

电推进工质的研究进展及发展趋势

申连华^{1,2}, 张 星^{1,2}, 陈 艺^{1,2}, 梁 栋^{1,2}, 游 岳^{1,2}, 孙海云^{1,2}, 刘朝阳^{1,2}

(1. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074;

2. 航天绿色推进剂研究与应用北京市重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 简述电推进的原理及优势, 介绍了电推力器的种类 (电磁式、电热式和静电式) 和电推进工质的分类 (固体、气体和液体三类), 并对各类工质特点进行了概述。固体工质易储存、无泄漏, 但有严重碳化现象及比冲小; 气体工质比冲高和可控性好, 但贮存容器过大、容易泄漏; 液体工质比冲大, 效率高, 可控性好等。在此基础上, 重点论述了国外电推进工质的研究应用情况。最后结合当前材料研究前沿, 对离子液体、纳米颗粒、超临界流体及传统工质修饰改性材料等作为电推进工质的前景进行了展望。

关键词: 电推进; 工质; 电磁式推力器; 电热式推力器; 静电式推力器

中图分类号: V513-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)06-0007-07

Research progress and development trend of working medium for electric propulsion

SHEN Lianhua^{1,2}, ZHANG Xing^{1,2}, CHEN Yi^{1,2}, LIANG Dong^{1,2}, YOU Yue^{1,2},
SUN Haiyun^{1,2}, LIU Chaoyang^{1,2}

(1. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China;

2. Beijing Key Laboratory of Research and Application for Aerospace Green Propellant, Beijing 100074, China)

Abstract: The basic principle and primary characteristic of electric propulsion are described briefly. The types of electric thruster and classification of electric propulsion working medium are introduced. The features of various working mediums are summarized. Solid working medium is easy to store and has no leakage, but has a serious carbonization phenomenon and low specific impulse. Gas working medium has a good controllability and high specific impulse, but needs large storage container and is easy to leak. Liquid working medium has high efficiency, good controllability and high specific impulse. On this basis, the research and application situations of electric propulsion working medium in China and foreign countries are discussed emphatically. In combination with materials in current research front, the development prospect of ionic liquids, nano-particles, supercritical fluids and traditional propellant modified materials used as electric propulsion working medium is also discussed.

收稿日期: 2016-03-31; 修回日期: 2017-07-06

作者简介: 申连华 (1988—), 男, 硕士, 研究领域为推进剂

Keywords: electric propulsion; working medium; electromagnetic thruster; electrothermal thruster; electrostatic thruster

0 引言

电推进指通过电能加热工质,使其发生解离和加速,形成高速射流从而产生反作用推力的技术^[1]。与传统的化学推进相比,电推进由于突破了推进剂化学内能的约束,其比冲可以比化学推进的比冲高一个数量级(见表1),因此完成相同任务所携带的推进剂就可以大大减少,从而可以增加航天器的有效载荷比、延长工作寿命并且节约发射成本。近年来,随着高效太阳能和核能发电技术应用到航天领域,电推进的比冲还将继续增加。除了以上优点外电推进还具有推力小、控制精度高、寿命长、安全性能好及推力调节方便等优点,因此电推进在用作航天器的姿态控制、轨道控制、深空探测主推进及无拖曳控制等

具有广泛的前景。

电推进概念虽然是由美国的 Robert H Goddard 在 20 世纪初最先提出的^[2-3],但是直到 20 世纪 50 年代,电推力器的工程应用研究才获得开始。从 1931 年苏联列宁格勒电推进研究小组研制出世界上第一台电推进器开始,到 2015 年 3 月美国波音公司的两颗全电推进卫星(亚洲广播卫星-3A 和欧洲通信卫星 115 西 B) 升空^[4],经过 80 多年的发展,电推进新技术不断扩展,空间电推进取得了长足的进步,同时为了适用新技术发展的需要,电推进工质种类和数量也在不断增多,从最初的液态汞和铯,到目前广泛应用的肼、聚四氟乙烯、氙气和氦气及极具有应用前景的纳米颗粒、离子液体,超临界流体等,电推进必将成为未来各国竞争的热点。

表 1 电推进和化学推进的比冲和推力对比

Tab. 1 Comparison between electric propulsion and chemical propulsion in aspects of the specific impulse and thrust

类型	化学单组元	化学双组元	胶体推力器	脉冲等离子推力器	霍尔效应推力器
比冲/s	160 ~ 232	272 ~ 459	500 ~ 1 500	1 000 ~ 5 000	1 000 ~ 8 000
推力/mN	400 ~ 500 000	1 000 ~ 10 ⁹	0.000 5 ~ 25.5	0.005 ~ 20	1 ~ 700

1 电推进的分类

1.1 电推力器的类型

电推进根据加速工质的方式不同,可分为电磁式、电热式和静电式三种类型^[5]。电磁式推力器是气体工质被电离后在周围磁场作用下,受洛伦兹力,从喷管加速喷出,产生推力。电磁推力器的优点是技术比较成熟、比冲较高、寿命长等。主要包括磁等离子推力器、脉冲感应推力器、脉冲等离子体推力器和可变比冲等离子体推力器等。

电热式推力器是指通过对工质加热使其发生分解,再经喷管加速排出产生推力。其优点是结构简单、成本较低、安全可靠、并且操作和维护起来比较方便等。电热式推力器包括电阻加热推力器、电弧加热推力器、微波等离子体推力器和

太阳热等离子体推力器等。

静电式推力器是指通过电能将工质离解成离子,离子在静电场作用下加速飞出产生推力。静电型推力器的优点是比冲较高、质量轻、结构紧凑以及技术成熟等。主要包括电子轰击式离子推力器、霍尔效应推力器、回旋加速谐振离子推力器、场效应发射离子推力器和胶体推力器等。其中霍尔效应推力器又可以分为稳态等离子推力器和阴极层推力器。

1.2 电推进工质的分类

根据所采用的工质(推进剂)的状态不同,电推进的工质可以分为固体、液体和气体三种类型。固体工质主要有:聚四氟乙烯、聚乙烯、尼龙-6、锌、锂、镉及铍等^[6];气体工质有氮气、氢气、一氧化二氮、氙气、氙气及氦气等;液体

主要有肼、氨、水、乙醇、液体汞、铯、甘油及碘化钠等。对不同的推力器来说其所适用的工质

也是不同的, 如表 2 所示。下面按工质的状态对近年来电推进工质的研究情况进行介绍。

表 2 电推进工质的类型

Tab. 2 Types of electric propulsion working medium

推力器	工质
脉冲等离子体推力器	聚四氟乙烯、聚乙烯、尼龙-6、锌、锂、镉、氮气、氩气、汞、铯
稳态等离子体推力器	铍、氩气、氙气、氦气
电阻加热推力器	氮气、氦气、氩气、氢气、一氧化二氮及氩气、氙气、氦气、肼、氨、水、乙醇、丁烷
电弧加热推力器	氮气、氦气、氩气、氢气、肼、氨
胶质推力器	甘油、碘化钠
电子轰击式离子推力器	汞、铯、肼、氩气、氙气、氦气
场效应发射离子推力器	铯、铟、铷

2 电推进工质的研究进展

2.1 固体工质

在 20 世纪 50 年代末, Bostick W. H. 首先提出将金属作为推进剂用于脉冲等离子体推力器, 但喷射流的沉积物导电性不理想并且容易产生羽流污染^[7]; 采用氮气和氩气等气态工质推进剂时, 但由于推进剂利用效率低并且快速动作控制阀门不易解决, 应用受到限制。直到找到了固体聚四氟乙烯并将其作为脉冲等离子体推力器工质, 聚四氟乙烯等离子体推力器便登上了空间应用的舞台。这是由于固体聚四氟乙烯具有蒸气压低、稳定性好, 无毒、廉价、容易获得、良好的机械强度和加工性能等优点, 并且在 300 ~ 500 °C 的温度作用下, 能直接升华成气体, 不易碳化。聚四氟乙烯脉冲等离子体推力器诞生后便很快获得了应用, 成为第一个应用于航天器控制的电火箭发动机。目前, 该推力器主要有同轴电极型和平行轨道电极型两种结构^[8], 其中同轴结构, 推力大, 比冲稍低, 而平行轨道电极型的推进剂供系统结构简单, 比冲高。

1964 年, 前苏联以采用聚四氟乙烯为推进剂工质, 在自动行星际站宇宙探测器上装载了脉冲等离子体推力器, 该推力器利用太阳能电池板对太阳定向, 这也是世界上最早在航天器上成功应

用的电推进系统。1966 年, 美国发射的林肯实验卫星以聚四氟乙烯为推进剂, 使用 6 台脉冲等离子体推力器发动机, 做东西位保控制; 在上世纪 70 年代, 美国空军研制了放电能量达 750 J 的毫磅级推力的聚四氟乙烯脉冲等离子体推力器用于同步卫星的南北位保控制, 并且在 1981 ~ 1988 年陆续将聚四氟乙烯脉冲等离子体推力器海军子午仪导航卫星用作轨道修正和阻力补偿任务。2007 年, 美国将脉冲等离子体推力器电推进应用到 FalconSat-3 小卫星上来进行姿态控制。我国于 1970 年研制的放电能量为 4J 的 MDT-2A 推力器 (图 1), 并于 1981 年用弹道火箭进行了首次聚四氟乙烯脉冲等离子体推力器的空间飞行试验并获得圆满成功^[9]。



图 1 MDT-2A 推力器

Fig. 1 MDT-2A thruster

随后, 为了进一步提高工质分解产物的电导率, 改善脉冲等离子体推力器性能, 学者们也尝试将聚乙烯, 尼龙-6 等代替聚四氟乙烯作为工质, 但实验结果并不理想, 其从总体性能上并不如聚四氟乙烯, 部分工质的参数见表 3 所示。俄罗斯学者 L. N. Lesnevsky 认为用金属锂和铯作推进剂, 脉冲性能参数比气体和氟塑料推进剂的装置稳定, 并且由于金属单位质量离化能耗低, 可在 1 000 °C 以上的高电极温度下工作, 因此可实现大推力、高功率运行, 为此进行了深入的研究^[10]。

近年来, 日本东京计量技术研究所正在研究将⁶⁰C 代替氙气作推进剂应用到电子轰击式离子推力器的可行性。Michigan 技术大学在 BPT-2 000 推力器上进行了镁和锌轻金属推进剂性能

试验。Busek 公司测试了以碘作为推进剂的霍尔推力器性能, 结果表明: 在 9 kW 范围的其性能超过氙气推进剂。2003 年 NASA 开展了以铯为推进剂的高功率霍尔推力器, 并于 2005 年进行了点火试验, 结果表明: 20 kW 的铯为工质的霍尔推力器首次点火成功, 比冲达到苏联水平^[11]。目前, 美国正在对以锂和钾为工质的磁等离子体动力学推力器进行研究试验, 它是通过在电极间施加向电流, 使锂和钾等工质受热气化形成等离子体, 等离子体在磁场作用下加速喷出, 产生推力。与大多数电推力器相比, 其特点是推力大、比冲高 (10 ~ 40 kN (s · kg)⁻¹)、推力密度大和结构简单等。可用于未来大型航天器的姿控和轨控, 也可用作深空的主推进器。

表 3 部分固体工质的参数

Tab. 3 Parameters of partial solid working mediums

工质种类	分子 (原子) 量	密度/ (g · cm ⁻³)	熔点/°C	沸点/°C	电离能/ev
聚四氟乙烯	100.0	2.25	327	400	—
锌	65.4	7.14	419	907	9.43
锂	6.9	0.53	180	1340	5.39
铯	208.9	9.8	271	1560	7.29
镁	24.3	1.74	648	1107	7.64
钾	39.1	0.86	63	770	4.34

2.2 液体工质

最早采用的液体推进剂有液体汞和铯, 由于有毒且产生污染逐渐被其他工质取代, 在所电推进的液体工质中, 肼作为工质广泛应用于电热式推力器。这是由于一方面肼经过催化可分解成氢气、氮气和氨, 不仅可以提供给下游的电推力器作为推进工质使用并且肼分解放出的能量也增加了电推力器的比冲; 另一方面肼可以与化学推进系统共用一套贮箱及管路输送系统, 从而能简化火箭结构、减轻其质量^[12]。美国研究人员研制的肼电弧推力器的电功率达 1.8 kW, 比冲 5 kN (s · kg)⁻¹, 目前, 已在“国际通讯卫星-8”等地球同步卫星上执行位置保持任务。日本将研制的推力为 0.13 N, 比冲为 560 s 的肼电弧推力器用于对地观测小卫星。

针对现有以固体聚四氟乙烯作为工质的脉冲等离子体推力器推进剂利用率和推进效率低的问题, 科学家尝试将液体工质用于脉冲等离子体推力器, 然而采用液体工质进给脉冲等离子体推力器需要一套活动的进给和入射系统, 这会增加推进器的复杂性, 但由于液体工质没有延时蒸发和大粒子发射等问题, 并且质量流率容易控制、有较低的平均原子或分子重量等优势^[13], 使得液体工质进给的脉冲等离子体推力器具有更高的推进效率。加利福尼亚大学的 Ziemer 等人分别将水和氙气为工质对脉冲等离子体推力器进行了性能对比测试, 结果表明: 水比氙气作为工质具有更高的推进效率, 同时水作为一种安全无毒的推进剂工质, 可以饮用也可以作为燃料, 因此在载人航天器上可以共享一个贮存系统, 同时也能充分利

用空间站上产生的大量废水作为工质, 减少地面向空间站补给推进剂的运输量, 从而能大大节约成本和空间, 然而缺点是水电阻加热推力器比冲偏低, 只有 200 s 左右。2003 年, 由 SSTL 研制的水电阻加热推力器首次在灾害检测卫星上进行了飞行试验^[14]。

由于铯、铷和铯等金属具有高的原子质量、低的熔点和逃逸能成为场效应发射离子推力器较理想的推进剂 (见表 4)。场效应发射离子推力器是依靠高压静电场离化液体铯、铷和铯并加速带电离子产生推力, 因此具有高比冲、低推力、寿命长、控制简便、控制精度高、振动小、反复开关性能好等推进技术等特点^[15], 但缺点是液态

碱金属的使用会对许多航天器表面造成潜在的沉积及污染。近年来, 欧洲空间局正在研究将铯、铷和铯应用到小卫星的控制上。

在上世纪 60 年代, 美国就开始发展以导电液体如甘油、碘化钠为推进剂工质的胶体推力器, 由于这种推力器使用的是稀有气体作为推进剂, 有利于长时间的储存并且能适用于长期的任务。同时该推力器比冲较高, 能提供较宽的推力和比冲范围, 是一种可应用于微小卫星的非常有发展前景的推进系统。计划于 2017 年发射的美国的“利萨”探路者航天器, 将采用美国 Busek 公司和意大利 ALTA 公司研制的胶体电推进来完成超精确无拖曳控制^[16]。

表 4 液体工质的参数

Tab. 4 Parameters of partial liquid working mediums

工质种类	原子量	密度/($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	熔点/ $^{\circ}\text{C}$	沸点/ $^{\circ}\text{C}$	电离能/ eV
铯	132.9	1.9	28.4	678.4	2.14
汞	200.6	13.6	-39.0	356.7	10.44
铷	114.8	7.3	156.6	2 060.0	5.51
铯	85.5	1.5	38.9	688.0	4.18

2.3 气体工质

目前, 在所有的电推进的气体工质中, 氦气、氖气及氩气等稀有气体由于化学性质较稳定、无毒、不易爆炸、不会对贮箱和管路造成腐蚀, 逐渐取代传统的一些有毒物质作为推进剂应用于电推进。这些稀有气体用于电推进工质的都有严格的技术指标要求^[17], 美国宇航局采购的用于离子推进的氦气指标如表 5 所示。1992 年, 俄罗斯鲍曼莫斯科国立技术大学研究者建立一个专门生产超高纯度氦和氖气的工厂, 生产出的氦和氖气的纯度能达 99.999 99%, 而杂质的含量不到 0.000 01%。

1965 年美国以氦气为推进剂, 在卫星上首次使用电阻加热推力器作姿态控制, 推力可达 2 000 mN, 比冲 1 210 m/s。1972 年, 苏联用氖气为推进剂工质, 在流星号气象卫星上, 首次使用 2 台静态等离子体推力器进行了轨道调整试验。1998 年, NASA 将离子引擎作为主力推进系

表 5 用于离子电推进的氦气指标

Tab. 5 Specifications of xenon used for ion electric propulsion

组分	技术指标
氦气	$\geq 99.999\ 5\%$
氧气	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
水	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
一氧化碳	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
二氧化碳	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
四氟化碳	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
氮气	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
氢气	$\leq 0.1\ \text{ppm}$
氩气	$\leq 2.0\ \text{ppm}$
氙气	$\leq 1.0\ \text{ppm}$
总烃 (甲烷)	$\leq 0.1\ \text{ppm}$

统的深空一号探测飞船采用氙气为推进剂, 飞行时间达 16 265 h; 深空一号的成功发射, 标志着航天史上电推进首次作为主推进剂应用在深空飞行中^[18]。2003 年, 日本发射的隼鸟号航天器以氙气为工质, 装载 4 台微波等离子体电推进系统, 消耗氙气 47 kg, 在整个飞行任务中离子电推进系统累计工作 39 637 h, 成功完成了采样返回任务; 2007 年美国发射的黎明号航天器也是以氙气为工质, 装载 3 台 NSTAR-30 离子电推进系统完成了对主带小行星灶神星和谷神星科学探测的主推进任务, 见图 2。不仅如此, 以氙气和氟气为工质的霍尔推力器发展到现在已经具有 SPT-25、SPT-50、SPT-70 及 SPT-100 等多种型号^[19], 也是迄今在空间用得最多的电推力器之一。美国 ERC 公司的在 SPT-100 推力器上, 以氙气和氟气为推进剂进行了试验研究结果表明: 氟气推力器的性能不如用氙气, 在额定工作下, 氟气的比冲低于氙气, 并且效率降低 8%, 这是由于氙气的原子量和密度要高于氟气, 并且电离能要低于后者, 具体参数见表 6。



图 2 黎明号离子推力器

Fig. 2 Ion thruster in Dawn

表 6 稀有气体工质的参数

Tab. 6 Parameters of rare gas working mediums

工质	原子量	电离能/ev	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
氙	131.3	12.13	5.9
氦	4.0	23.50	0.17
氟	20.2	20.64	0.9
氩	83.8	14.0	3.7
氙	39.9	15.80	1.7

电推进一般选用原子量高, 熔点低、密度大、蒸气压和逃逸能低的作为工质, 同时也要综合考虑其毒性、价格等因素, 当前电推进工质可以分为气体工质、液体工质和固体工质 3 大类。气体作为工质比冲高和可控性好, 但由于贮存容器过大并且容易泄漏; 固体工质易储存、无泄漏, 但工质有严重碳化现象、热破坏性强以及工质的延时蒸发和大粒子发射等问题造成推进剂的比冲小。而液体作为工质时具有安全, 比冲较大, 效率高, 可控性好等优点。不同类型的工质各有利弊, 工质的选择需要从未来工程实际应用的角度出发, 选择容易储存和能量密度较高的推进剂工质。

近年来, 我国的电推进也在飞速发展。目前, 国内研究比较多的电推进类型是霍尔电推进和离子电推进, 并且这两种电推进采用的工质主要是氙气, 氙气等气体作为工质虽然推功比大, 比冲高和可控性好, 但由于贮存容器过大并且容易泄漏, 不适用在轨微星姿态的精确控制和调整。目前为止, 国内对其他类型的电推进工质的研究和报道却较少, 而工质作为电推进的一部分, 其对电推进整体性能的影响不容忽视。因此, 加强对电推进工质等基础理论的研究, 对提升我国电推进水平, 提高我国航天技术水平在国际上的影响力奠定基础。

3 未来趋势

目前, 为满足轨道转移及深空探测等未来应用需求, 电推进正向着高功率方向发展。一方面, 随着近年来核能发电技术和太阳能供电技术的大力发展, 许多成熟高效的绿色新能源技术逐渐被应用在电推进技术领域, 能源转化效率由过去的 20% ~ 30% 上升到 60% ~ 70% 以上, 电推进功率也能基本覆盖从近地推进、深空探测到空间姿态调整等从小到大不同应用场合的功率需求, 并且这种绿色能源来源广泛, 可持续性强^[20]。此外, 大功率、高电压、快速充放电的新型超级电容器的发展也为电推进技术中工质的快速高效电离提供了另一种途径。另一方面, 除了电力能源发展以外, 以新型离子液体为代表的高性能工质

的不断出现,也为高功率大比冲电推进技术的研发提供了可能。

离子液体是有机阳离子和阴离子通过静电作用结合形成的有机盐类,其蒸汽压几乎忽略不计。离子液体的这种特殊结构满足其作为电推进工质的所有要求,并且由于离子液体的粘度极低可以大大减小喷管堵塞。此外,由于离子液体较强的可调控性,通过改变阳离子和阴离子的种类可以组合出上千种不同性能的离子液体,这些离子液体通常具有较高的能量密度和稳定性,这也为其作为电推进工质的未来发展之路奠定了基础。另外,除了纯离子液体化合物作为工质的研究之外,还有学者开始探究离子化基团修饰的石墨烯纳米衍生物、碳纳米管包合金属颗粒与等离子体、离子液体以及肼、氙、氨等传统工质中形成复合工质来进一步提升电推进工质的综合性能。由于离子化基团修饰纳米颗粒优良的分散性和稳定性,其复合工质继承了纳米颗粒的这一优势并且有助于提高工质的运行稳定性和提高能量效率。除此之外,还有学者考虑将超临界流体这一新型的物质形态应用于电推进技术中。通过改变压力和温度可以将传统的工质转变为介电常数、密度、粘度等物理化学性质超乎寻常的超临界流体,这种超临界流体在电离以及场运动方面可能有着特殊的优势,这一前沿领域也在逐步引起欧美俄等航天强国的关注和研究。

4 结束语

近年来,随着人类航天任务需求的不断增加,电推进技术也在持续发展,一方面新的电推进技术也层出不穷包括:气体动力镜推力器、真空弧推力器、吸气电磁推进、双极 PPT 及无电极等离子体等;另一方面,核电和太阳能等许多成熟高效的绿色新能源技术逐渐被应用在电推进技术领域。为了适应这些新技术的需要,电推进的工质也不断增多。一方面研究者不断探索和尝试将新的工质用于电推进,包括氦气、氮气、碘、镁、铋、离子液体、纳米颗粒、碳纳米管、石墨烯衍生物及超临界流体等,其中有些已经工程应用阶段,有的还处于试验阶段;另一方面,在传

统工质的基础上经过改性、修饰及将传统工质与新的工质进行复合形成的复合工质兼具多种工质优异的特性,因此,通过对电推进工质进行筛选和优化,进而提高电推进的性能,推动人类电推进水平再上新台阶。

目前已经应用电推进的国家包括美国、俄罗斯、欧洲、日本等,在电推进的研究和应用方面都获得了巨大成功,不同类型和不同特点的电推进在空间航天器上都获得了广泛应用。中国、韩国及以色列等国家正在制定或实施电推进应用计划。目前我国在电推进技术上与美国和俄罗斯等还有较大差距,针对目前国内电推进研究仍处于基础研究和总体设计研究的发展现状,只有加大投入,促进合作,才能缩短与世界领先水平的差距。

参考文献:

- [1] BURTON R. L. Overview of US academic programs in electric propulsion; AIAA 98-3182 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [2] CHOUERI 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.
- [3] GONZALEZ J, SACCOCCIA G. ESA electric propulsion activities [C]// Proceedings of 32nd International Electric Propulsion Conference. [S. l.]: [s. n.], 2011.
- [4] 张伟文, 张天平. 空间电推进的技术发展及应用[J]. 国际太空, 2015 (3): 1-8.
- [5] TESTOEDOV N A, YAKIMOV E N, ERMOSHKIN Y M, et al. Overview of electric propulsion activity in Russia [C]// Proceedings of 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 267-275.
- [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] 朱平. 水工质脉冲等离子体低功率推进器的设计与研究[D]. 南京理工大学, 2011.
- [8] MARTINEZ-SANCHEZ M, POLLARD J E. Spacecraft electric propulsion of an overview [J]. Journal of propulsion & power, 1998, 14(5): 688-699.

(下转第75页)

- [9] 孙小菁, 张天平, 王小永, 等. 电推进技术在全电推进卫星平台的应用研究[J]. 真空与低温, 2015(1): 6-10.
- [10] 尤政, 张高飞, 任大海. MEMS 微推进技术的研究[J]. 纳米技术与精密工程, 2004(2): 98-105.
- [11] 周悦, 公绪滨, 方涛. 硝酸羟胺基无毒单组元推进剂应用探讨[J]. 导弹和航天运载技术, 2015(4): 32-25.
- [12] 田立成, 王小永, 张天平, 空间电推进应用及发展趋势[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 7-14.
TIAN Licheng, WANG Xiaoyong, ZHANG Tianping. Application and development trend of space electric propulsion technology [J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(3): 7-14.
- [13] 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.
- [14] 杭文. 中意电推进联合实验室成立[J]. 太空探索, 2015(3): 5-5.
- [15] SCHILTGEN B, GREEN M W, GIBSON A R, et al. Benefits and concerns of hybrid electric distributed propulsion with conventional electric machines [C]// Proceedings of The 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit. [S. l.]: [s. n.], 2012: 1-19.
- [16] PERGOLA P. Semianalytic approach for optimal configuration of electric propulsion spacecraft [J]. IEE transactions on plasma science, 2015, 43(1): 305-320.
- [17] 刘文一, 白文平, 王虹. 稳态等离子体电推进技术研究现状及其关键技术[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 36-40.
LIU Wenyi, BAI Wenping, WANG Hongxuan. Development status of stationary plasma thruster and its key technologies [J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(4): 36-40.
- [18] GINN S. Enabling Electric Propulsion for Flight [J]. 2014, Soviet physics-technical physics, 2014, 52(2): 16-21.
- [19] SCHMIDT G R. NASA glenn experience in high power electric propulsion [J]. Physics of plasmas, 2015, 40(1): 300-306.
- [20] GODWIN R C, REES T. Electric propulsion for orbit transfer [J]. Journal of spacecraft, 2014, 26(3): 8-12.
- [21] 左坤, 王敏, 李敏, 等. 全电推商业卫星平台研究综述[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 13-20.
ZUO Kun, WANG Min, LI Min, et al. Research overview of commercial satellite platform with all-electric propulsion system [J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(2): 13-20.