

面向空间引力波探测任务的微推进技术研究进展

于达仁¹, 牛翔¹, 王泰卜¹, 王尚胜¹, 曾明¹, 崔凯¹, 刘辉¹,
涂良成², 李祝², 黄祥青², 刘建平², 沈岩³, 彭慧生³, 杨铨³,
宋培义⁴, 匡双阳⁴, 张开⁴, 索晓晨⁴, 黄潇博⁴, 刘旭辉⁵,
汪旭东⁵, 龙军⁵, 付新菊⁵, 高晨光⁵, 杨涓⁶, 夏旭⁶,
付瑜亮⁶, 胡展⁶, 康小明⁷, 吴勤勤⁷, 庞爱平⁸, 周鸿博⁸

1. 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001
2. “天琴计划”教育部重点实验室, 中山大学天琴中心 & 物理与天文学院, 天琴前沿科学中心, 国家航天局引力波研究中心, 广东 珠海 519082
3. 中山大学航空航天学院, 广东 深圳 518107
4. 华中科技大学物理学院引力中心, 湖北 武汉 430074
5. 北京控制工程研究所, 北京 100081
6. 西北工业大学航天学院, 陕西 西安 710072
7. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240
8. 贵州大学电气工程学院, 贵州 贵阳 550025

摘要: 微推力器是实现空间引力波探测中无拖曳控制任务的关键。本文在分析空间引力波探测无拖曳控制系统对微推力器要求基础上, 通过微推进技术原理开展分析, 梳理出了满足要求的微推力器, 包括冷气推力器、波电离离子推力器、会切磁场型霍尔推力器和场致发射推力器 4 种备选方案, 并介绍了 4 种推力器以及基于推力器的无拖曳控制国内外相关研究现状。在此基础上, 本文介绍了天琴计划开展以来针对这几种微推力器的研制进展, 并对后续应用于引力波探测的微推进技术研究方向进行展望。

关键词: 空间引力波探测; 无拖曳控制; 微推进; 会切磁场型霍尔推力器; 波电离离子推力器; 冷气推力器; 场致发射推力器

中图分类号: V439 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579 (2021) 01-0194-19

The developments of micro propulsion technology based on space gravitational wave detection task

YU Daren¹, NIU Xiang¹, WANG Taibu¹, WANG Shangsheng¹, ZENG ming¹, CUI Kai¹, LIU Hui¹,
TU Liangcheng², LI Zhu², HUANG Xiangqing², LIU Jianping², SHEN Yan³, PENG Huisheng³,
YANG Cheng³, SONG Peiyi⁴, KUANG Shuangyang⁴, ZHANG Kai⁴, SUO Xiaochen⁴, HUANG Xiaobo⁴,
LIU Xuhui⁵, WANG Xudong⁵, LONG Jun⁵, FU Xinju⁵, GAO Chenguang⁵, YANG Juan⁶, XIA Xu⁶,
FU Yuliang⁶, HU Zhan⁶, KANG Xiaoming⁷, WU Qinqin⁷, PANG Aiping⁸, ZHOU Hongbo⁸

1. School of Energy Science and Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China
2. MOE Key Laboratory of TianQin Mission, TianQin Research Center for Gravitational Physics & School of Physics and Astronomy, Frontiers Science Center for TianQin, CNSA Research Center for Gravitational Physics and Astronomy, Beijing 100094, China

* 收稿日期: 2020-11-09 录用日期: 2020-11-19 网络首发日期: 2021-01-15
基金项目: 国家自然科学基金(11927812, 11875222, 51675341); 广东省基础与应用基础重大项目(2019B030302001)
作者简介: 于达仁 (1966年生), 男; 研究方向: 空间电推进技术; E-mail: yudaren@hit.edu.cn
通信作者: 刘辉 (1981年生), 男; 研究方向: 微推力器; E-mail: huiliu@hit.edu.cn

tional Waves, Sun Yat-sen University (Zhuhai Campus), Zhuhai 519082, China

3. *School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University (Shenzhen Campus), Shenzhen 518107, China*

4. *Center for Gravitational Experiments, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China*

5. *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100081, China*

6. *School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*

7. *School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China*

8. *The Electrical Engineering College, Guizhou University, Guiyang 550025, China*

Abstract: Micro thruster is key to drag free control of space gravitational wave detection task. Based on the micro thruster demand from drag free control system of space gravitational wave detection, the principles of micro thrust technology are analyzed, which lead to the micro thruster satisfying demands including cold gas thruster, wave ionization ion thruster, Cusped field thruster and field emission thruster as alternatives. Their research status and drag free control based on them is also introduced in this paper. Based on this, the developments of Tianqin Plan on these alternatives are introduced thrusters and the future research directions of micro propulsion technologies applied in space gravitational wave detection are prospected.

Key words: space gravitational wave detection; drag free control; micro propulsion; cusped field thruster; wave ionization ion thruster; cold gas thruster; field emission thruster

1 空间引力波探测任务对微推力器的需求分析

空间引力波测量通常由相距数十万或数百万公里的三颗航天器构成等边三角形, 利用激光干涉仪测量引力波引起的测试质量间微弱长度变化, 从而反演出引力波的相关信息。为了保证激光干涉仪的高精度测距, 航天器需要提供微重力水平下高精度和高稳定性的超静平台, 但是太阳光压, 宇宙粒子以及测试质量与腔体之间的耦合效应会干扰测试质量的稳定运行, 因此需要无拖曳控制技术来实现这一要求^[1]。

无拖曳控制原理如图 1 所示, 利用推进系统实时抵消空间环境对卫星的扰动, 使得卫星能够实时跟踪内部惯性参考基准—测试质量, 最小化卫星与测试质量的相对位移, 进而尽可能降低测试质量所受非保守力加速度, 保证科学任务的正常进行。无拖曳控制系统由电容传感器等位移测量装置测量卫星与测试质量之间的相对位移, 将此信号反馈给控制器以计算需要的补偿推力, 微推力器则依据推力指令精确快速输出相应推力, 抵消非保守力, 并消除卫星与测试质量之间的位移误差^[2]。作为无拖曳控制系统的执行机构, 微推力器的输出性能很大程度上制约着无拖曳控制水

平。由此可见, 微推力器是实现无拖曳任务的关键。

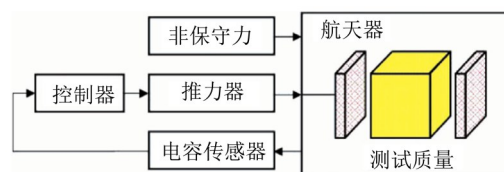


图 1 无拖曳控制框图^[3]

Fig. 1 The diagram of drag free control^[3]

执行引力波探测任务的航天器在所处轨道上受太阳光压、宇宙辐射等干扰力为 μN 量级, 受卫星姿态、轨道及空间环境的变化, 干扰力也可能产生 $0.1 \mu\text{N}$ 量级的连续变化, 为了实时补偿这些非保守力, 需要推力器具有推力宽范围调节、高分辨率、低噪声、快输出的能力。同时为了保证任务周期, 一般需要推力器实现工作寿命大于 10^4 h ^[4], 这些要求对微推力器提出了严苛的挑战。以欧空局空间引力波激光干涉天线任务 LISA (Laser Interferometer Space Antenna) 为例, 其所需要的推力指标为: 推力调节范围 $5\sim 30 \mu\text{N}$, 分辨率小于 $0.1 \mu\text{N}$, 噪声低于 $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$, 寿命大于 $35\ 000 \text{ h}$ ^[5]。

和其他的空间推进装置一样, 微推力器所产

生的推力仍然遵从于动量守恒方程,也就是说微推力的的大小由喷射的工质流量和比冲(正比于工质喷流速度)共同决定。为了提高系统的有效载荷,一般希望提升推力器的比冲,从而减少工质的携带量。目前航天器采用的推进装置类型可分为化学推进、冷气推进和电推进。化学推进利用燃料燃烧的化学反应释放能量,并通过喷管加速气体工质。冷气推进通过将高压存储的工质,一

般为 N_2 通过拉法尔喷管喷出从而产生推力。电推进器是利用电能加热或电离推进剂加速喷射而产生推力。可以发现,空间推进的种类多种多样,那么是否这些种类的推力器都可以应用于空间引力波探测任务,各种推力器类型具有什么工作特点呢?这需要通过微推力器的原理进行梳理来得到结论,如图 2 所示。

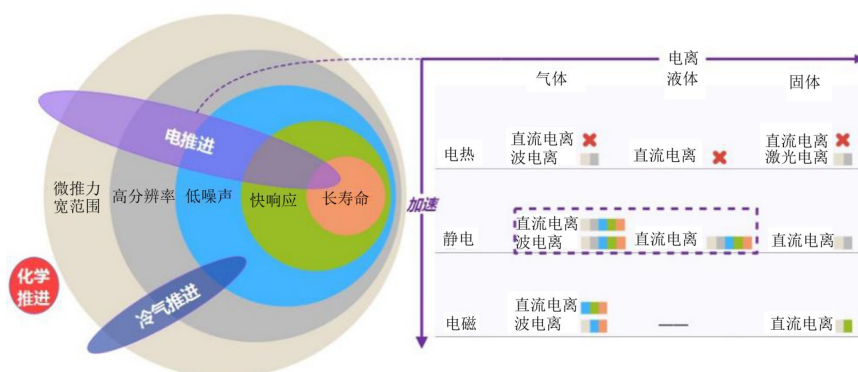


图 2 微推进技术分类

Fig. 2 The classification of micro propulsion

(1) **化学推进**: 化学推进需要采用燃烧室,小尺度下点火困难,推力的稳定性也很难满足要求,因此难以实现小推力宽范围调节,无法适用于引力波探测任务。

(2) **冷气推进**: 冷气推进虽然响应速度较慢,比冲较低,需要携带更多工质以提高寿命,但其装置结构简单,技术成熟,因此成本较低,风险较低,整体费效比也相对较低。此外,冷气推进具备小推力宽范围调节,低噪声的特点,基本任务满足要求,可以通过技术改进其响应速度较慢、比冲较低的缺点使其具备完成引力波探测任务的潜力^[6-8]。

(3) **电推进**: 电推进装置可以分为电热式、静电式和电磁式 3 大类,可以采用气体、液体或固态工质,因此种类繁多,工作原理大相径庭。但这些电推进类型均可以采用电离和加速两大过程进行总结,电离是为了在较低功率代价的条件下实现工质的高效电离,加速则是为了进一步通过对带电粒子施加作用力,使带电粒子加速喷出产生推力。为了满足空间引力波探测的需要,需要保证在微流量条件下的电离和加速效率,同时满足噪声、分辨率、寿命、响应速度等其他指标的要求。

对于气体工质来说,通过电子轰击原子产生

碰撞电离,磁约束放电以及基于电磁波注入的波电离方式是常规的电离手段,但微牛级推进会面临推力器流道尺寸过小的问题,电离产生的带电粒子与推力器壁面的相互作用会大幅度增加,由此会造成壁面损失增加,效率降低,甚至出现放电不稳定。熄火等问题;一般可以采用平行于壁面的磁场,有助于电子向阳极传导,稳定放电过程,同时尽可能减弱壁面损失、保持放电效率;液体工质则可以通过在工质表面施加强电场,利用强电场产生场致电离,避免了气体工质小尺度碰撞电离困难,壁面损失大等问题,因此具有很高的电离效率;固体工质电离过程较为复杂,一般需要注入较高能量,让固体工质烧蚀后进行碰撞电离;激光或电火花放电是两种常用的电离固体工质的手段,这两种方式一般通过脉冲放电,推力稳定性较差,因此不适用于空间引力波探测任务。

电离产生的带电粒子一般可以通过电热、静电或者电磁加速引出产生推力。电热加速主要应用于大推力场合,一般效率较低,电极的烧蚀也存在较大问题。静电加速方式通过在栅极上施加负偏压引出离子,而电磁加速则通过在通道内施加电磁力引出准中性的等离子体。静电和电磁两种加速方式互有优缺点,是目前最常见的两种加

速方式,也都具有在空间引力波探测任务中引用的可能性。

根据上面的分析发现,除了冷气推力器以外,基于磁约束或电磁波注入的电离方式、结合静电或电磁加速方式、采用气体或者液体工质的推力器类型,是可能应用于空间引力波探测的微推进类型。具体而言,包括冷气推力器、波电离离子推力器、会切磁场型霍尔推力器、场致发射推力器。

在 LISA 计划研制过程中, LISA 团队同样针对微推力器的选型进行了大量调研和分析。在 2017 年发表的 LISA 任务提议中首次提出了可用于空间引力波探测的 4 种微推力器类型,包括冷气推力器、胶体推力器、射频离子推力器和会切磁场型霍尔推力器,如表 1 所示。其中胶体推力器是一种以离子液体为工质的场致发射推力器,射频离子推力器据其放电原理属于波电离离子推力器。所以本文从物理角度对可用于引力波探测任务的微推力器的选型分析结果与 LISA 团队判断一致,说明微推力器类型选择是合理适宜的。

表 1 LISA 2017 年任务提议中微推力器选型

Table 1 The micro thruster type in 2017 task of LISA

推力器类型	技术等级
冷气推力器	9
胶体推力器	7 (针尖), 5 (工质运输系统)
射频离子推力器	4
会切磁场型霍尔推力器	3

由于空间引力波探测任务无拖曳控制的超高精度需求,对微推力器的指标要求相对于其他任务的指标也有本质区别。对于微推进的其他应用场合,例如航天器轨道保持和姿态修正等任务,一般要求比冲和效率高,以节省燃料;羽流发散角小,以减小带电粒子与航天器的相互作用。而空间引力波探测任务对微推力器噪声、分辨率、响应时间和推力调节范围的要求异常苛刻,因此为了保证实现这些指标,比冲和效率等这些常规指标是可以牺牲的。例如 LISA Pathfinder 上搭载的冷气推力器,其比冲就只有不到 70 s,但噪声、分辨率、响应时间和推力调节范围基本满足任务要求,因此冷气推力器在空间引力波探测这种应用场合是适用的。

需要强调的是,微推进系统所产生推力受到流量电压波动、外部温度环境、电磁环境、壁面

形貌变化等各种因素的干扰,这造成微推进指标的实现非常困难。例如在微推力器开环工作时,常伴随推力漂移、噪声过大等问题。为了保证微推进系统在整个任务周期内的指标要求,需要通过精密反馈控制方法,尽可能实现微推力器的可调可控设计,通过对推力的准确辨识和控制系统设计,保证外界环境干扰下在整个任务周期内微推进系统的指标都满足要求。

本文基于空间引力波探测任务需求和微推进工作原理分析,首先明确了适用的微推力器类型,分析了微推力器设计的主要矛盾,提出了基于精密反馈控制的微推力器设计和控制方案。之后,介绍了这几种微推力器的研究现状。在此基础上,重点针对天琴计划开展以来这几类推力器的研制进展进行了描述。最后总结了未来的重点发展方向。

2 引力波探测微推进发展现状

通过任务分析发现,空间引力波探测任务对微推力器提出了小推力宽范围调节,快响应速度,高分辨率,低噪声和长寿命的要求。从各类微推进技术原理角度出发,分析得到了冷气推力器,波电离离子推力器,会切磁场型霍尔推力器和场致发射推力器四种备选方案,在此基础上本节针对这几种微推进技术面向引力波探测方面的发展现状进行了梳理,具体描述如下。

2.1 冷气推力器

冷气推力器,主要由电磁阀和喷管组成,是一种结构简单,技术成熟的推力器^[9]。冷气推力器具备小推力宽范围调节,低噪声的特点,但响应速度较慢,比冲较低,实际应用时应注意冷气推力器的过滤器、减压器、压力传感器及多种阀门的设计,以保证冷气推力器能够做到流量的宽范围精确调节。目前,典型的冷气推进系统如图 3 所示。贮箱内存储高压气体,加排阀开启后,经过过滤器过滤和两级减压装置进入冷气推力器,在推力器中将高压气体的内能转换为动能,产生推力。目前,随着微小卫星的不断发展,冷气推进技术向着提高性能、降低功耗、小型化、集成模块化方向不断发展^[10]。

近些年来,在空间引力波探测等高精度测量任务牵引下,冷气推力器开展微牛级设计并广泛应用。2016 年欧空局发射的 LISA Pathfinder 卫星平台,布置了 12 台微牛级调控装置,实现了小于

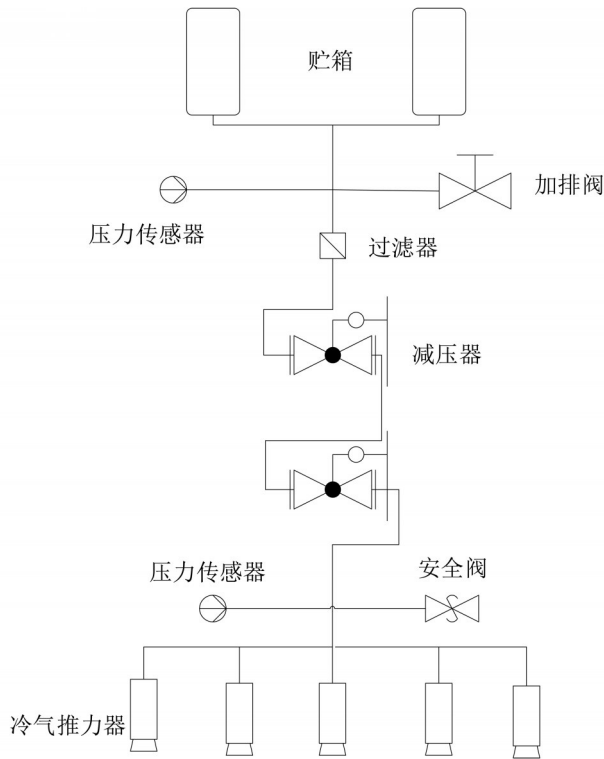


图3 冷气推力器实物图

Fig. 3 Schematic of cold gas thruster

$3 \times 10^{-10} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 的残差差分加速度噪声^[11]。目前 NASA 和 ESA 都在积极开展下一代超高精度无拖曳控制卫星鹏泰的规划和研制工作。ESA 在 GOCE 的基础上提出了下一代重力场测量卫星 NGGM, 并将微牛级冷气推力调控技术作为优选方案^[12-14]。

应用于引力波探测等高精度任务的微牛级冷

气推力器需要具备两种关键技术, 分别为极小推力冷气变推力技术和微流量控制技术。LEONARDO 公司已在 GAIA 和 LISA Pathfinder 等卫星上实现小推力冷气推力器的变推力调节技术, 控制原理如图 4 所示。

冷气变推力模块包含压电比例推力器和质量流量传感器两个部分。模块根据上位机指令, 先将推力换算为流量, 然后根据质量流量传感器反馈值调节带喷嘴的比例阀的喉部面积, 使气体收敛至设定流量, 从而实现推力的闭环控制^[15]。目前, 微流量控制技术方面, 压电比例阀驱动是首选方案, 这种阀门利用了压电元器件的逆压电效应, 具备绿色, 低功耗、高精度、高分辨率、低电磁干扰等优点, 因此广泛应用于高精度流量控制场景^[16]。

2.2 波电离离子推力器

波电离离子推力器的工作原理如图 5 所示, 电磁波将能量馈入到放电室内的电子, 进入放电室的工质气体与高能电子碰撞发生电离, 产生的离子被栅极间的强电场加速喷出, 从而产生推力。波电离离子推力器的关键技术在于能量的馈入, 能量馈入使得低工况下的电离率等性能参数得到了提升, 但同时也提高了推力器及其系统的复杂度, 降低了系统的可靠性, 而且馈入效果不好会造成能量的浪费, 在实际应用中, 要适当选择馈入方式, 以避免能量浪费。按能量馈入方式的不同, 可分为射频离子推力器和电子回旋共振离子推力器 (ECRIT)^[17-19]。

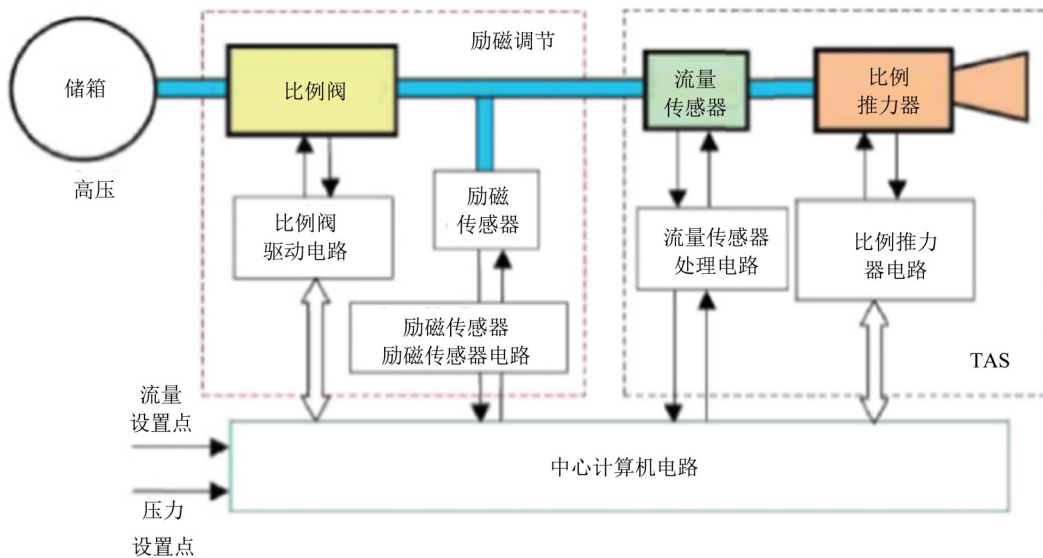


图4 极小推力冷气变推力推进技术

Fig. 4 The large thrust range technology of micro cold gas thruster

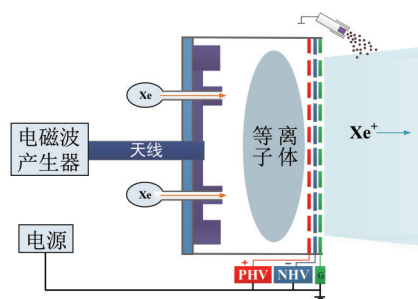


图 5 波电离离子推力器工作原理图

Fig. 5 The work principle of wave ionization ion thruster

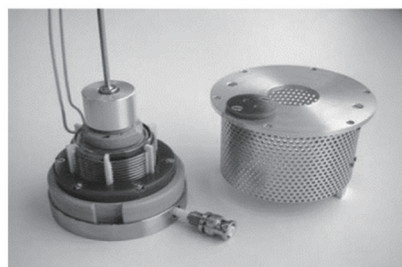
射频离子推力器是将射频能量传输至射频天线，在放电室内感应出轴向涡流电场对电子进行加速并电离气体工质。吉森大学最早开展毫牛级大功率射频离子推力器研究，开发了 RIT-10 等一系列型号，推力覆盖 10~500 mN^[20-24]。21 世纪以来，在 LISA 等微牛级推力需求牵引下，吉森大学设计了 RIT-4 和 RIT-2 两款微牛级推力器，如图 6 (a, b) 所示，可实现 10 μ N 推力输出。其中 RIT-4 推力在束流电压为 1000~1400 V 时可达 230 μ N，对应比冲 3 850 s，利用 PID 对束流进行反馈控制，显示在微牛级推力的稳定性，如图 6 (c) 所示。此外，Busek 公司^[25-26]，南安普顿大学^[27]和宾夕法尼亚大学也开展了微牛级射频离子推力器设计和热力学仿真研究。

目前国内中科院力学所开展了应用于未来地球重力场测量和引力波探测任务的射频离子推力器研究，研制了 μ RIT-2, μ RIT-2.5, μ RIT-4^[29]等型号，其中 μ RIT-2 (19 孔) 实现 50~253 μ N 调节，推力 253 μ N 情况下比冲达 1 800 s。国内射频离子推力器作为无拖曳控制主份执行器搭载“太极一号”首次实现在轨推力调节验证，实现了 1.5~60 μ N 的推力调节，噪声低于 0.2 μ N/Hz^{1/2}，分辨率为 0.5 μ N，响应时间小于 50 ms，比冲大于 60 s。

ECRIT 通过将微波馈入到放电室内，在特定区域的电子回旋运动与微波共振，从而加速电子并电离工质。日本计划 2027 年开展引力波探测，静冈大学与东京大学合作针对基于引力波探测的无拖曳控制任务设计了微牛级 ECRIT- μ 1 (图 7 (a) 所示)，可实现 20~316 μ N 推力输出 (图 7 (b) 所示)，通过采用输入微波功率反馈控制，实现微波的稳定输出，0.1~1 Hz 频段内，推力噪声低于 0.2 μ N/Hz^{1/2} (图 7 (c) 所示)，验证了微牛级 ECRIT 在引力波探测任务的可行性^[30]。

2014 年这款推力器搭载微小卫星 HODOYO-

(a) RIT-4实物图



(b) RIT-2实物图



(c) RIT-4长时间工作温度及最后推力

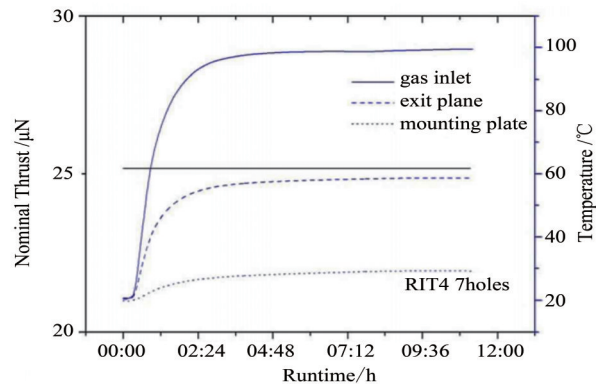
图 6 (a) RIT-4实物图, (b) RIT-2实物图, (c) RIT-4长时间工作温度及最后推力^[28]

Fig. 6 (a)RIT-4, (b)RIT-2,

(c) temperature and final thrust after long work^[28]

SHI-4^[31]和 PROCYON 完成在轨测试^[32]，验证了微牛级 ECRIT 作为微小卫星动力系统的可行性。为了更好地设计微牛级 ECRIT，横滨国立大学^[33-34]，九州大学^[35]和东京大学^[36]分别基于模拟和光谱等实验手段对推力器内等离子体密度等参数进行诊断。

2.3 会切磁场型霍尔推力器

霍尔推力器通过与壁面垂直的径向磁场来约束电子，实现电子与工质的碰撞电离，产生离子经电场加速喷出形成推力。径向磁场虽然能够有效地约束电子，但造成电子迁移率较低，无法实

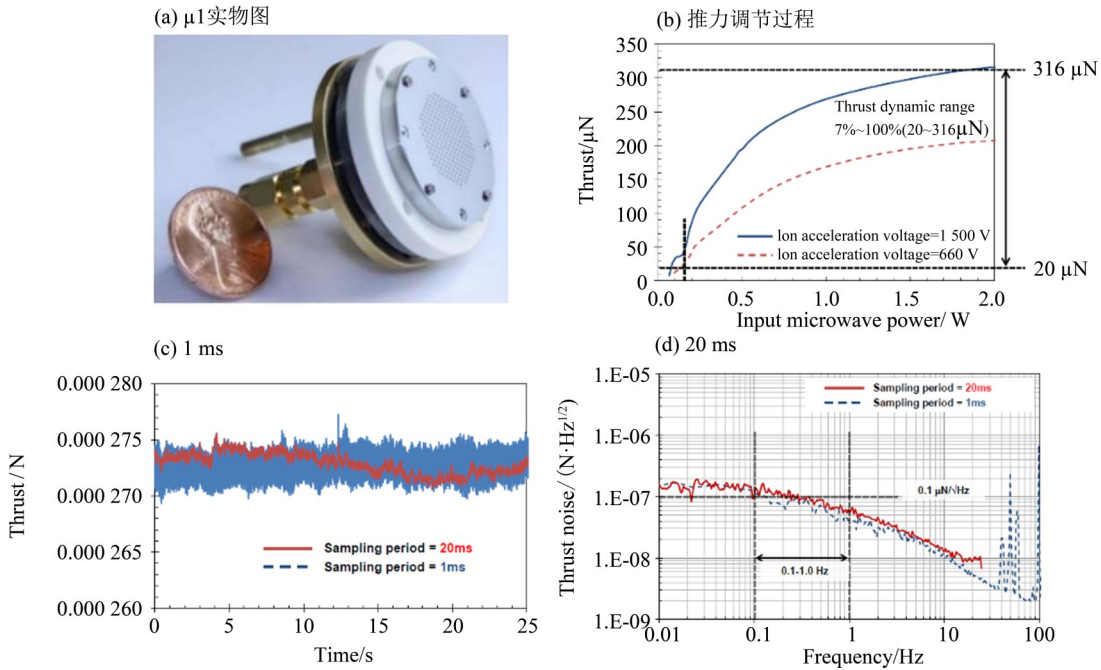


图7 (a) $\mu 1$ 实物图, (b) 推力调节过程, (c) 1 ms 和 20 ms 采样时间推力噪声测量
Fig. 7 (a) $\mu 1$, (b) thrust adjustment process, (c) thrust noise measurement at 1ms and 20 ms

现推力的宽范围调节。改进的会切磁场型霍尔推力器则能有效地解决这一问题。

会切磁场型霍尔推力器由德国的 THALES Electron Devices GmbH (TEDG) 提出^[37], 工作原理如图 8 所示。在会切磁场型霍尔推力器中, 相邻永磁铁同极相对, 从而产生会切场的磁场位型, 以束缚电子, 增加通道内部的电离程度^[38-39]。会切场的磁场位型在大部分区域磁场均平行于壁面,

结合磁镜效应对等离子体进行约束, 能够减少等离子体与壁面的相互作用, 增加会切磁场型霍尔推力器的寿命, 增强微流量推力大范围连续可调过程中的稳定性^[40]。会切磁场型霍尔推力器使用的永磁铁易受温度等环境因素影响, 因此在应用过程中需选用高一一致性、高稳定性的永磁铁, 同时注意保存环境。

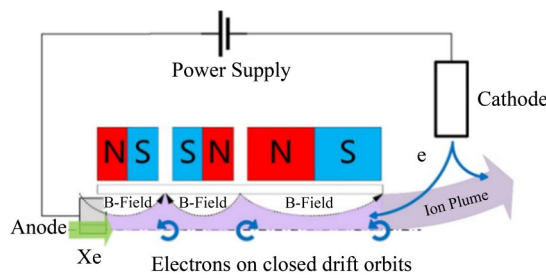


图8 会切磁场型霍尔推力器工作原理^[41]

Fig. 8 Work principle of cusped field thruster^[41]

德国的泰勒兹公司最早开展会切磁场型霍尔推力器研究, 但主要集中在中、大功率推力器设计, 研制出 HEMP-T3050 (50mN@1500W) 和 HEMP-T30250 (250mN@7000W) 两款推力器^[42]。其中, HEMP-T3050 系列的 DM7 样机实现了 5~150 mN 的连续可调推力, 跨两个数量级的宽范围调节能力, 显示出了会切磁场霍尔推力器小型化的潜在可能。与此同时, MIT 的 Courtney et al^[43] 针

对会切磁场型霍尔推力器的放电机理、模式转换、等离子体行为等开展了研究, 揭示出了一部分会切磁场型霍尔推力器的典型特性如羽流形貌演化、电势分布及离子加速过程等。在小型化推力器任务需求牵引下, 斯坦福大学的 MacDonalld et al^[44] 研制并报道了他们研制的小型化会切磁场型霍尔推力器 CCFT, 其实现了 25~250 W 功率范围内的连续调节。在放电电压 300 V, 阳极流量 8.2 sccm

(氦工质)下, 其实现了 4.6 mN 的推力。之后, 德累斯顿工业大学开展会切磁场型霍尔推力器的小型化研究, 开发出 Full Size NG- μ HEMPT 和 Miniaturised NG- μ HEMPT 两款推力器, 分别可实现 6~4 800 μ N 和 29~86 μ N 的推力输出^[45]。国内哈尔滨工业大学于达仁团队同样开展了会切磁场型霍尔推力器的小型化工作。其中, 面向地球重力场探测任务, 研制了小功率会切磁场型霍尔推力器 CFT, 其实现了 1~15 mN 的连续可调推力^[46]。而面向引力波探测任务, 其设计的 μ CFT 推力器实现了 1.8~112.8 μ N 的连续调节输出, 推力器闭环控制可有效降低噪声, 具备应用于无拖曳控制任务的

可能^[47]。

2.4 场致发射推力器

场致发射推力器原理如图 9 所示, 液体工质经比例阀控制流量后流至发射极前端, 在一定电压与流量条件下形成射流, 尖端局部电场迅速增强使离子获得足够的能量后发射, 离子与工质经静电加速后高速喷出, 形成推力^[48-49]。场致发射推力器具备推力下限低、宽范围可调、精度高、比冲高等优点, 但存在腐蚀与寿命问题。在实际应用过程中, 场致发射推力器效果受液滴大小影响, 应严格控制发射极等部件的加工精度。按工质的种类可分为非金属场和金属工质场发射推力器。

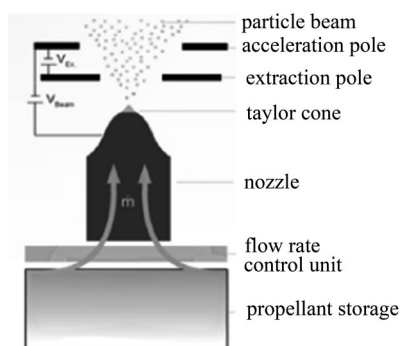


图 9 场致发射推力器工作原理图^[50]

Fig. 9 Work principle of field emission field thruster^[50]

非金属液体工质场发射推力器一般采用强极性液体作为工质, 也被称之为胶体推力器。空间引力波探测技术验证卫星 LISA Pathfinder 搭载了 8 台 Busek 公司研发的 ST-7 胶体电推进器并成功完成飞行测试, 在轨实现了 0.1 μ N/Hz^{1/2} 的推力噪声水平, 4.35~35.8 μ N 的推力变化范围和 0.08 μ N 的推力分辨率水平, 证明其推力性能达到空间引力波探测卫星的需求^[51], 但也暴露了微型阀制造不合格, 推力器腐蚀等问题。针对此, 有研究者在微型阀设计等方面进行了研究^[52-53]。Busek 同时完成了 3 300 h 的寿命试验^[54-55]。国内华中科技大学、清华大学、北京航空航天大学等单位开展微牛级胶体推力器研究。2002 年清华大学报道了一款基于 MEMS 的胶体电推进器, 可产生 6.8 μ N 的推力和 μ N \cdot s 量级的单脉冲冲量^[56], 华科团队设计的样机推理输出为 8.14~84.4 μ N, 并进行推力控制系统设计, 为后续型号研制奠定基础。

金属工质场发射推力器采用液态金属作为工质。ARCS (Austrian Research Center Seibersdorf) 和 Alta 公司分别开展铟和铯 FEEP 的研究。铟 FEEP 方面, ARCS 研制了 FEEP-25、FEEP-100 等

多款超高精度铟 FEEP 推力器样机, 如图 10 所示。其中, FEEP-25 推力器的推力为 1~25 μ N^[57], In-FEEP-100 工程样机推力为 0.1~100 μ N, 推力分辨率 0.01 μ N, 推力噪声在 1 000 s 内小于 0.15 μ N^[58-59]。为满足 LISA Pathfinder 任务的 100 μ N 推力的要求, ARCS 于 2007 年研制了含有 9 个针式 FEEP 推力器的簇, 并针对性地进行了 3 650 h 实验, 实验结果符合 LISA Pathfinder 的使用要求^[60-61]。此外, 上海交通大学也设计两款针式铟 FEEP 原理样机, 最大推力分别为 2 μ N 和 60 μ N。

Alta 公司开展了铯 FEEP 的研究, 先后推出了 FEEP-5 和 FEEP-150 等产品。FEEP-5 推力范围为 1~100 μ N, 于 2005 年完成飞行样机鉴定^[62]。之后为了满足 LISA Pathfinder 等高精度空间测量任务, 设计了 FEEP-150, 推力范围为 0.1~150 μ N, 比冲为 4 000 s, 最大推进剂质量为 92 g^[63], 并于 2012 年完成了针对 LISA Pathfinder 任务的 3 515 h 的寿命测试^[64-65]。

2.5 基于微推力器的无拖曳控制研究现状

微推力器作为无拖曳控制系统的执行机构, 控制律影响着微推力器的功能, 而微推力器性能

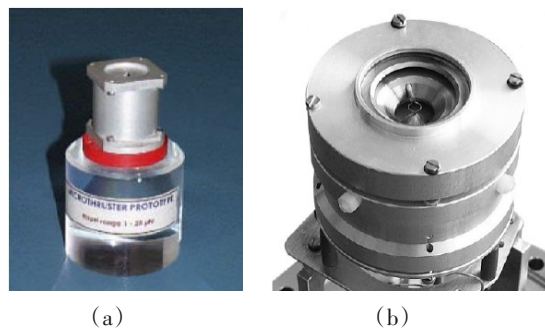


图 10 ARCS 研制的 FEPP (a) FEPP-25, (b) FEPP-100
Fig. 10 (a) work FEPP-25, (b) FEPP-100 developed by ARCS

影响着控制律的作用效果。基于微推力器的无拖曳控制要求推力器具有推力宽范围调节、高分辨率、低噪声、快输出的能力,而推力器本身的限制要求控制方法能够提升系统鲁棒性,并且能够处理非线性问题。

基于微推力器特性的无拖曳控制系统建模,是微推力器研究的重要一环,对于理解无拖曳控制对微推力器需求,以及评估微推力器实际工作参数对无拖曳控制系统的影响均具有重要意义,欧美等国在这方面进行了大量工作。

Maghami et al^[66-67] 在研究中采用推力器噪声为强度 $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ 的白噪声模型,针对 LISA Pathfinder 中的 ST7-DRS (Space Technology 7, Disturbance Reduction System) 系统,使用经典方法对耦合姿态、无拖曳的 7 个自由度设计了 PID 控制器,随后对包含航天器和两个测试质量块在内的 18 个自由度进一步设计了 PID 控制器。其团队对于由推力器噪声、测量噪声和外部干扰而对测试质量块产生的影响进行了评估验证,仿真结果表明在 1~30 mHz 频率范围内,航天器相对于测试质量块的位移低于 $10 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$,质量块的残余加速度小于 $3 \times 10^{-14} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 。但这项研究并没有针对实际的推力器噪声频谱进行优化设计,也没有考虑推力范围限制,仅仅是在频域上对于系统的稳定裕度进行了分析。

由于 PID 控制器的阶次有限,其参数调整对于系统的性能优化能力有限,所以只能作为在方案设计中的初步性能估计,对于高精度的科学实验平台难以满足要求。为了应对复杂的空间环境,增强系统的鲁棒性能,采用 H_∞ 方法将频域性能指标转换为对灵敏度函数的需求,以满足系统鲁棒性要求。

Fichter 和 Gath 等^[68-69] 在基于场发射推进器

(FEPP) 的 LISA Pathfinder 控制研究中,首先将卫星动态模型(姿态、无拖曳和静电悬浮控制)进行解耦处理,再将每一个解耦回路的频域性能指标转化为对闭环系统灵敏度函数的要求,并在设计过程中考虑频段 ($10^{-4} \sim 1 \text{ Hz}$) 下不同的推力噪声水平(当推力小于 $25 \mu\text{N}$ 时噪声水平低于 $0.1 \times 10^{-6} \text{ N}/\text{Hz}^{1/2}$,反之低于 $0.5 \times 10^{-6} \text{ N}/\text{Hz}^{1/2}$),然后利用 H_∞ 回路成形技术进行鲁棒控制器设计,仿真结果表明控制器既满足无拖曳控制回路要求,也满足测试质量块残余加速度要求(小于 $3 \times 10^{-14} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$),但设计分析中并没有考虑推进器的推力范围限制。

Saage 等^[70] 考虑到推力范围和推力转换速率对于线性控制器设计的限制,提出了一种在控制器设计过程中直接考虑限制因素的设计方法,控制设计以胶体微推力器为执行机构,考虑其在质量流控制下的推力范围为 $5 \sim 30 \mu\text{N}$,以及最大 $0.8 \mu\text{N}/\text{s}$ 的推力转换速率,将单个推力器的限制因素分配到单个回路中,同时考虑推力器的噪声频谱优化(闭环系统的灵敏度函数要求),通过控制推力器的质量流和推进剂场电压来设计标准 H_∞ 控制器设计,再根据实际系统要求对控制器参数进行了优化,并用 LISA Pathfinder/ST7 任务背景进行了验证,结果表明质量流和电压驱动能够显著改善性能,同时保持推进器不超出范围限制。

3 天琴计划微推进技术研制情况

微推进系统是空间引力波探测的关键技术之一,国内在该方向的研究水平距离国际先进水平还有一定差距。2014 年由中山大学率先在国内提出了天琴计划,旨在开展我国的空间引力波探测任务,对相关的关键技术和科学问题开展研究,其中微推进系统的研究是其中一项重要的工作。

天琴计划开展以来, 相关单位从面向空间引力波探测的微推进任务分析出发, 开展了冷气推力器、波电离离子推力器、会切磁场型霍尔推力器和场致发射推力器 4 种微推力器的研制, 并取得了关键技术突破, 下面具体描述。



图 11 0.5~50 μN 冷气推力模块
Fig. 11 0.5~50 μN cold gas thruster

在小推力调控装置方面, 北京控制工程研究所基于大挠度弹性理论和流体边界滑移理论研制出了用于微流控的压电比例阀, 其核心部件长寿命无拖曳航天器用分布式压电驱动组件, 该驱动组件采用独特的精确预载技术、冗余布局技术、新型放大保持架技术和驱动方法, 并实现在轨应用。基于前馈模型的快速响应控制算法, 在轨实现了推力收敛。2019 年首次在轨使用冷气推力闭环调控装置成功开展了 50 余组加速度、位移无拖

3.1 冷气推力器研制情况

北京控制工程研究所面向引力波探测任务, 开展了微牛顿冷气推力调控技术研究, 并在“天琴一号”上实现在轨验证, 设计的冷气推力器模块如图 11 所示。这项技术的关键点在空间宽调节比小推力调控装置设计及控制算法两方面。

曳控制, 为我国空间无拖曳航天器的探索任务发展奠定了基础。

天琴一号上所搭载的冷气微牛顿推进器的推力分辨率约为 $0.1 \mu\text{N}$ 。在轨实验测量的结果表明, 推力能够实现从 $1\sim 60 \mu\text{N}$ 的精确调节, 结果如图 12(a) 所示。惯性传感器测得实际推力 F_{act} 与指令给定的推力 F_{cmd} 能很好地吻合, 如图 12(b) 所示^[8]。对于微牛顿推进器输出保持不变的时期, 发现推力的整体噪声在 0.1 Hz 时为 $0.3 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ 。

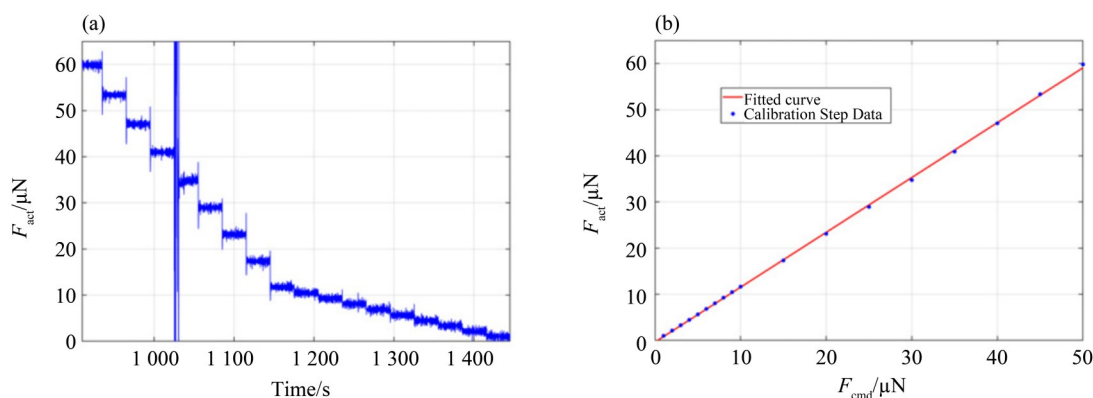


图 12 指令力 F_{cmd} 与实际力 F_{act} 的线性拟合

(a) 惯性传感器对微牛顿冷气推进器的在轨校准, (b) 惯性传感器测得的微牛顿推进器 $1\sim 60 \mu\text{N}$ 的动态范围

Fig. 12 Linear fitting of the command force F_{cmd} and the actual force F_{act} (a) in-orbit calibration for the micro-Newton cold-gas thruster by the inertial sensor, (b) dynamic range of the micro-Newton thruster from $1\sim 60 \mu\text{N}$, measured by the inertial sensor

3.2 波电离离子推力器研制情况

西北工业大学设计了 2 cm ECRIIT 离子推力器, 为了能够实现小推力下宽范围调节, 西工大团队采用了模拟和光谱诊断等手段开展磁路和天线位置等参数的影响研究, 以此为基础对推力器进行优化设计。

2015 年, 西北工业大学开展了 2 cm 微推力 ECRIIT 离子源和中和器的静磁场和微波电磁场的数值计算研究^[71], 设计出第一套氩工质 2 cm ECRIIT 离子源^[72], 放电如图 13 所示。

近年来, 在空间引力波探测任务需求下, 西工大开展了 2 cm ECRIIT 的推力调节实验研究。实

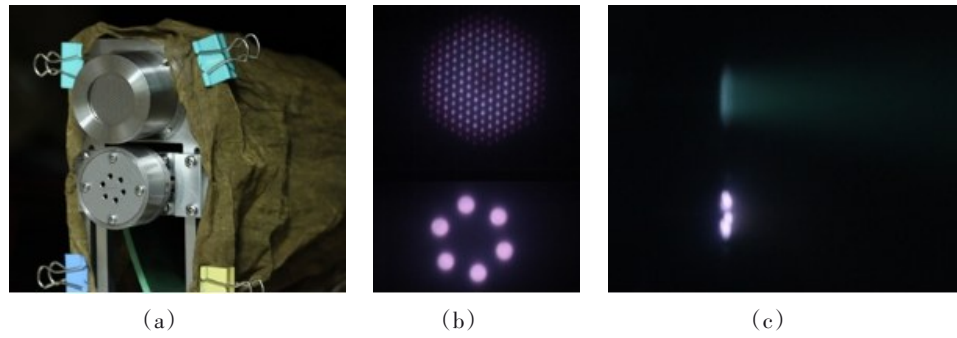


图 13 2 cm 氙工质 ECRIT (a) 样机 (b) 放电 (c) 中和实验

Fig. 13 2 cm ECRIT based on Xe (a) thruster device (b) discharge image (c) neutralization experiment

验结果表明：减少离子源内等离子体极低密度区对应的栅极孔数量能够将推力下限降低至 $1 \mu\text{N}$ ，并保持推力上限大于 $100 \mu\text{N}$ ；优化后的 2 cm ECRIT 离子源在流量 0.1 sccm 、微波功率 $0.5 \sim 2.0 \text{ W}$ 、加速电压 $150 \sim 1850 \text{ V}$ 条件下，推力可在 $1.38 \sim 139.18 \mu\text{N}$ 的范围内推力连续调节，如图 14 所示。

为优化推力器设计，西工大针对 2 cm ECRIT 开展了模拟和实验研究。实验方面，西工大开展了不同磁路和天线位置的研究^[73-74]，结果表明中和器对离子源束流引出的影响较小；功率和流量为 1 W 、 0.1 sccm 的中和器与功率和流量为 2 W 、 0.3 sccm 的离子源能良好匹配工作，性能指标为离子束流 5.3 mA 、放电损耗 337.5 W/A 、推进剂利用率 24.7% 、推力 $368.6 \mu\text{N}$ 、比冲 1277.6 s 、中和器耦合电压 17.4 V 。同时，西工大采用朗缪尔探针对 2 cm ECRIT 离子源进行诊断^[75]，结果表明，在相同的功率和气体流量下，磁路会影响等离子体参数的峰值及其分布。模拟方面西工大采用二维三速度分量全粒子 PIC/MCC 方法对 2 cm ECRIT 离子源进行不同磁路结构的数值模拟研究。研究发现，当 ECR 区位于天线下游时，栅极前等离子体密度较高，故离子源的引出束流模拟得到的等离子体形位分布与实验诊断的相吻合。

3.3 会切磁场型霍尔推力器研制情况

哈工大从 2011 年开始开展会切磁场型霍尔推力器的研究，对推力器结构参数的影响进行研究来匹配磁场设计，同时采用附加电离手段解决低工况下电离率低的问题。

哈工大设计的会切磁场型霍尔推力器如图 15 所示，实验结果表明， 4 mm 口径会切磁场型霍尔推力器在 $0.15 \sim 0.25 \text{ sccm}$ 气体流量、 $150 \sim 350 \text{ V}$ 阳极电压下，推力可实现 $1.8 \sim 112.7 \mu\text{N}$ 范围的连续

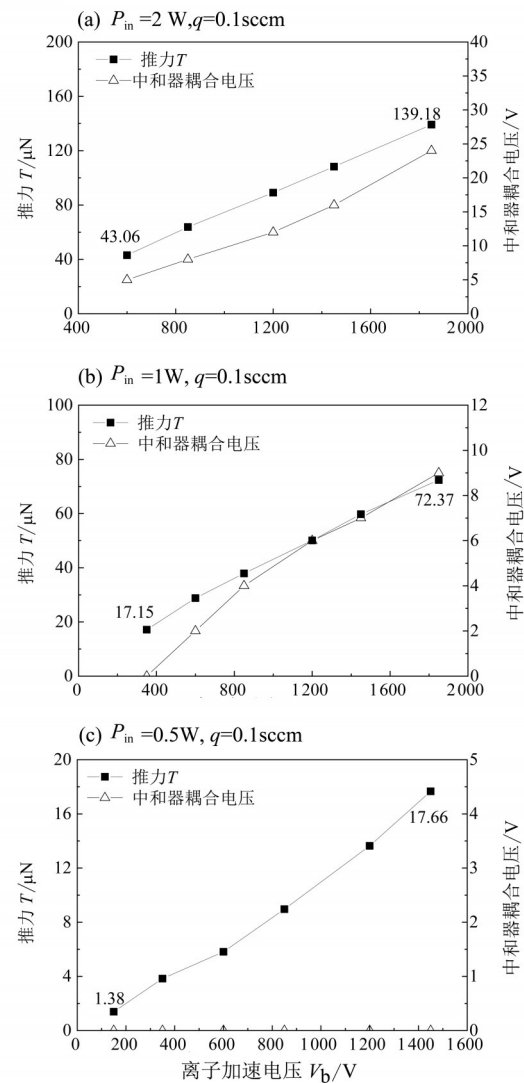


图 14 ECRIT 推力随屏栅电压的变化情况

Fig. 14 ECRIT thrust change with grid voltage

可调。

在工质流量下降、推力器尺寸缩小的条件下，会切磁场型霍尔推力器工作的工质流量下限、工作电压下限以及工作性能均受到限制。因此，哈

工大基于微牛级会切磁场型霍尔推力器开展了附加电离调节手段的研究。实验证明, 采用附加电离手段可以实现推力器在小流量工况下电离过程的增强, 大大降低了推力器工作的工质流量下限, 使推力器可以实现在 0.04 sccm 下的有效工作, 相比于目前国际上现有的会切磁场型霍尔推力器下降了近一个数量级。推力器实现了低流量下 2~30 μN 连续可调的能力。在可调节参数中, 阳极电压由于调节效果平滑, 响应速度快, 模式稳定性好,

成为了最理想的首选调节参数^[76]。

此外, 哈工大开展了会切磁场型霍尔推力器的闭环系统设计, 流程如图 16 所示。考虑到工质流量供给系统属于大惯性环节, 时间常数为 s 量级, 远超推力器闭环控制周期, 因此工质流量采用基于推力指令的开环调节策略, 实现推力的粗调。阳极电压作为放电参数, 可以快速精确调节。所以阳极电压采用闭环控制结构, 高精度实现推力指令。

(a) 直流型会切磁场型霍尔推力器



(b) 推力调节范围

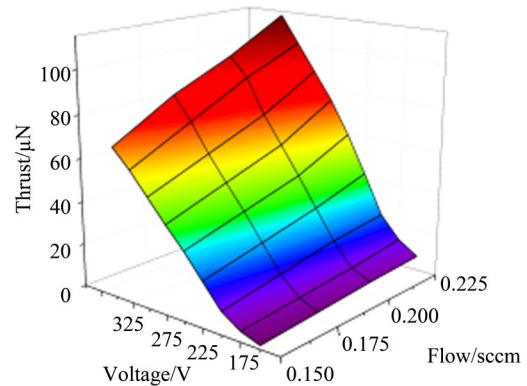


图 15 (a) 直流型会切磁场型霍尔推力器, (b) 推力调节范围
Fig. 15 (a) DC type Cusped field thruster, (b) thrust adjustment range

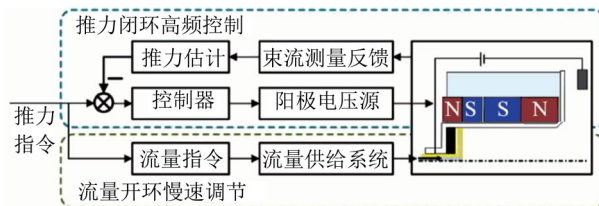


图 16 推力器闭环控制示意图

Fig. 16 Schematic diagram of thruster closed loop control

哈工大基于会切磁场型霍尔推力器在推力长期定工况工作和推力小阶跃变化两种情景下开展了推进系统开环和闭环控制系统下仿真运算, 结果如图 17 和图 18 所示。仿真结果说明, 推力器的闭环控制能够有效降低推力噪声, 在存在流量噪声的情况下通过调节电压实现推力的精确输出^[3]。

3.4 场致发射电推力器研制情况

场致发射推力器在应用到引力波探测等任务时, 面临着推力下限不够低, 上限不够高, 推力调节响应速度慢等问题。面向引力波探测任务, 华中科技大学和上海交通大学分别开展了微牛级非金属工质和金属工质场致发射电推力器研究。

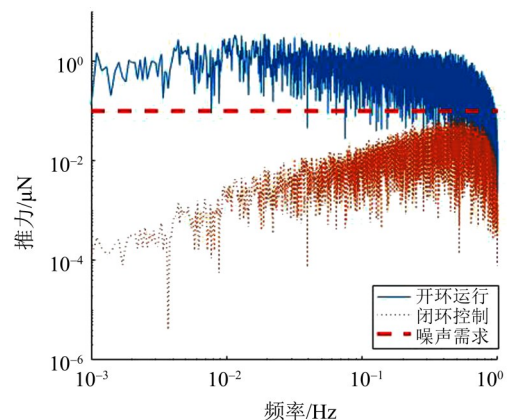


图 17 定推力开闭环推力噪声幅值谱密度
Fig. 17 Amplitude spectral density of thrust noise in open closed loop with fixed thrust

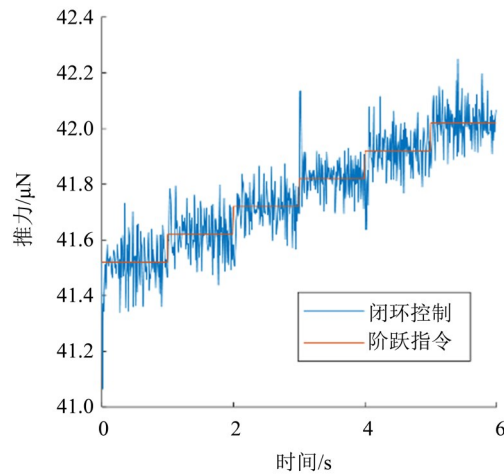


图 18 推力小阶跃下输出结果

Fig. 18 Output results under small thrust step

华中科技大学利用 MEMS 微纳加工技术实现更小的发射极, 降低推力下限, 通过电压闭环系统实现微推力的快速调节; 上海交大则提出推力器簇和整体式多针发射极来实现推力上限。

非金属工质场发射推力器的结构如图 19(a,b)所示。其中发射极是液体工质场发射推力器的核心部件, 尺寸的减小能够降低推力下限。为了达到这一目的, 华中科技大学基于 MEMS 微纳加工技术探索了硅基毛细管发射极制造工艺。通过离子束

诱导深硅刻蚀与等离子体各向同性刻蚀工艺, 实现了管道内径小于 $5\ \mu\text{m}$ 、长度大于 $50\ \mu\text{m}$ 的毛细管加工, 如图 19(c, d), 结构深宽比大于 $10:1$, 并具有顶端针尖结构以增强电场。MEMS 工艺可一次性加工出大量毛细管发射极从而组成阵列化结构 (图 19c), 进而实现更高的单位面积发射效率, 并且通过对发射极数目的阵列化控制组合是实现宽范围微推力调节的重要手段。

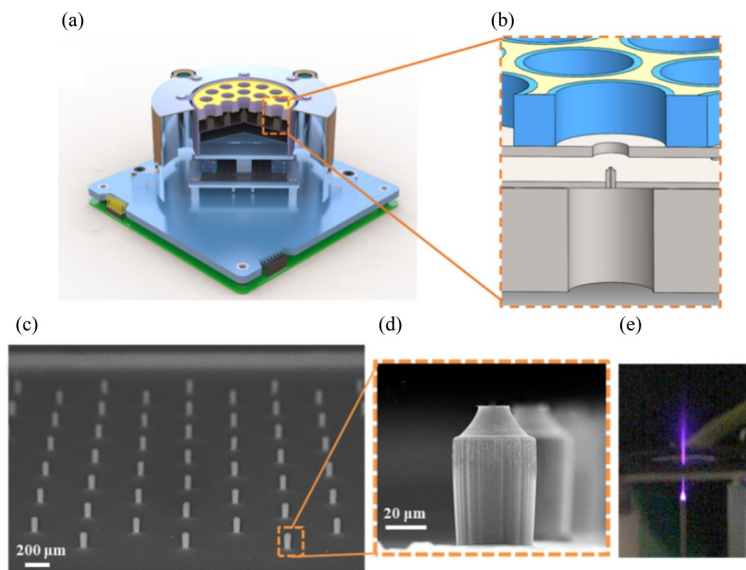


图 19 (a) 液体工质场发射推力器工程样机示意图; (b) 发射极-电极结构示意图
(c-d) MEMS 微纳加工微型毛细管发射极阵列; (e) 样机点火实验 (工质: EMI-BF₄)

Fig. 19 (a) Schematic diagram of engineering prototype of liquid propellant field emission thruster;
(b) Schematic diagram of the emitter-electrode structure; (c-d) MEMS micro fabrication of micro capillary emitter array;
(e) Ignition test of prototype (working medium: EMI-BF₄)

基于 MEMS 技术进行发射极优化后, 华中科技大学进行了非金属工质场发射推力器的性能验证实验, 如图 20 所示: 调节发射电压与工质流量可实现 8.14~84.4 μN 的推力输出; 2V 发射电压变化测得推力变化值为 0.1 μN (图 20a); 样机在几种稳定发射状态下采集的发射电流噪声功率谱密度如图 20b 所示, 换算在不同推力输出下推力噪声本底在 0.01~10 Hz 频段均低于 0.1 $\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$; 实测

50、100 μm 内径发射极在流量-电压控制下的稳定发射域如图 20c 所示。在稳定发射域外, 工质流量或发射电压过大/过小均会引起推力器发射失稳, 产生不同发射电流信号^[77], 进而导致推力噪声的抬升 (图 20d), 甚至引起羽流带电粒子轰击电极板, 导致推力器结构损伤或直接短路失效^[78]。因此在推力器使用中需保证电压-流量的匹配关系以实现推力的连续稳定输出。

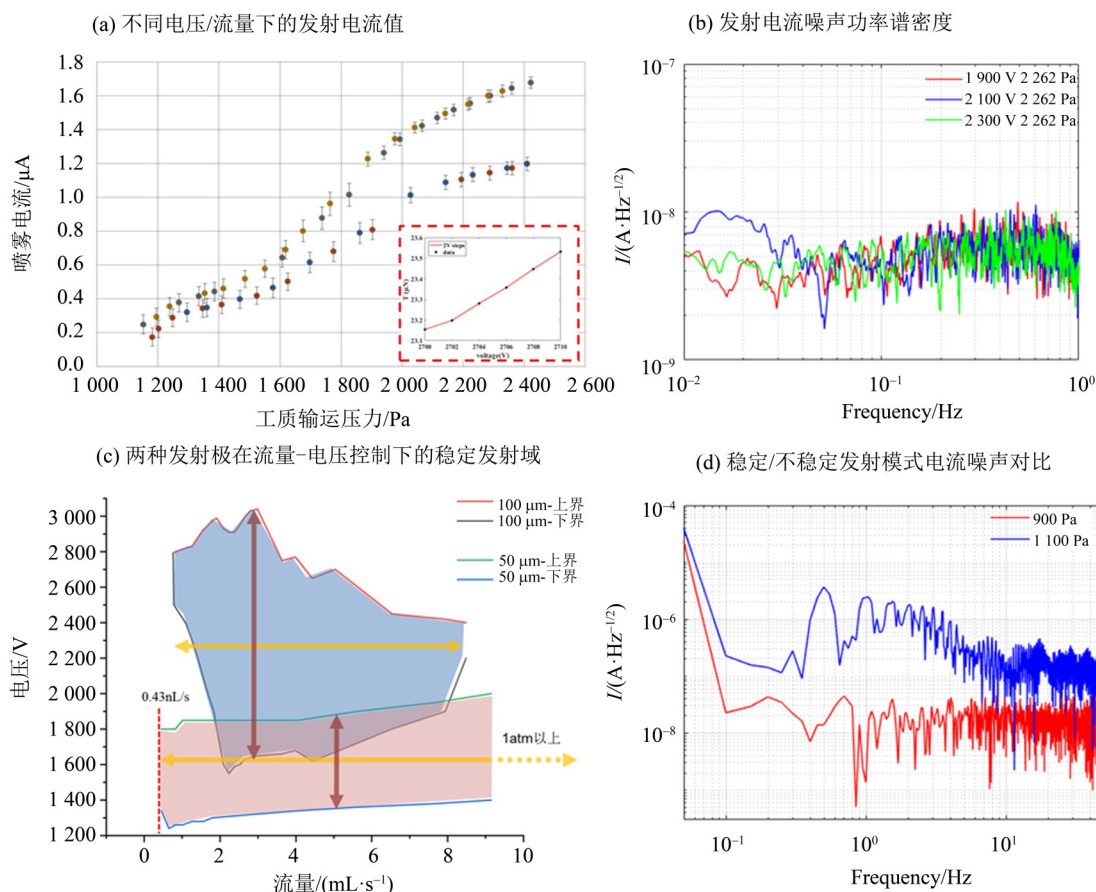


图 20 原理样机测试数据

Fig. 20 Test data of principle prototype

- (a) emission current value under different voltage / mass flow; (b) emission current noise power spectral density.
- (c) stable emission region of two emitters under flow voltage control; (d) current noise comparison of stable / unstable emission mode

为了实现推力的快速调节, 华中科技大学设计了基于电压大范围调节的控制方案, 如图 21(a) 所示。系统由推力器本体模块、电源模块与测量和控制模块构成。通过对束流电压和束流电流测量, 实现推力的在线评估, 作为反馈量, 通过实时调节电压, 实现推力高分辨率稳定输出, 形成闭环降低噪声并保证推力指令的实现精度, 如

图 21(b,c)。在原理样机实测中, 通过电压的快速变化可实现推力的快速调节, 50 V 电压阶跃对应的推力调节响应时间小于 5 ms, 如图 21(d), 远高于空间引力波探测任务所要求的推力响应时间小于 50 ms 指标。

为了提高金属工质场发射推力器的推力上限, 上海交大选择针式发射极 FEFP 方案。在保持高比

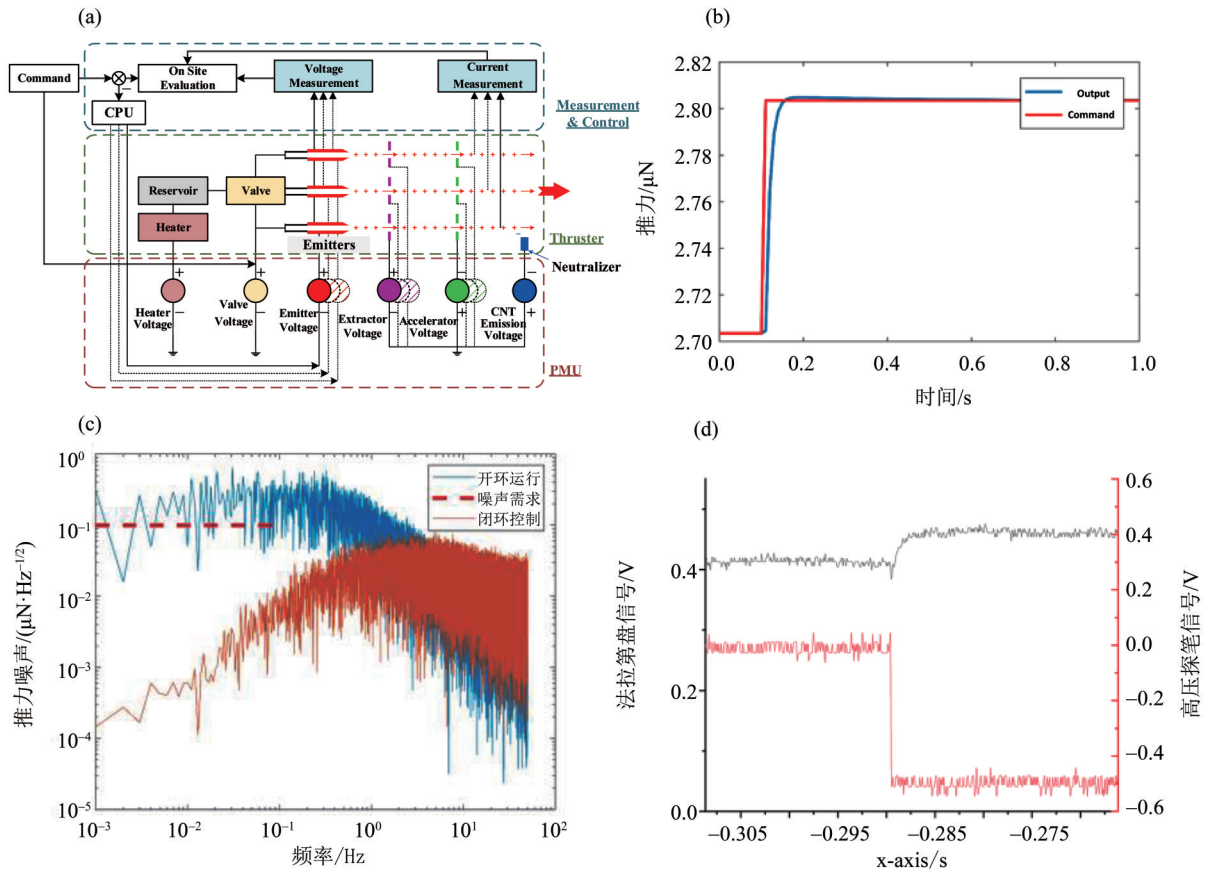


图 21 (a) 胶体推力器系统控制原理框图; (b) 推力调节控制算法仿真结果: 0.1 μN 推力变化; (c) 推力调节控制算法仿真结果: 开环/闭环运行推力噪声对比; (d) 50 V 发射电压变化对应推力响应时间实测值

Fig. 21 (a) Control block diagram of colloid thruster system; (b) Simulation results of thrust regulation control algorithm: 0.1 μN thrust change; (c) Simulation results of thrust adjust control algorithm: comparison of thrust noise between open-loop and closed-loop operation; (d) The change of 50 V emission voltage corresponds to the measured value of thrust response time

例离子发射时, 单针 FEEP 的推力最大仅十几微牛; 推力再大, 羽流中金属液滴的发射比例将增加, 推进剂的质量效率急剧下降, 发射也逐渐变得不稳定。单针 FEEP 的推力偏小, 无法达到空间引力波探测要求的微推进系统最大推力 100 μN 。为此, 上海交大提出两种方法来提高推力, 一是秉持模块化理念, 通过增加单针 FEEP 的数量形成 FEEP 簇; 二是采用包含多个发射针的整体发射极, 分别如图 22 和图 23 所示。

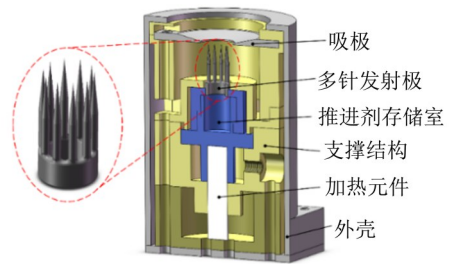


图 23 采用整体式多针发射极的 FEEP 推力器

Fig. 23 FEEP thruster with integral multi needle emitter

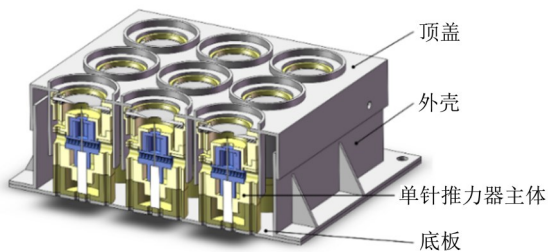


图 22 FEEP 推力器簇

Fig. 22 FEEP thruster cluster

4 总结与展望

空间引力波探测任务需要无拖曳控制技术提供一个超静平台来完成激光干涉测量任务, 微推力器作为无拖曳控制系统的执行器, 需要具备宽范围调节微小推力、低噪声、高分辨率、快响应和长寿命的特点, 具有极大的挑战性。本文通过对微推进的工作原理进行梳理, 总结出了冷气、波电离离子、会切磁场型霍尔和场致发射器 4 种最

有可能应用于空间引力波探测任务的微推进类型, 这与国际的看法不谋而合。在此基础上对这几类推力器的工作原理、国内外的研究现状进行了介绍, 同时重点针对天琴计划这几类推力器的研制进展情况进行了描述。天琴计划相关单位针对这几类推力器都进行关键技术攻关, 部分实现了引力波探测任务指标, 进一步验证了几类微推力器在空间引力波探测任务的可行性。

面向空间引力波探测的微推进技术的研制进展总体上是可喜的, 但是距离实际应用尚有较大的差距。在微推进系统集成、基于微推力器实际工作特性的无拖曳控制系统建模以及微推进的高置信度快响应测试平台等方面仍需要尽快研制进展。在天琴计划的牵引下, 通过良性的组织管理和交流机制, 对重点关键的科学问题持续不断地攻关, 有望在近期内进一步取得突破, 从而满足空间引力波探测任务对微推进技术的迫切需求。

参考文献:

- [1] 邓剑峰, 蔡志鸣, 陈琨, 等. 无拖曳控制技术研究和在我国空间引力波探测中的应用[J]. 中国光学, 2019, 12(3): 503-514.
DENG J F, CAI Z M, CHEN K, et al. Drag-free control and its application in China's space gravitational wave detection[J]. Chinese Optics, 2019, 12(3): 503-514.
- [2] WU S F, GIULICCHI L, FENAL T, et al. Attitude stabilization of LISA pathfinder spacecraft using colloidal micro-newton thrusters [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010: 8198.
- [3] 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 D R, CUI K, LIU H, et al. Micro-newton hall electric propulsion technology for gravitational wave detection [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(6): 171-181.
- [4] 罗子人, 白珊, 边星, 等. 空间激光干涉引力波探测[J]. 力学进展, 2013, 43(04): 415-447.
LUO Z R, BAI S, BIAN X, et al. Space laser interference gravitational wave detection [J]. Advances in aesthetics, 2013, 43(04): 415-447.
- [5] ZIEMER J K, MARRESE-READING C M, ARESTIE S M, et al. LISA colloid micro thruster technology development plan and progress [C]//The 36th IEPC, 2019: 895.
- [6] CHOUBEY S, PRAMANIK D. Constraints on sterile neutrino oscillations using DUNE near detector [J]. Physics Letters B, 2017, 764: 135-141.
- [7] 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): 1-12.
YU D R, QIAO L, JIANG W J, et al. Development and Prospect of Electric Propulsion Technology in China [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 1-12.
- [8] LUO J, BAI Y Z, CAI L, et al. The first round result from the TianQin-1 satellite [J]. Classical and Quantum Gravity, 2020, 37(18): 185013.
- [9] 任海. 微小冷气推进技术的应用现状和发展[J]. 控制工程, 2003(5): 10-19.
REN H. The application status and development of micro cold gas propulsion technology [J]. Control Engineering, 2003(5): 10-19.
- [10] 曾庆德. 冷气微推力器测试系统设计及实验研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2018.
ZENG Q D. Micro cold gas thruster test system design and experimental research [D]. Nanjing University of Science and Technology, 2018.
- [11] SCHLEICHER A, ZIEGLER T, SCHUBERT R, et al. In-orbit performance of the LISA Pathfinder drag-free and attitude control system [J]. CEAS Space Journal, 2018, 10(4): 471-485.
- [12] RICCI F. Gravitational waves detectors [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1468: 012224.
- [13] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Beyond the required LISA free-fall performance: new LISA Pathfinder results down to 20 μHz [J]. Physical Review Letters, 2018, 120(6): 061101.
- [14] ROSS M P, HAGEDORN C A, SHAW E A, et al. Limits on the stochastic gravitational wave background and prospects for single-source detection with GRACE Follow-On [J]. Physical Review D, 2020, 101(10): 102004.
- [15] 李永, 刘旭辉, 汪旭东, 等. 空间极小推力宽范围可调推进技术研究进展[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(6): 1-12+19.
LI Y, LIU X H, WANG D Y, et al. Review and Prospect on the large-range thrust throttling technology with extremely small thrust [J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(6): 1-12+19.
- [16] 汪旭东, 李国岫, 陈君, 等. 压电比例阀调节的氙气微推进系统流量特性仿真研究[J]. 推进技术, 2019, 40(12): 2867-2873.
WANG X D, LI G X, CHEN J, et al. Simulation study

- on flow characteristics of a xeon micro propulsion system under regulation of piezoelectric proportional valve [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(12): 2867-2873.
- [17] 金逸舟. 不同磁路结构ECRIT离子源特性研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.
- JIN Y Z. Investigation on the electron cyclotron ion source of the electron cyclotron ion source thrusters with different magnetic circuit [D]. Northwestern Polytechnical University, 2018.
- [18] BASSNER H, BERG H P, BARTOLI C, et al. IEPC-Paper 88-029 [D]. Garmisch-Partenkirchen, Federal Republic of Germany, 1988.
- [19] 马隆飞, 贺建武, 杨超, 等. 微牛顿级射频离子推力器结构优化研究[J/OL]. *推进技术*, 2020-03-16. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190828.
- MA L F, HE J W, YANG C, et al. Structure optimization of micro-newton class radio-frequency ion thruster [J/OL]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020-03-16. DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.190828.
- [20] FEILI D, LOEB H W, SCHATNER K H, et al. Performance mapping of new AN-RITs at Giessen [C]// IPEC, 2005:252.
- [21] KRUELLE G, ZEYFANG E, BIRNER W, et al. AIAA-Paper 81-694[R]. Las Vegas, 1981.
- [22] GROH K H, LOEB H W. State of the art of radio - frequency ion sources for space propulsion [J]. *Review of Scientific Instruments*, 1994, 65(5): 1741-1744.
- [23] LOEB H W. Development of RIT-Microthrusters [C]// 55th IAC, 2004. IAC-04-S. 4. 04.
- [24] LEITER H, KUKIES R, KILLINGER R, et al. RIT-22 ion engine development-endurance test and life prediction [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006: 4667.
- [25] TSAY M, FRONGILLO J, ZWAHLEN J. Qualification model development of cubesat RF ion propulsion system BIT-3 [C]//Proc 31st Int Symp Space Technol Sci, 2017.
- [26] TSAY M. Micro radio-frequency ion propulsion system [C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [27] DOBKEVICIUS M. Modelling and design of inductively coupled radio frequency gridded ion thrusters with an application to Ion Beam Shepherd type space missions [D]. UK:University of Southampton, 2017.
- [28] FEILI D, LOEB H, SCHATNER K, et al. Testing of New N-RITs at Giessen [C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [29] 贺建武, 马隆飞, 薛森文, 等. 射频离子微推力器的研究进展 [C]//第 12 届中国电推进学术研讨会. 哈尔滨, 2016.
- HE J W, MA L F, XUE S W, et al. Review and prospect on the RITs [C]//12th Chinese Electric Propulsion Academic Seminars, Harin, 2016.
- [30] IZUMI T, KOIZUMI H, YAMAGIWA Y, et al. Performance of miniature microwave discharge ion thruster for drag-free control [C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [31] FUNASE R, KOIZUMI H, NAKASUKA S, et al. 50kg-class deep space exploration technology demonstration micro-spacecraft PROCYON [C]//28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2014.
- [32] KOIZUMI H, KAWAHARA H, YAGINUMA K, et al. In-flight operation of the miniature propulsion system installed on small space probe: PROCYON [C]//Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, and 6th NSAT, 2015.
- [33] TAKAO Y, ERIGUCHI K, ONO K, et al. A validation study of a 3D PIC model for a miniature microwave discharge ion thruster [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014: 3829.
- [34] TAKAO Y, KOIZUMI H, KASAGI Y, et al. Investigation of electron extraction from a microwave discharge neutralizer for a miniature ion propulsion system [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2016, 14(30):41-46.
- [35] EZAKI T, YAMAMOTO N, TSURU T, et al. Plasma properties in a miniature microwave discharge ion thruster [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2010, 8(27): 55-59.
- [36] SUGITA Y, KOIZUMI H, TSUKIZAKI R, et al. Plasma diagnostics in a miniature microwave discharge ion thruster [C]//Proc 33rd Int Electric Propulsion Conf, 2013.
- [37] KORNFELD G, KOCH N, COUSTOU G. First test results of the HEMP thruster concept [C]//Proceedings of the 28th International Electric Propulsion Conference, 2003.
- [38] HARMANN H P, KORNFELD G, KOCH N. Physics and evolution of HEMP-thrusters [R]. IEPC-2007-108, 2007.
- [39] KORNFELD G, HARMANN H P, KOCH N. Status

- and limited life test results of the cylindrical HEMP 3050 thruster [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005: 4223.
- [40] HARMANN H P, KOCH N, KORNFELD G. Low complexity and low cost electric propulsion system for telecom satellites based on HEMP thruster assembly [C]// Proceedings of the 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, 2007.
- [41] ZENG M, LIU H, QIAO L, et al. Experimental investigation of dielectric wall material effects on low-power HEMP thruster [J]. *AIP Advances*, 2020, 10 (8) : 085317.
- [42] KOCH N, HARMANN H P, KORNFELD G. Status of the THALES high efficiency multi stage plasma thruster development for HEMP-T 3050 and HEMP-T 30250 [C]//Proceedings of the 30th International Electric Propulsion Conference, 2007: 17-20.
- [43] COURTNEY D G, LOZANO P, MARTINEZ-SANCHEZ M. Continued investigation of diverging cusped field thruster [C]// Proceedings of the 44th AIAA. ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, 2008.
- [44] MacDONALD N A, YOUNG C V, CAPPELLI M A, et al. Ion velocity and plasma potential measurements of a cylindrical cusped field thruster [J]. *Journal of Applied Physics*, 2012, 111(9): 093303.
- [45] HEY F G. *Micro Newton thruster development* [M]. Wiesbaden: Springer, 2018.
- [46] LIU H, CHEN P B, SUN Q Q, et al. Design of a cusped field thruster for drag-free flight [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 126: 35-39.
- [47] CUI K, LIU H, JIANG W, et al. Effects of thrust noise and measurement noise on drag-free and attitude control system [J]. *Microgravity Science and Technology*, 2019, 32(2): 189-202.
- [48] AMARO-SEOANE P, AUDLEY H, BABAK S, et al. Laser interferometer space antenna [J]. *arXiv preprint arXiv:1702.00786*, 2017.
- [49] GAMERO-CASTANO M, HRUBY V, SPENCE D, et al. Micro Newton colloid thruster system development for ST7-DRS mission [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2018: 4543.
- [50] 陈凯, 李得天, 谷增杰, 等. 胶体推力器的研究进展及关键技术 [J]. *真空科学与技术学报*, 2019, 39 (10): 918-926.
- CHEN K, LI D T, GU Z J, et al. Latest Progress of Colloid Electric Propulsion Thruster Technology [J]. *Chinese Journal of Vacuum Science and Technology*, 2019, 39(10): 918-926.
- [51] ANDERSON G, ANDERSON J, ANDERSON M, et al. Experimental results from the ST7 mission on LISA pathfinder [J]. *Physical Review D*, 2018, 98 (10) : 102005.
- [52] SPENCE D, ZWAHLEN J, HRUBY V, et al. Colloid thruster propellant conditioning and storage for the NASA ST7 mission [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008: 4931.
- [53] MARRESE-READING C, ZIEMER J, GAMERO-CASTANO M, et al. Plasma potential measurements in the plume of a colloid micro-Newton thruster [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006: 4642.
- [54] GAMERO-CASTANO M. Characterization of a six-emitter colloid thruster using a torsional balance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20 (4) : 736-741.
- [55] DEMMONS N, HRUBY V, SPENCE D, et al. ST7-DRS mission colloid thruster development [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008: 4823.
- [56] XIONG J, ZHOU Z, SUN D, et al. Development of a MEMS based colloid thruster with sandwich structure [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2005, 117 (1): 168-172.
- [57] FEHRINGER M, RUEDENAUER F, STEIGER W. Indium liquid-metal ion sources as micronewton thrusters [C]//International Lisa Symposium on Laser Interferometer Space Antenna. American Institute of Physics, 1998.
- [58] ZIEMER J K. Sub-micronewton thrust measurements of indium field emission thrusters [C]//28th International Electric Propulsion Conference Toulouse, 2003.
- [59] TAJMAR M, GENOVESE A, STEIGER W. Indium field emission electric propulsion micro thruster experimental characterization [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2004, 20(2): 211-218.
- [60] SCHARLEMANN C, GENOVESE A, BULDRINI N, et al. In-FEEP qualification test program for LISA pathfinder [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, 2008.
- [61] SCHARLEMANN C, GENOVESE A, SCHNITZER R, et al. In-FEEP endurance test for LISA PF [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference

- & Exhibit. Colorado, Denver, 2009.
- [62] NICOLINI D, CHESTA E, AMO J G D, et al. FEED-5 thrust validation in the 10 - 100 μ N range with a simple nulled-pendulum thrust stand: integration procedures [C]//27th International Electric Propulsion Conference. Pasadena, USA, 2001.
- [63] BIAGIONI L, CECCANTI F, SAVERDI M, et al. Qualification status of the FEED-150 electric micro propulsion subsystem [C]// 41th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference. Tucson, USA, 2005.
- [64] CECCANTI F, PAITAL L, CESARI U, et al. 3200 hours endurance testing of the lisa pathfinder FT-150 thruster [C]//31st International Electric Propulsion Conference. USA, Michigan, 2009.
- [65] PAITAL L, CESARI U, NANIA F, et al. FT-Alt150: The thruster for LISA pathfinder and LISA NGO missions [C]//9th LISA Symposium. Paris, 2012.
- [66] MAGHAMI P, MARKLEY F L, DENNEHY C J, et al. Controller design for the ST7 disturbance reduction system [J]. ESASP, 2003, 516: 527.
- [67] MAGHAMI P G, HSU O C, MARKLEY F L, et al. Disturbance reduction control design for the ST7 flight validation experiment [C]//Flight Dynamics Symposium, Greenbelt, 2003.
- [68] FICHTER W, GATH P, VITALE S, et al. LISA pathfinder drag-free control and system implications [J]. Classical and Quantum Gravity, 2005, 22(10): S139.
- [69] GATH P, SCHULTE H R, WEISE D, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA science mode [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007: 6731.
- [70] SAAGE R, ROSS R, SCHLEICHER A, et al. Controller design method for drag-free systems with micro-propulsion constraints [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010: 8200.
- [71] 汤明杰, 杨涓, 冯冰冰, 等. 微推力 ECR 离子推力器等离子体源电子获能计算分析 [J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1741-1747.
- TANG M J, YANG J, FENG B B, et al. Calculation analysis on electron heating within plasma source used by micro ECR ion thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11): 1741-1747.
- [72] 汤明杰, 杨涓, 金逸舟, 等. 微型电子回旋共振离子推力器离子源结构优化实验研究 [J]. 物理学报, 2015, 64(21): 319-325.
- TANG M J, YANG J, JIN Y Z, et al. Experimental study on the optimization of ion source structure of ECRIT [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64 (21) : 319-325.
- [73] 孟海波, 杨涓, 朱康武, 等. 微推力 ECR 离子推力器中和器实验研究 [J]. 西北工业大学学报, 2018, 36 (1): 42-48.
- MENG H B, YANG J, ZHU K W, et al. Experimental research on neutralizer of ECRIT [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36 (1) : 42-48.
- [74] 夏旭, 杨涓, 金逸舟, 等. 磁路和天线位置对 2 厘米电子回旋共振离子推力器性能影响的实验研究 [J]. 物理学报, 2019, 68(23): 230-240.
- XIA X, YANG J, JIN Y Z, et al. Experimental study on the effect of magnetic circuit and antenna position on the performance of 2 cm ECRIT [J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68(23): 230-240.
- [75] XIA X, YANG J, JIN Y, et al. The influence of magnetic circuit and operating parameters on the plasma property of 2 cm ECRIT ion source [J]. Vacuum, 2020, 179: 109517.
- [76] LIU H, ZENG M, CHEN Z, et al. Electron cyclotron resonance discharge enhancement in a cusped field thruster [J]. Plasma Sources Science and Technology, 2020, DOI: 10.1088/1361-6595/abaffc.
- [77] TAYLOR G I, McEWAN A D. The stability of a horizontal fluid interface in a vertical electric field [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1965, 22(1): 1-15.
- [78] WRIGHT P, THUPPUL A, WIRZ R E. Life-limiting emission modes for electrospray thrusters [C]//2018 Joint Propulsion Conference, 2018: 4726.

(责任编辑 秦社彩)