukimit 小行星的飞越探测,对 Apophis 小行星的伴飞以及对 1996FG3 小行星的附着探测。推进方式拟采用电推进和化学推进相结合的方式。电推进提供巡航阶段轨道控制所需的速度增量,化学推进进

行姿态控制,并完成伴飞和附着段的轨道控制。小行星探测器巡航阶段轨道控制所需的速度增量不小于 5.6 km/s。

深空探测器采用电推进系统作为主推进,可以极大提高航天器的有效载荷能力。深空探测任务对电推进系统的技术要求主要体现在大范围多点工作模式和长寿命方面,当然,在多模式的基础上实现大推力可以缩短探测器飞往探测目标的飞行时间,降低电推进系统寿命要求,实现高比冲也可有效提高探测器的有效载荷能力或减少推进剂携带量。

1.2.3 低轨航天器无拖曳控制和轨道维持

高精度引力场测量卫星需要卫星平台达到非常高的微(零)重力水平,电推进系统可通过推力的连续和精确可调,补偿卫星在某个方向或全部方向上的非惯性力(如大气阻尼),实现卫星无拖曳飞行控制。我国正在论证中的重力梯度卫星将是第一颗计划采用电推进系统实现无拖曳控制的航天器。另外,高精度对地观测卫星、微重力试验卫星以及其它类型的科学实验卫星对无拖曳飞行均具有广泛的应用需求。

低轨和超低轨卫星因轨道大气阻力的作用,其运行轨道会随时间不断降低,利用电推进系统小推力特点可对轨道大气阻力实现实时、准确补偿,确保航天器运行轨道的稳定。该领域的应用对电推进系统的推力、比冲与寿命的要求并不是很高,但由于此类航天器能够提供的电功率有限,因此,要求电推进系统功率不能太高。按照国外应用经验,对于低轨和超低轨小型卫星的轨道维持应用,电推进系统功率一般应在 300 W 左右。

1.2.4 (超)低轨小卫星编队飞行及(微)小卫星精确轨道控制

为完成低轨和超低轨小卫星编队飞行、小卫星与微小卫星精确轨道维持、轨道机动、姿态控制任务,要求电推进系统的输出冲量精确可控(输出推力小、控制精度高)。从目前各种电推进系统的技术特点来看,小推力甚至于微推力水平的场致发射推力器(FEEP, 0.001~10 mN)、脉冲等离子体推力器(PPT, 0.005~20 mN)、胶体离子推力器(Colloid, 0.001~0.5 mN)、微小功率

射频离子推力器 (RFIT, 0.001~20 mN) 和微波离子推力器 (ECRIT, 0.001~20 mN) 是执行此类任务的最佳选择。

1.2.5 空间太阳能电站轨道维持

空间太阳能电站作为解决人类能源问题的有效途径之一，已成为世界范围的研究热点。国外正在开展针对该领域应用需求的大功率电推进系统研制工作。我国也已经将空间太阳能电站确立为国家新能源战略目标之一并启动了关键技术论证工作。大功率电推进系统作为大型航天器在轨运行的重要支撑技术，在我国未来空间太阳能电站建设中具有显著的应用需求。

2 电推进技术发展趋势

2.1 大功率、大推力

大功率电推进是针对应用电推进技术完成轨道转移、轨道重定位等大推力（短周期）类型机动任务的，也是未来核电推进和更远距离深空探测的支撑技术。美国 NASA 使命研究表明需要兆瓦级高推力电推进，其研制的离子电推进系统功率正在从 NSTAR 的 3 kW 级向 NEXT 的 8 kW、NEXIS 的 20 kW 和 HiPEP 的 50 kW 扩展^[18]。目前国际上已经有多个国家和单位开展了大功率的电推进技术研究，如表 1 所示。

表 1 大功率电推进参数列表

Tab. 1 Parameters of high power electric propulsion

国家/公司	电推进类型	功率/kW	推力/N	比冲/s	效率/%
斯奈克玛	PPS-20K 霍尔推力器	20	1	2 500	61
英国	DS3G 离子推力器	25	0.45	10 000	88
美国	核电推进 NEXIS-65 离子推力器	27	500	8 700	78
俄罗斯	SPT-290 霍尔推力器	30	1.5	3 300	81
美国	HiPEP 高功率离子推力器	34	600	9 500	78
俄罗斯、德国	RIT-45 射频离子推力器	35	0.75	70 000	74
格林研究中心	NASA-457 霍尔推力器	73	2.95	2 930	58
阿尔塔	MPDT 磁等离子体动力学推力器	100	2.5	2 500	31
美国	VASIMR VX-200 可变比冲磁等离子体电推进	200	4.2	6 000	64
密歇根大学、 格林研究中心	环形离子推力器	≥50	1.0	7 000	65
密歇根大学	环形霍尔推力器	≥50	1.5	2 000	60

新型电推进中有很多均采用了大功率类型的电推进技术，如大功率等离子电推进技术。该技术可以实现大功率推力器和中功率推力器族。从可靠性和地面试验看，推力器族途径更为优先和可行，但目前单个推力器的工作上限功率或最大尺寸还不清楚，所以无法确定推力器族的最小配置数。NASA-457 M 已经证明了霍尔推力器可以在 50 kW 大功率下有效工作，且推力随功率单调增加。预期通过扩大通道截面和磁场设计可以把单个霍尔推力器功率扩展到 500 kW。

为在较短时间内以更低的成本和较小的技术风险来实现推力器的大功率工作，在成熟的离子

推力器产品上衍生出来的环形离子推力器以及在成熟的霍尔推力器产品上衍生出来的环形霍尔推力器^[19]。美国 Michigan 大学和 GRC 开发研制了环形离子推力器，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，已经进行了样机试验验证。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 60%。为进一步将功率提高到 100 kW，正在研制三通道霍尔推力器 NHT-X3，功率范围 30~240 kW，比冲 1 400~3 200 s。

2.2 低功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调
随着航天器应用领域向近地轨道乃至临近空

间轨道、轨道间机动转移以及深远空间等方面扩展,电推进技术也在向微小推力方向发展。以欧美航天强国为例,欧空局研制的 FEEP 型电推进产品推力可达到几微牛甚至更小量级。基于最成熟的离子和霍尔类型技术的小功率推力器产品研制取得了重要进展,如德国 RIT-2.5、Busek 公司 BFRIT-1、日本 μ -1 等的功率只有数十瓦^[20]。表 2 所列是国外几种典型的低功率、小推力电推进产品的技术指标。

2.3 高比冲、长寿命、多模式

美国 NASA-400M 推力器实现了推力器比冲随电压的单调增长,在相同的工作电压(1 kV)下,在美国 NASA-457M 上试验验证了使用氩作

为推进剂的推力器点火工作状态,其比冲达到 4 500 s,高于传统的使用氙作为推进剂的推力器的比冲 25%以上。目前国外离子电推进验证的工作寿命已经超过 50 000 h,最高比冲达到 8 700 s,并分别实现了推力连续可调和多模式工作。高比冲、大推力离子电推进尤其适宜应用于新型概念空间太阳能电站轨道维持。霍尔电推进技术需通过双级化、磁场调谐技术(即磁裁减)等方法来解决双(多)模式工作的问题,霍尔电推进验证的工作寿命最长为 10 500 h,最高比冲达到 3 300 s,实现了宽功率范围稳定工作^[21]。新型的电推进技术中,如螺旋波电推进技术、MPD 技术等从理论上讲都具备多点工作的技术能力。

表 2 低功率电推进参数列表

Tab. 2 Parameters of low power electric propulsion

国家	电推进类型	功率/kW	推力/ μ N	比冲/s	效率/%
美国	BFRIT-1 射频离子推力器	10	6	1 800	52
日本	μ -1 微波离子推力器	19.9	379	1 410	13
澳大利亚	FEEP-150 场发射电推进	≤ 10	0.1~150	5 000~8 000	88~98
美国	PPT 脉冲等离子体推力器	70	500	650~140	8

3 拟开展的技术研究项目

针对国内不同应用领域对电推进的需求,结合电推进技术发展趋势分析,未来电推进技术发展应以航天任务需求为导向,以满足未来 20 年内我国航天型号应用需求为目标,解决制约电推进型号未来应用的关键技术与难点技术,为早日实现我国自主研制的电推进产品在各类航天领域中的广泛应用奠定坚实的技术基础,建议重点发展的电推进技术如下:大功率、高比冲、长寿命、多模式离子电推进技术;低功率、小推力大范围、高精度连续可调电推进技术;微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调电推进技术。

3.1 大功率、高比冲、长寿命、多模式离子电推进技术

对应电推进技术向大功率、高比冲、长寿命和多模式方向发展,以发展大功率环形离子推力器、离子霍尔混合推力器和双极加速离子推力器

为目标,大功率环形离子推力器和离子霍尔混合推力器可满足我国未来木星探测、火星探测及彗星表面采样返回等远距离深空探测需求,双极加速离子推力器可满足我国高轨太阳能电站轨道维持应用需求,拟达到的主要技术指标为:

- 推力: ≥ 1.0 N
- 比冲: $\geq 7\ 000$ s
- 功率: 50~300 kW
- 开、关机次数: $\geq 2\ 000$ 次
- 累计工作时间: $\geq 50\ 000$ h
- 主要研究内容包括:

- 1) 高性能、多模式离子电推进系统设计技术
 - ①离子电推进系统高性能、长寿命优化设计技术
 - ②离子电推进系统多模式控制技术
- 2) 多模式、高性能电源处理单元设计技术
- 3) 多模式、高性能推力器设计及试验技术
 - ①环形离子推力器总体设计方案

②离子霍尔混合推力器总体设计方案

③双极加速离子推力器结构总体设计方案

④大口径、环形 C-C 平板栅极性能、寿命、可靠性分析研究

⑤环形离子推力器和离子霍尔混合推力器工作过程数值模拟研究

⑥大范围多点工作模式推力调节与控制技术

⑦四栅极工作性能理论分析及数值仿真计算研究

⑧四栅极寿命及可靠性评估分析研究

⑨环形离子推力器、离子霍尔混合推力器和双极加速离子推力器原理样机研制及试验测试

3.2 低功率、小推力大范围、高精度连续可调电推进技术

对应电推进技术向低功率方向发展,以发展 Kaufman 类型低功率离子推力器为目标,该技术主要针对我国重力梯度卫星、微重力测量与试验卫星、高精度对地观测卫星等需要无拖曳控制或超静飞行环境的任务以及对航天器位置、姿态等具有高精度控制要求的应用需求,拟达到的主要技术指标为:

推力: 1~15 mN (连续可调)

推力调节精度: $\leq 12 \mu\text{N}$

比冲: 500~3 000 s

功率: 50~500 W

开、关机次数: $\geq 2\ 000$ 次

累计工作时间: $\geq 16\ 000$ h

主要研究内容包括:

1) 高精度变推力电推进系统设计

2) 宽范围高精度推进剂流率调节技术

3) 小推力大范围、高精度快速调节试验技术研究

4) 高精度、变推力推力器设计技术

5) 推力噪声抑制技术研究

6) 50~500 W 小功率 Kaufman 类型离子推力器工程样机研制和试验测试

3.3 微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调电推进技术

对应电推进技术向微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调方向发展,以发展宽功率

范围推力连续可调的脉冲等离子体推力器、射频离子推力器和微波离子推力器为目标,微小功率电推进技术主要针对我国未来低轨或超低轨小卫星、微小卫星高精度轨道维持、位置保持与姿态控制以及小卫星编队飞行等应用任务。拟达到的主要技术指标为:

推力: 5~200 μN

推力分辨率: 0.5 μN

比冲: $\geq 1\ 000$ s

功率: 10~100 W

主要研究内容包括:

1) 10 W 微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调脉冲等离子体推力器技术研究

2) 30 W 微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调微波离子推力器技术研究

3) 100 W 微小功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调射频离子推力器技术研究

4) 宽功率范围可调电源处理单元技术研究

5) 多模式、宽功率范围可调电推进系统控制技术研究

6) 微小功率电推力器工作过程建模和仿真技术研究

7) 先进液体或气体推进剂供给技术研究

8) 电磁加速过程理论建模和仿真技术研究

9) 电热加速过程的建模和仿真技术研究

10) 粒子加速过程中的推进剂损失机制研究

11) 放电电流、电压与推力、比冲、效率之间关系的试验研究

12) 电极结构与微小功率电推力器性能关系研究

4 结论

1) 对国外空间电推进技术及典型航天应用情况进行了详细介绍,电推进主要应用于 GEO 卫星位置保持和轨道转移、深空探测主推进、中低轨道航天器无拖曳控制与高精度姿态控制、空间太阳能电站轨道维持等领域;

2) 电推进技术发展正朝着高功率、高比冲、长寿命、多模式和低功率、微小推力、宽功率范围推力连续可调方向发展;

3) 我国拟开展 50~300 kW 大功率环形离子推力器、离子霍尔混合推力器、双极加速离子推力器、50~500 W 低功率 Kaufman 离子推力器、10 W 微小功率脉冲等离子体推力器、30 W 微小功率微波离子推力器和 100 W 微小功率射频离子推力器等技术研究和产品研制, 以满足未来 20 年我国航天不同应用领域对电推进的应用需求。

参考文献:

- [1] 张郁. 电推进技术的研究应用现状及其发展趋势[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 27-36.
ZHANG Yu. Current status and trend of electric propulsion technology development and application[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(2): 27-36.
- [2] KOZUBSKI K N, MURASHKO V M, RYLOV Y P, et al. Stationary plasma thrusters operate in space[J]. Plasma Physics Reports, 2003, 29(3): 251-266.
- [3] ANZEL B. Stationkeeping the Hughes HS 702 satellite with a xenon ion propulsion system[C]// Proceedings of the 49th International Astronautical Congress. Melbourne, Australia: IAF, 1998:105-110.
- [4] OCAMPO C A. Geostationary orbit transfer using electric propulsion for the Hughes HS-702 satellite[C]// Proceedings of the 49th International Astronautical Congress. Melbourne, Australia: IAF, 1998: 209-216.
- [5] KING L B, GALLIMORE A D, MARRESE C M. Transport-property measurements in the plume of an SPT-100 Hall thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(3): 327-335.
- [6] 张天平, 张雪儿. 空间电推进技术及应用新进展[J]. 真空与低温, 2013, 19(4): 187-194.
- [7] RAWLIN V K, SOVEY J S, HAMLEY J A, et al. An ion propulsion system for NASA's deep space missions, AIAA 1999-4612[R]. USA: AIAA, 1999.
- [8] SENGUPTA A, ANDERSON J R, BROPHY J R, et al. Performance characteristics of the Deep Space 1 flight spare ion thruster long duration test after 21,300 hours of operation, AIAA 2002-3959[R]. USA: AIAA, 2002.
- [9] SENGUPTA A, BROPHY J R, GOODFELLOW K D. Status of the extended life test of the Deep Space 1 flight spare ion engine after 30 352 hours of operation[M]. USA: NASA, 2003.
- [10] BROPHY J R, MARCUCCI M G, GANAPATHI G B, et al. The ion propulsion system for Dawn, AIAA 2003-4542 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [11] GARNER C E, RAYMAN M D, BROPHY J R. In-flight operation of the Dawn ion propulsion system through start of the Vesta cruise phase, AIAA 2009-5091[R]. USA: AIAA, 2009.
- [12] KUNINAKA H, NISHIYAMA K, SHIMIZU Y, et al. Flight status of cathode-less microwave discharge ion engines onboard Hayabusa asteroid explorer, AIAA 2004-3438[R]. USA: AIAA, 2004.
- [13] KUNINAKA H, SHIMIZU Y, YAMADA T, et al. Flight report during two years on HAYABUSA explorer propelled by microwave discharge ion engines, AIAA 2005-3673[R]. USA: AIAA, 2005.
- [14] KUNINAKA H, NISHIYAMA K, FUNAKI I, et al. Asteroid rendezvous of HAYABUSA explorer using microwave discharge ion engines, IEPC-2005-10[R]. Florence, Italy: IEPC, 2005.
- [15] KUNINAKA H, NISHIYAMA K, SHIMIZU Y, et al. Re-ignition of microwave discharge ion engines on Hayabusa for homeward journey, IEPC-2007-9[R]. Florence, Italy: IEPC, 2007.
- [16] DRINKWATER M R, FLOBERGHAGEN R, HAAGMANS R, et al. GOCE: ESA's first earth explorer core mission [M]// BEUTLER G B, DRINKWATER M R, RUMMEL R, et al. Earth gravity field from space-From sensors to earth sciences. Dordrecht, Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2003: 419-432.
- [17] ZAKRZWSKI C, BENSON S, SANNEMAN P, et al. On-orbit testing of the EO-1 pulsed plasma thruster [EB/OL]. [2003-02-19]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030025690.pdf>.
- [18] DOMONKOS M T, FOSTER J E, SOULAS G C, et al. Testing and analysis of NEXT ion engine discharge cathode assembly wear, AIAA2003-4364[R]. USA: AIAA, 2003.
- [19] BENSON S W, PATTERSON M J, SNYDER S. NEXT ion propulsion system progress towards technology readiness, AIAA2008-5282[R]. USA: AIAA, 2008.
- [20] TANG R, GALLIMORE A D, KAMMASH T. Design of an ECR gas dynamic mirror thruster, IEPC-2009-210 [R]. Michigan, USA: IEPC, 2009.

(编辑: 陈红霞)