电子回旋共振离子推力器研究与应用综述*

杨 涓1, 牟 浩1, 耿 海2, 吴先明2

(1. 西北工业大学 航天学院,陕西西安 710072;2. 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: 电子回旋共振离子推力器 (ECRIT) 以电子的无碰撞加热机制产生等离子体,具有推力 范围宽、下限低、可精确控制的特点。本文从原理和工作过程出发,分析了 ECRIT 对当今空间飞 行任务的适用性。围绕这些适用范围,综述了当前原理可行的 10cm 低推力、2cm 微推力 ECRIT 在 不同工质驱动下的研究和应用现状,总结了这些推力器性能的重要特征,分析了制约推力器进一 步发展的关键问题。结果表明,ECRIT 因为独特的原理和物理过程以及成功的飞行实例,被证明 适用于当今深空与近地小行星及引力波探测、微小卫星控制以及地球极低轨道飞行器的阻力 补偿。

关键词:电子回旋共振离子推力器;应用分析;束流引出;PIC模拟;吸气式电推进系统;综述
中图分类号: V439⁺.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 06-2208095-14
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2208095

Overview on Developing and Application of Electron Cyclotron Resonance Ion Thruster

YANG Juan¹, MOU Hao¹, GENG Hai², WU Xian-ming²

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Key Laboratory of Vacuum Technology and Physics, Lanzhou Institute of Space Technology Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Electron cyclotron resonance ion thruster (ECRIT) with the mechanism of electron collisionless heating has the thrust property of wide thrust range, lower limit and precise control. According to its principle and operation procedure, the possibility of the thruster applied in space flying mission is analyzed. Around these application scope, the current research and application situation of 10 cm low thrust and 2 cm micro-thrust ECRIT which are feasible in principle under different working medium drive are reviewed. The important performance characteristics of these thrusters are summarized and the key problems that restrict the further development of thrusters are analyzed. The results show that because the special principle, physical procedure and successful space flying example, ECRIT can be suitable to be applied in deep space, near-earth asteroid and gravitational wave detection, micro-satellite control and resistance compensation of satellite flying on low earth orbit.

Key words: Electron cyclotron resonance ion thruster; Application analysis; Beam extraction; PIC simulation; Atmosphere-breathing electric propulsion system; Review

* 收稿日期: 2022-08-25; 修订日期: 2022-12-17。

基金项目:国家自然科学项目(11875222)。

 引用格式:杨 涓,牟 浩,耿 海,等.电子回旋共振离子推力器研究与应用综述[J].推进技术,2023,44(6):2208095.
 (YANG Juan, MOU Hao, GENG Hai, et al. Overview on Developing and Application of Electron Cyclotron Resonance Ion Thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(6):2208095.)

通讯作者:杨 涓,博士,教授,研究领域为ECR离子推力器。E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn

1 引 言

随着航天技术的迅速发展,空间飞行任务已经 从地球中高轨道的卫星通讯拓展到更广的飞行任 务,如深空与近地小行星探测、微小卫星的离轨控 制、引力波观察、200公里左右低地球轨道飞行器的 科学考察等,在探索宇宙生命起源、规避小行星对地 球的撞击、维护地球轨道安全、提供精准地球信息方 面将发挥重要作用。这些拓展的当代空间飞行任务 对飞行器的动力装置提出了更高的性能要求,如高 比冲、高精度微推力、高推重比、多工质、高效率与长 寿命等。电推力器由于可控的等离子体与推力产生 过程,将在这些飞行任务中发挥重要的作用。电子 回旋共振离子推力器是静电型离子推力器的一种类 型,以微波能量击穿气体产生等离子体、静电场再加 速离子产生推力,具有推力范围宽、可控性强、比冲 高、寿命长、可以多类气体为工作介质的特点,在当 今空间飞行任务中具有应用可行性。

日本对 ECRIT 的研究最为领先, 10cm 等效直径 的 ECRIT 被研究成功并应用于 2003 年和 2014 年发 射的深空探测飞行器 HAYABUSA^[1]和 HAYABUSA 2^[2]。其中 HAYABUSA 于 2010 年成功返回地球。 HAYABUSA 2 回收舱于 2020 年携带小行星样本返回 地球,探测器飞过地球后继续太空之旅,在ECRIT的 驱动下将在2031年左右抵达1998KY26小行星并进 行探测,到目前未见报道出现有故障。日本的ECRIT 已成功向微推进领域拓展,形成了2cm ECRIT。该推 力器已搭载于2014年6月发射的50kg级"HODOYO-SHI-4"小型航天探测器并完成了空间飞行试验。同 年 12 月 3 日, 2cm ECRIT 在日本被应用于 70kg级 "PROCYON"近地小行星探测器, "PROCYON"是迄 今为止在太阳系轨道内首先应用电推进及反馈控制 技术的100kg以下的飞行器。ECRIT的空间飞行任 务证明了这类推进技术应用的可行性[3-4]。

相较其它类型电推力器,在ECRIT内,电子绕磁 力线回旋运动与微波电场的波动同相位并共振时, 电子被无碰撞加热成高能电子,此过程为ECR加热。 高能电子再和中性粒子碰撞产生等离子体。这类电 推力器无需任何辅助设备,采用电子无碰撞加热机 制便能使氙气、氩气、氮气、氧气和氮氧混合等多种 气体被微波能量直接击穿并产生等离子体。电子的 无碰撞加热还可以使ECRIT在低气压和低流量下电 离气体,降低对气体供应装置的要求。所以ECRIT 应用范围可推广到吸气式电推力器系统。 在此背景下,本论文以当今空间飞行任务为导向,根据ECRIT的基本原理特点,分析这类推力器的应用方向,对ECRIT的研究与发展状况进行综述,总结其成功的研究经验、挖掘其新的应用途径,将对当今ECRIT技术的发展提供参考。

2 当代空间飞行任务对电推进的需求

2.1 深空和近地小行星探测

太阳系内有很多近日点在1.3AU内的近地小天体围绕太阳运转。近地小天体包含小行星和彗星, 其中近地小行星占绝大多数,包括距离地球0.05AU 以内、直径大于140m的小行星。这些小行星存在与 地球撞击的可能性,因而兴起了深空和近地小行星 探测与防御技术研究^[1-2,5-7]。对于深空探测小行星, 飞行器飞行时间长,对推力装置提出了高比冲、长寿 命的要求。对于近地小行星探测,采用子母卫星是 优选方案。其中母星为常规飞行器,子星是微小卫 星。在母星临近小行星时,释放子星。子星利用微 推进驱动并借用天体引力飞行,要求微推进装置具 有高比冲特点。另外,在深空探测和近地小行星探 测飞行过程中,太阳能电池的供给能力受到飞行器 与太阳距离的影响,这要求推进系统具有变推力的 特征。

2.2 引力波观察和微小卫星飞行

随着光学、控制、卫星与推进技术的发展,宇宙 引力波探测已经成为现实,而且将引领人类进入引 力波天文学的新时代,开启探索宇宙的新窗口。 2016年2月LIGO合作组织宣布直接观测到引力波, 在国际上引起轰动。随后多数国家都制定了引力波 探测计划,提出的关键技术之一为无拖曳控制、超静 超稳卫星平台技术^[8-10]。分解出卫星平台应用的微 型电推进系统指标为推力分辨率低于0.1µN,推力精度 高于0.1µN、1mHz~1Hz内推力噪声低于0.1µN/Hz^{1/2}, 推力响应速度低于10ms、寿命上万小时、推力为1~ 100µN。除了引力波探测计划,重力场测量、射电望 远镜编队等飞行任务都对微推力、高分辨率的推力 器有迫切需求。

2.3 低轨道科学探测飞行任务

200km 左右轨道高度的飞行器能提高仪器对地的分辨率,是未来空间飞行器的重要发展方向之一^[11-12]。然而轨道高度降低,大气密度增加,飞行器气动阻力增加。如果阻力不能被推力器产生的推力补偿,飞行器将在很短的时间内坠落。电推力器比冲高、推进剂消耗少,适合用于低轨飞行器的阻力补

偿。如果用低轨环境气体收集装置和电推力器组成 吸气式电推力器系统,则飞行器不需携带工质,具有 寿命长、质量轻的特点。在此背景下,出现了以大气 为工质的各类电推力器的研究。由于地球低轨道环 境气体组分复杂、吸气式电推力器地面实验验证困 难,以及电推力器原理、结构与性能特征的多样性, 目前已经初步提出对推力器性能的具体需求^[13-15]。 共性的需求是推力器能在氮氧混合气体驱动下工 作,同时要求在满足推力需求的基础上,推力器入口 的气体压强和流量尽可能低,降低对气体收集装置 压缩效率的要求。

3 ECRIT对当代空间飞行任务的适用性

3.1 ECRIT原理与工作过程

ECRIT由 ECR 离子源和中和器组成,这两个部件的气体电离和等离子体维持都以电子回旋共振加 热过程为基础。电子回旋共振加热过程指电子在磁场中绕磁力线回旋的频率与微波频率相等,同时电子的回旋与微波电场振荡等相位时,微波能量耦合 到电子并把电子转变为高能电子的过程。高能电子产生后与气体分子或原子碰撞产生等离子体。 在离子源中,等离子体边界高压鞘层把离子高速引出并产生推力。在中和器中,等离子体边界处的鞘 层和磁场效应把电子引出并中和离子,以保持离子 源外界羽流区域的低电势,进而维持推力器系统的 安全。

3.2 ECRIT特点与当代空间飞行任务的适用性

3.2.1 电子无碰撞加热和气体碰撞电离特点带来的 空间飞行任务适用性

在 ECRIT内,气体密度和压强尽可能低是保证 电子与波共振加热过程不被破坏的条件。但是,过 低的气体密度和压强不利于电子和中性气体的碰撞 电离。因此,推力器内气体密度和压强必须折中考 虑,才能使高能电子快速形成、气体快速放电、等离 子体快速形成,即推力器必须在恰当的工作压强和 气体密度范围内工作,才能产生可靠的推力和比冲 范围以满足有变推力需求的深空探测任务。

文献[13]证明 ECR 等离子体产生的气体压强为 0.005~0.1Pa。在低和高压强极限条件下,推力器必 须在低和高流量下工作,其结构体积也必须微型和 中型化才能适应恰当的压强和流量范围,产生微推 力和低推力以适用微小卫星控制和引力波探测以及 中型飞行器的需求。目前,国外已两次成功地把低 推力 ECRIT 应用于深空探测飞行任务、两次成功地 把微推力 ECRIT 应用于微小卫星飞行任务,国内也 已成功地将微推力 ECRIT 应用于微小卫星^[16]。上述 任务的成功证明了微推力和低推力 ECRIT 的工作可 靠性与应用可行性。

和霍尔推力器、考夫曼离子推力器及射频离子 推力器相比,无碰撞电子加热机制的 ECRIT 气体放 电压强低,用于低轨道吸气式电推力器系统可降低 对气体收集装置压缩效率的要求,有应用于吸气式 电推力器系统的可行性。

3.2.2 推力器内部多物理场相互耦合特征带来的空间飞行任务适用性

ECRIT内部微波电场、静磁场、等离子体场及其 自治电场、栅极上游静电场之间相互影响并且相互 耦合,形成了复杂的多场耦合并决定着 ECR 等离子 体产生与输运、离子的高速引出和推力产生等动态 过程,是影响推力器性能的重要因素。这些动态过 程又受到气体流量与压强、微波功率、产生等离子体 的放电室和引出离子束的栅极结构的影响。所以制 约推力器性能的因素众多,恰当匹配这些因素为推 力的高精度调节以及快速响应创造了有利条件,能 保证微小卫星飞行和引力波探测的精准控制需求。

4 ECRIT的研究与应用状况及其启示

4.1 美国研究状况

美国是早期研究 ECRIT 的国家。在 1980~1990 期间, Thompson Ramo Wooldridge公司(TRW)根据航 天飞行任务需求[17],研制了如图1所示的轴向会切磁 场和周向会切磁场两种 30cm ECRIT 离子源, 两种离 子源均以钐钴永磁体产生磁场、4.9GHz微波激发氩 等离子体。等离子体诊断和离子电流引出实验表 明,磁路结构是离子源性能的重要影响因素,轴向会 切场离子源的等离子体密度高且分布较均匀,性能 优,离子源放电损耗135W/A。但是等离子体密度无 法超越最高的等离子体临界密度[18]。2000年,美 国测试了大功率 ECR 等离子体源用于大功率电推进 系统(High Power Electrical Propulsion System, HiPEP) 的可行性,研制了如图2所示直径40cm的ECR离子 源^[19-20],同时研制了相应的中和器,分别进行了离子 源放电、诊断、引出和中和实验。发现微波功率在0~ 200W内增加时,先后出现等离子体亮度差异很大的 高、低状态,高状态下最大引出束流0.82A。或许是 大体积 ECRIT 无法产生理想的推力性能,此后很少 发现美国再研究ECRIT。



图 2 40cm ECRIT 实物图^[17]

4.2 日本研究与应用状况

日本也是早期研究 ECRIT 的国家,其研究成果 最显著。以返回式小行星探测和微小卫星控制飞行 任务为导向,日本研究机构对 ECRIT 开展了系统的 研究工作,涵盖推力器的原理验证、测试、改进、定 型、空间飞行应用与物理机理的研究等。

4.2.1 氙工质 10cm ECRIT 研究状况

1990年前后,日本空间科学研究所(ISAS)研制 了如图3所示的代号为YOSHINO-I(Y-I),YOSHI-NO-II(Y-II)的离子推力器,两台推力器均采用圆柱 型放电室结构^[21-22]。Y-I推力器采用周向会切磁 场,2.45GHz微波能量电离氩气,引出离子电流10~ 50mA^[23]。Y-II取消谐振腔,微波直接注入放电室,使 用更强的磁场和更高频率微波(5.9GHz)以满足ECR 条件,采用轴向会切磁场约束等离子体。在Y-II基 础上,采用频率4.2GHz的微波能量击穿气体,相继研 制了Y-III,Y-IV,最终将圆柱型放电室结构改为喇 叭型放电室,改善了放电室内的微波功率密度分布 规律,提升了放电室内气体电离率和微波功率的利 用率,缩减了等离子体到栅极的输运距离、降低了壁 面损失,提升了离子引出电流和推力性能^[23]。

1993年,日本空间科学研究所 ISAS 研究了 ECR 中和器^[24],实现了离子源与中和器的匹配^[25]。研究 了碳-碳复合材料栅极,对栅极溅射开展了实验研究 和数值模拟^[25-27],确定了 10cm 推力器样机的雏形如 图 4 所示。1996-2000年,代号为 μ10的 10cm 推力器 进入工程样机阶段^[28-29],微波源选体积小、质量轻的 固态微波源。2000-2002年,推力器系统进入飞行样 机研制阶段^[30-31],最终选用效率高的行波管微波源, 由 4 台 μ10 构成深空探测飞行器 HAYABUSA ECRIT 飞行样机系统。HAYABUSA 于 2003 年 5 月发射, 2010年返回地球。

HAYABUSA飞行器飞行任务完成后,ISAS深入分析离子源、中和器内的等离子体分布特征,以及相应的微波传输模式^[32],并采用吸收光谱、光纤探针诊断方法诊断离子源内激发态的Xe原子的分布状



2208095-4



况^[33-34],采用静电光学探针诊断微波电场强度^[35]。发 现离子源 ECR 区少部分高能电子逃逸到波导内,引 起波导内激发态氙原子电离并生成等离子体,影响 了离子源主区气体电离和离子引出。通过抑制波导 等离子体产生^[36],改进微波和气体馈入方案、增加磁 场对电子约束、扩大 ECR 加热区域、降低壁面损失, 显著提升了推力器性能^[37],形成了 2014年发射的深 空探测飞行器 HAYABUSA 2 推力器飞行样机系统。 飞行器的回收舱于 2020年携带小行星样本返回地 球,探测器飞过地球后继续太空之旅,在 ECRIT 的驱 动下将在 2031年左右抵达 1998KY26小行星并进行 探测,到目前未见报道有出现故障。

这期间的 ECRIT 中和器研究经历了从磁镜场与 发散磁场相结合、磁镜场与环尖磁场相结合、磁镜场 与磁喷管相结合构型的 ECR 中和器研究过程,最后 确定中和器磁镜场与磁喷管相结合的磁场位形,并 成功应用在 HAYABUSA 和 HAYABUSA 2 深空探测 飞行器上。

HAYABUSA 2成功发射后,2019年 ISAS 实验研 究并总结了 HAYABUSA 与 HAYABUSA 2成功应用 的 8mN 和 10mN 两套 ECRIT 的性能特点^[38],改进磁路 结构,把推力从 10mN 推力器提升到了 12mN。随后 更多的工作集中于 ECRIT 内部过程和机制的实验与 数值模拟研究。2020年 ISAS 采用 PIC (Particle in cell)和 MCC(Monte Carlo collision)方法对离子源内等 离子体特性进行了数值模拟。发现磁约束区,等离 子体密度和温度比其它区域高 10倍,ECR 区附近电 子温度最高;电子主要被磁镜场和鞘层约束,约束程 度取决于电子能量;磁场效应使离子更容易向栅极 输运^[39]。为了进一步拓阔 ECRIT 的应用,ISAS 计划 在未来将 ECRIT 应用于小行星探测新计划 DESTI-NY+和太阳能帆船任务 OKEANOS^[40]。 4.2.2 氙工质 2cm ECRIT 研究状况

μ10成功的研究与应用促进了 ECRIT 向大型化 和 微型 化 发展,出现了 20 cm 直径 和 2 cm 直径 的 ECRIT 研究^[41-43]。其中,20 cm ECRIT 相关研究较少, 且至今并未应用于空间,下文仅围绕 2 cm ECRIT 进行 综述。

如图 5,6 所示,2008 年日本 ISAS 开发研究出直径 2cm 的 µ1 微型 ECRIT,该推力器由放电室结构相同的离子源和中和器组成,两个部件唯有头部存在径向会切型磁场。如图 7 所示,µ1 推力器集成系统体积为 34cm×26cm×16cm,干重 7.2kg,湿重 8.1~8.6kg,总功耗 27~34W,推力 210~300µN,比冲 740~1100s^[3]。



图5 2cm ECRIT离子源放电室结构示意图



(a) 实物
 (b) 86 μ1 微型 ECRIT 工作图^[44]

(b) 工作图像



图 7 μ1 微型 ECRIT 系统集成图^[3]

2208095-5

2012年日本东京大学实验研究μ1应用于引力 波探测的可行性^[44-45]。研究结果表明:2cm 推力器推 力在 20~316μN内连续可调,即推力动态范围为7%~ 100%;对推进剂流量进行精密控制,可以提高推力动 态范围并满足引力波需求;无反馈信号时,在 0.1~ 1.0Hz的频率内,μ1 推力噪声小于 0.2μN/Hz^{1/2}。这证明了 2cm ECRIT应用于引力波探测具有可行性。

2014年6月,μ1随50kg级"HODOYOSHI-4"小型航天探测器一起发射升空^[4],"HODOYOSHI-4"是 日本开发的下一代探测小行星的微纳卫星,验证了 2cm ECRIT作为微小卫星动力系统的可行性。

2014年12月3日,日本发射了70kg级"PROCY-ON"近地小行星探测器如图8所示,是迄今为止在太 阳系轨道内首先应用电推进及反馈控制技术的 100kg以下的飞行器^[46]。该探测器采用1台改进型 μ1和8台冷气推力器组合成的混合动力系统。其中 μ1用于长距离深空飞行,推力300μN,比冲1000s,总 功耗35W。冷气推力器用于姿控和轨控,推力20mN, 比冲24s,功耗8W。组合动力系统总质量为9.5kg,其 中包括2.5kg的氙气^[47]。



图8 "PROCYON"探测器微型 ECRIT^[46]

4.2.3 其它工质类型的 ECRIT 研究状况

(1)水工质 2cm ECRIT

水是自然界存在的一种非加压工质,它的储存 不需要复杂加压和减压部件,如果微型推力器以水 为工质,不仅可以简化系统结构,还可以提高系统可 靠性,因而水工质是微型电推力器的一种极佳候选。 由此日本对 2cm ECRIT 的研究也从氙气工质转变到 水工质,其工作符合微小卫星低成本开发的理念。 为此,横滨国立大学首先研究了水蒸气放电等离子 体特性^[48],为评估前述 2cm µ1性能奠定基础。横滨 国立大学采用 PIC/MCC-DSMC 三维粒子模拟方法研 究水工质注入方式对离子源内部等离子体的影响, 模拟结果表明水工质下游注入时导致放电室内中性 粒子的数密度增加,有利于提升推力器性能;H,O⁺和 OH*是推力的主要贡献成分。横滨国立大学对这类 推力器进行了三维 PIC 数值模拟^[49],其中考虑中性粒 子场的模拟,以评估其分布对放电和电子引出特性 的影响。模拟结果表明从下游注入水工质导致下游 表面电子损耗增加,电子引出电流降低。

东京大学对水工质 2 cm μ1 建立了用于评估推力 器性能的全局模型^[50],模型包含电子能量守恒方程、 中性粒子能量守恒方程、离子数守恒方程、中性粒子 数守恒方程、电荷守恒方程、准中性关系。东京大学 利用全局模型和实验方法研究和比较了水工质与氙 工质 2 cm ECRIT 的性能特性,考察了水质量流率和输 入微波功率对性能的影响,用四极质谱仪直接测量 了离解和双电荷离子的影响。模型计算与实验结果 表明,水工质推进剂利用率和比冲都明显低于氙气 工质,但是两种工质的放电损耗相当。

(2)用于吸气式电推进系统的ECRIT研究状况

日本 JAXA 2003年提出吸气式 ECRIT 的概念,设 计了一种绕流形气道,为蜂窝式平行直长管。由于 气体来流平行于进气道,和进气道壁面碰撞较少,有 着较高的进气效率^[13]。2013年,日本神户大学联合 日本空间与宇航科学研究所并利用激光爆轰束流源 模拟了超低地球轨道的大气环境(N₂和O)^[51],为如 图9所示的 ECR 离子源提供氮氧混合气体。实验表 明,为维持 N₂等离子体的产生,放电室内的最小压强 1×10⁻⁴torr;在 200V 加速电压下,引出束流为 16mA。



图9 日本吸气ECRIT实验研究系统

4.3 国内推力器研究状况

国内,西北工业大学2006年开展10cm ECRIT研究,2015年研究2cm微推力ECRIT^[52-54],上海航天控制技术研究所在此基础上把2cm推力器进行了改进并工程化,形成M2微波离子推力器并于2021年4月搭载到小卫星上,成功地完成了轨道控制空间飞行

任务^[16]。基于西北工业大学 10cm 氙气 ECRIT 的研究基础^[55-66],2020年在兰州空间技术物理研究所牵引下,以地球低轨道飞行器的阻力补偿为应用目标, 兰州空间技术物理研究所和西北工业大学合作开展 吸气式氮氧混合工质 10cm ECRIT研究。

4.3.1 氙气工质 10cm ECRIT 研究状况

在10cm ECRIT研究方面,西北工业大学在电磁 计算分析的基础上,设计并建立了具有轴向封闭和 开放磁镜场的喇叭型离子源和圆柱型中和器的 10cm,400W ECRIT实验模型。并在该实验模型的基 础上,开展了氙气放电特性和离子及电子束流引出 实验研究,实验观察到了和理论预估一致的 ECR 等 离子体亮区,从 ECRIT离子源和中和器引出104mA 的离子与电子束流^[55-63]。这证明了其研究的推力器 系统结构的合理性。

通过理论计算分析 ECRIT 内磁化等离子体的碰 撞特征和磁场分布规律,提出了 ECR 等离子体弯曲 静电探针的诊断方案,此方案能降低磁场对诊断的 干扰。实验表明:选取通过推力器轴线的水平面为 诊断面,与诊断平面垂直的柱状探针可以降低磁场 对诊断的干扰,同时提高诊断的空间分辨率。在此 基础上,诊断了 ECR 离子源和中和器内的等离子体 分布规律,研究了工作参数和磁路结构对等离子体 能量分布函数和密度的影响规律,以及等离子体在 磁场作用下的热状态偏离度^[64-65]。

根据 ECR 加热机理,采用碰撞辐射模型对 ECR 离子源内等离子体进行了发射光谱诊断,其结果和 探针诊断相一致^[55]。

通过等离子体静电探针诊断和离子束流引出实验,研究了具有不同尺度封闭磁镜场和开放磁场特征的ECR离子源和中和器的气体电离、等离子体分布和离子束流的特点与规律,计算了不同结构ECR 离子源和中和器内等离子体中的电磁波的传输和场 分布规律。通过实验、计算和理论分析,揭示了离子 源几何结构、工作参数、微波高频电场、静磁场和等 离子体场之间复杂的相互耦合关系及其对离子引出 束流性能的影响规律,得到推力性能最高的磁路优 化结构。在总加速电压 1800V, 氙气流量 3.33× 10⁻⁸m³/s, 微波功率 30W条件下, 该结构离子源最大推 力达到 7.5mN, 推进剂利用效率 80%, 放电损耗 300W/A。揭示了中和器的电子引出机制, 引出了和 离子源引出离子束流相匹配的电子电流, 实现离子 束流的中和^[65]。

基于共享内存并行模型,设计了 10cm ECR 离子 源和中和器全粒子 PIC/MCC 并行化程序,对粒子运 动推进、碰撞过程进行高效的加速并行计算,实现了 该程序显著的高计算速率。实验结果证明了该程序 的正确性。利用设计的 PIC 模拟软件,模拟了不同磁 路结构离子源内的等离子体输运过程,分析了磁路 结构对源内等离子体参数分布的影响^[66]。

4.3.2 氙气工质 2cm ECRIT 研究状况

在微型化的 2cm ECRIT 研究方面,西北工业大学 研制出第一代氙工质 2cm ECRIT 原理样机,如表 1 所 示,并开展了实验研究,得到推力、比冲、放电损耗、 推进剂利用效率分别为 153.4µN,1051s,389W/A,15% 的性能指标^[54]。

在第一代 2cm ECRIT 研究的基础上,通过修正推 力器的关键几何结构,使其适用于氙气等离子体特 征,并设计出的第二代 2cm ECRIT,其推力、比冲、放 电损耗和推进剂利用效率分别为 308µN, 1066s, 355.6W/A,22%,相较于第一代 2cm ECRIT,推力明显 提升。在该推力器原理样机系统^[52-54]的基础上,上海 航天控制技术研究所基于双层天线与多共振面结 构,对推力器结构进行了改进,大幅度拓宽了功率和 推力范围,形成 M2微波离子推力器。该推力器已于 2021年4月搭载到小卫星上,成功完成了轨道控制空 间飞行任务^[16]。

在第二代 2cm ECRIT 研究的基础上,进一步开展 磁路结构、微波高频电场分布规律优化研究,结合离 子源和中和器内部的等离子体输运和栅极及电子引 出孔板上游鞘层特征、壁面电荷损失和气体电离过 程、栅极系统或电子引出板结构特征之间的相互影 响与制约的复杂耦合关系,从等离子体诊断、电荷束 流引出实验和全离子 PIC 数值模拟三方面开展了细

Item	Thrust/µN	Specific impulse/s	Discharge loss/(W/A)	Propellant utilization efficiency/%
第一代	153.4	1051	389	15
第二代	308	1066	355.6	22
第三代	315	1639	407	31.6
第四代	359	1878	316	36.1

表1 氙气2cm ECRIT性能参数

致深入的研究,显著提升了离子源和中和器的性能, 形成第三、四代2cm ECRIT^[53-54,66-68]。

在引力波探测方面,根据空间飞行任务1~ 100µN需求,开展离子加速栅极系统的PIC数值模 拟,计算研究栅极孔径、加速电压和上游等离子体参 数对推力和离子聚焦性能的影响规律,修正了现有 栅极系统的结构参数;以满足引力波探测的推力需 求为目标,实验研究出满足引力波需求的2cm ECRIT。如图 10,11 所示,中和器保持 1W 微波输入 功率和1.67×10⁻⁹m³/s 氙气流量,离子源在0.5,1,2W 的输入功率、1.67×10⁻⁹m³/s的氙气流量以及100~ 1500V的离子束流加速电压条件下,推力器产生的推 力能在1.13~139.18µN内分区稳定连续可调,中和器 的最大耦合电压为24V,且整个推力产生阶段,加速 栅截获电流比η<15%,远低于引出的离子束流值,满 足精度需求。在推力器全工作参数范围内,引出离 子束流低于0.4mA时,中和器耦合电压为零的条件 下,羽流得到全部中和。在0.4mA以上的离子束流条 件下,随着引出粒子束流的增加,中和器耦合电压缓 慢增加到最高24V^[69]。此电压低于极限电压50V^[24], 可显著降低离子对内壁面的溅射。

西北工业大学开发出一套 2cm ECRIT离子源放 电室气体放电、栅极区离子加速及其羽流中和的一 体化 PIC 全粒子数值模拟程序。该程序用一种计算 网格结构,可以完成离子源内和栅极下游的大区域 空间计算,从而整体计算研究 ECRIT离子源放电室、 栅极间隙、羽流场的特征。从文献检索分析看,这套 程序在国内外首次出现。利用该程序研究了 ECRIT 的一体化等离子体场特征,分析了推力器内部的波 动以及栅极前鞘层不稳定性的产生机制、离子源天 线随栅极电势的响应,揭示了屏栅上游高压鞘层对 电子一种新的加热模式,揭示了加速栅表面一种新 的由下游离子波动引起的溅射模式和机理,此程序 可以为 2cm ECRIT 的结构优化、性能提升提供 思路[70-71]。

4.3.3 氙气工质其他 ECRIT 研究状况

兰州空间技术物理研究所开展了 5cm ECRIT 研究,开拓了国内的 ECRIT 的研究途径和思路,为拓宽 未来空间飞行器的飞行任务做出了贡献^[72]。 4.3.4 吸气式电推力器系统的 ECRIT 研究状况

2020年兰州空间技术物理研究所和西北工业大学合作,首先以现有10cm ECRIT 成熟的研究成果为基础,开展氮工质、1mm小孔进气方案的10cm ECRIT 实验研究,在离子源35W和50W的微波功率输入、1.67×10⁻⁷m³/s氮气流量、1500V离子加速电压条件下,分别获得3mN和6mN推力,ECR离子源和中和器在真空实验系统内协调工作图像如图12所示。

2021年为了降低推力器对推进剂供给压强的要 求,设计研究出了10cm ECRIT宽面积进气道离子源。 在研究中,用软件计算分析了离子源内的 ECR 加热 区域和强度;开发出稀薄气体流动数值模拟的DMSC 程序软件,计算分析了离子源中性气体输入后的密 度和压强分布,通过调整气体入口参数,使ECR加热 区的中性粒子密度最高、压强适中,从而有利于 ECR 加热和 ECR 等离子体的产生;利用软件,模拟计算了 ECR 离子源宽面积进气道对微波能量的屏蔽作用, 设计研究出合理的宽面积进气道结构与实物,使离 子源能在恰当的进气参数条件下以较高的微波能量 利用率产生气体放电并形成等离子体,同时抑制了 微波泄漏率,提高了推力器和气体收集装置的匹配 性;以2:1氮氧混合气体为工质,开展了宽面积进气 道 ECR 离子源的实验研究,在微波功率35W,工质流 量 1.67×10⁻⁷m³/s, 加速电压 1800V 条件下, 离子源产 生的推力评估值为4.55mN左右。离子源工作图像和 束流引出性能如图13所示。

在氦氧混合工质10cm ECRIT放电和离子束流引 出实验后,离子源内壁面出现以蓝色为主的沉积物, 屏栅外表面出现以蓝褐色为主的沉积物。对于前





图 11 推力器中和实验推力性能(*q*=1.67×10⁻⁹m³/s)



图 12 氮气工质 10 cm ECRIT 系统真空实验图像



者,可能的原因为负氧离子被阳极壁面电势加速,吸 附壁面电子后再和壁面碰撞引起溅射与氧化;对于 后者,可能的原因为屏栅和加速栅间隙会出现泄漏 的中性氧成分粒子,氧成分粒子和被栅极加速的电 荷产生了碰撞,导致栅间隙也出现了负氧离子,并被 屏栅电势加速吸引与其外表面相互作用,产生类离 子源内壁面的溅射和氧化过程。

此外,西北工业大学开展了2cm ECRIT稀薄空气的放电、离子束流引出实验研究。在空气工质2cm ECR 微型中和器的中和下,推力器产生的推力和比冲范围分别为84~380µN,569~926s,工质利用率4.2%~9.3%。通过研究性能参数的变化规律,发现最优推力器工作参数为离子源输入微波功率8W,空气流量1×10⁻⁸m³/s,加速电压1800V时,产生的推力250µN,比冲911s,工质利用率9.1%。

4.4 国内外的研究启示

4.4.1 美国大体积 ECRIT 的研究

美国研究大体积 ECRIT 的目标主要为满足空间 飞行任务对大推力电推进系统的需求。为此,在比 较大的结构中,美国采用轴向会切磁场结构有效地 把等离子体约束在轴线附近,降低了壁面损失,有利 于提高推力效率和离子束流引出。但是 ECRIT 的等 离子体密度存在不可突破的临界值,导致引出离子 束流和推力有限,不适应于大功率工作状态。

4.4.2 日本 ECRIT 的研究

日本在氙气 10cm ECRIT 研究方面,证明采用轴 向会切型磁路有利于提升 ECRIT 性能,是推力器应 该采取的方案。但是根据电磁波与等离子体的理 论[73],频率低的微波能量对等离子体加热效率低,临 界密度低,推力器内的等离子体密度最高值有限,所 以2.45GHz的微波频率不是推力器的合理参数。从 提升推力器的微波能量利用率角度出发,需要考虑 推力器结构对微波传输过程的影响,采用微波储存 能最高和微波传输效率最高的微波器件作为气体放 电室是最根本的需求。因此,需要根据微波和等离 子体理论对微波器件进行研究。10cm ECRIT 最后成 功应用的磁场具有喇叭型分布特征,由前后两个开 放和中间一个封闭的磁镜场区组成,ECR加热区顺 轴向分布。等离子体的电子沿封闭磁镜场磁力线往 返运动时,在ECR区被加热,再迁移至最低磁场强度 区域。封闭磁镜场中的高能电子有可能跨越到开放 的磁镜场中,与固体壁相遇后损失。所以必须合理设 计磁场结构,才能提升气体电离效率和推力器性能。

电离度低的氙气工质推力器内部大部分区域都可能发生气体电离现象,微波能量输入区域如果存在气体电离现象,微波传输天线壁面可能被等离子体溅射,影响微波传输过程,这是低电离能气体推力

器应该注意的问题。

日本在 2cm ECRIT研究方面,采用了近轴线区的 径向封闭磁镜场和近外壁面区的径向开放磁场,ECR 加热区域沿径向跨越了这两个磁场区,其中封闭磁 镜场对等离子体起主要的约束和加热作用。封闭磁 镜场区约束的等离子体由于碰撞沿负梯度方向跨越 磁力线向栅极或电子引出板漂移,最后被电极板鞘 层引出。封闭磁镜场中被加热到高能级的电子可以 挣脱封闭磁镜场约束,跨越到开放磁镜并损失在壁 面,降低气体电离率与推力器性能。封闭磁镜场区 域面积必须足够大、开放磁场区面积足够小是保证 等离子体加热效率、气体电离效率、推力性能高的保 障条件。

4.4.3 国内 ECRIT 的研究启示

国内在传统氙气 ECRIT 研究上,强调微波电场、 等离子体和静磁场相互耦合的实验与计算研究,致 力于磁化等离子体的诊断和全粒子PIC数值模拟研 究,全面综合了微波理论、数值模拟、性能实验和诊 断方面的研究,建立了一套 ECRIT 系统设计和研究 方法,形成了结构和性能不断有改进与提升的系列 10cm, 2cm ECRIT系统,其中2cm ECRIT经过改进被 应用到小卫星空间飞行试验中,证明了国内 ECRIT 研究路线的正确性。在PIC数值模拟方面,不局限于 目前常规的一些独立区域的计算研究,采用当前先 进的数值模拟技术,如多叉树、多重性网格的技术与 方法,开发了 ECRIT 从放电到束流引出和羽流中和 的全局域 PIC 数值模拟的计算程序。利用该程序把 推力器内部各区域视为一个整体进行数值模拟,能 揭示出前人孤立区域数值模拟难以发现的现象和规 律,能预估推力器的波动、振荡和响应等多方面的信 息,为扩展推力器的应用奠定基础。

ECRIT的工作过程包括ECR加热、粒子碰撞后 的等离子体形成,离子源栅极孔处自洽电场产生的 高压离子鞘层把电子全部屏蔽、离子引出并加速和 产生推力,中和器电子引出板小孔处自洽电场形成 的双鞘层把多数电子和部分离子引出并中和离子束 流。这些过程涉及的等离子体及其场以及静磁场和 微波电场都属于推力器内部固有的一套物质体系, 这些过程不因工质类型或推力器结构与材料的不同 而不同,因此对于不同介质推力器工作和原理都具 有普适性。因而只要氙气工质ECRIT能可靠产生推 力,则其他工质的ECRIT也可以产生推力。其差异 是不同工质的基元粒子质量不同,导致推力器推力 性能、内部气体放电效率、等离子体动力学特征、等 离子体和壁面材料的相互作用过程不同,栅极加速 的离子将不再是单一的离子,而是质量不同、运动速 度和轨迹不同的离子体系。中和器遇到的困难在于 引出电子电流的同时,部分离子也被引出。以氮氧 混合气体等轻质介质为工质时,中和器需要把轻质 离子和中性粒子都屏蔽在内部,以增加其驻留时间。 这些问题为推力器的研究带来了前所未有的挑战。

5 制约ECRIT发展的因素及其对策分析

5.1 制约 ECRIT 向大推力方向发展的关键问题与 对策分析

5.1.1 原理固有问题

ECRIT的气体放电和推力产生与维持依赖于电 子回旋共振的加热过程,此过程中磁场对电子的约 束有重要的作用。气体放电后的一个重要过程是等 离子体向栅极的大范围扩散和迁移,使栅极前等离 子体密度及其均匀度最大化、推力及其产生面积最 大化,这需要电子回旋共振区以外的磁场强度逐渐 降低。但是大推力需求推力器的大体积结构、高气 体流量和高微波功率水平。在高微波功率条件下, 电子通过微波直接加热获得能量的方式不能忽略, 但 ECR 加热仍占据主导,即等离子体依然主要产生 于 ECR 区附近。在推力器大体积结构中,电子回旋 共振加热需要的磁场和微波高频电场耦合关系不 变,ECR加热区域不会因为高能电子能量提高有显 著的扩大,导致推力器等离子体的传输区域和能量 沉积从整体上不会有显著增加,等离子体的均匀性 也不会得到改善。

另外离子推力器的栅极引出离子电流存在的 Child-Langmuir电流极限也限制了推力上限。这些 问题制约了ECRIT向高功率、大推力方向发展,国际 上现有的ECRIT研究与应用状况也证明了这一点。 5.1.2 多场耦合关系带来的问题

根据磁场下等离子体与电磁波相互作用理论^[73], 等离子体的存在会限制电磁波的传输,即当等离子 体频率低于微波频率时,微波能量才能被传输并产 生加热作用。微波功率增加导致等离子体频率达到 微波频率(即截止频率)时,微波被截止并反射,失去 对等离子体的加热作用,因此微波功率一味提高并 不能带来 ECRIT 等离子体密度和推力的持续提升。 5.1.3 设备方面的问题

ECRIT依赖于微波源输出的微波功率产生等离 子体,可用于推力器的微波源主要有固态微波源和 行波管微波源。固态微波源具有体积小、质量轻和 低在线电压的特点,使用安全,效率低于40%,是总电 功率70W以下、微波功率10W以下微型ECRIT的首 选。高于此功率水平的推力器,如果还使用固态微 波源将导致总体效率大幅度降低,是不可行的方案。 行波管微波源的效率达50%~60%,体积和质量适中, 缺点是在线电压高达上千伏,可用在微波功率需求 70W以上、200W以下的推力器。高于200W行波管将 因推力器推重比过低而难以应用。所以微波源性能也 是制约推力器朝大推力方向发展的制约因素之一。 5.1.4 解决问题的对策

解决设备问题的关键在于微波电子行业的技术发 展状态,不属于本文电推力器研究专题,此处不赘述。

解决原理固有和多场耦合关系问题的对策,一 是采用双频 ECR 离子源结构,在离子源内产生两个 不同微波频率的 ECR 加热区,以提升气体电离度、等 离子体向栅极的输运状态,降低等离子体损失,增加 栅极前离子密度及其分布均匀度,进而提升推力。 二是借鉴霍尔推力器加速通道陶瓷材料壁面在离子 溅射下的二次电子发射机制,根据微波理论与技术, 研究出不影响微波能量传输效率的金属与陶瓷介质 材料相互结合的离子源方案。在内壁面负氧离子溅 射的关键部位铺设陶瓷结构层,陶瓷表面在重粒子 的溅射下发射出客观的二次电子并进入等离子体 区,达到提高等离子体密度和气体电离率的目的。 同时陶瓷本身的耐氧化作用将降低负氧离子对壁面 的氧化作用。

5.2 制约 ECRIT 向微推力方向发展的因素

用于空间推进的ECRIT的电子回旋共振离子源 与20世纪70年代发展起来的高能离子回旋加速器 同源,高能离子回旋加速器利用磁场使离子产生回 旋运动并被加速为高能离子,产生不同品质的高能 离子束流,例如质子、重离子、高核态重离子束流。 高能重离子束流用于研究离子物理,低剂量的高能 质子用于癌症治疗。从原理上讲,高能离子回旋加 速器产生的高能离子束流没有下限。针对 ECRIT,其 工作参数、结构尺度以及内部静磁场、高频电场和等 离子体场的耦合是影响推力器性能的重要因素,其 中静磁场约束等离子体的输运过程,磁场强度及其 分布合适就可以减缓等离子体的输运,使得引出离 子束流下限更低,甚至可以出现若干个离子的加速 引出过程。目前国内外微推进技术的推力水平已经 达到微牛级。再往下走也可能出现纳牛级电推进技 术,但是这种技术能否被实用取决于电推进系统功 率水平、气体流量和纳牛级推力水平的鉴定。所以 制约 ECRIT 向微推力方向发展的因素主要是微量参数的定标技术。

6 结束语

国外,日本深耕于ECRIT这一领域,完成了10cm, 2cm ECRIT的验证与应用。国内,自2006年以来,西 北工业大学紧紧瞄准这一电推进技术领域,完成了 10cm,2cm ECRIT工程样机的研制与改进。随后,上 海航天控制技术研究所完成了2cm ECRIT的在轨验 证。除此之外少见其他国家开展ECRIT研究和应用。

在目前空间飞行任务和电推进技术的发展形式 下,经典考夫曼离子推力器和霍尔推力器几乎占据 大部分飞行任务空间。独特的原理和工作过程限制 了ECRIT推力性能的提升,并进一步限制了其的应 用。但是,国际上重要的引力波探测计划迫切需要 微推力控制,地球低轨道空间飞行任务迫切需要以 低轨道环境大气为推进剂的低推力吸气式电推进系 统,长时间的深空探测也需要被证明有长寿命特征 的低推力ECRIT,这些需求为微型化的径向磁镜场以 及轴向会切磁场结构的ECRIT和氙工质及氮氧混合 工质10cm ECRIT的发展带来契机。国内在ECRIT的研 究方面初见端倪,更需继续努力探索和创新,使ECRIT 的发展水平实现质的飞跃。

致 谢:感谢国家自然科学项目的资助。

参考文献

- [1] Nishiyama K, Hosoda S, Koizumi H, et al. Hayabusa's Way Back to Earth by Microwave Discharge Ion Engines
 [C]. Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.
- [2] Watanabe S, Tsuda Y, Yoshikawa M, et al. Hayabusa2 Mission Overview [J]. Space Science Reviews, 2017, 208 (1-4): 3-16.
- [3] 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).
- [4] Funase R, Koizumi H, Nakasuka S, et al. 50kg-Class Deep Space Exploration Technology Demonstration Micro-Spacecraft PROCYON [C]. Reston: 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2014.
- [5] Castillo-Rogez J C, Pavone M, Nesnas I A D, et al. Expected Science Return of Spatially-Extended in-Situ Exploration at Small Solar System Bodies [C]. Big Sky: 2012 IEEE Aerospace Conference, 2012.

- [6] Grieve R A F. Logan Medallist 4. Large-Scale Impact and Earth History [J]. Geoscience Canada, 2017, 44 (1): 1-26.
- [7] Popova O P, Jenniskens P, Emel'yanenko V, et al. Chelyabinsk Airburst, Damage Assessment, Meteorite Recovery, and Characterization [J]. Science, 2013, 342: 1069-1073.
- [8] Fichter W, Schleicher A, Bennani S, et al. Closed Loop Performance and Limitations of the LISA Pathfinder Drag-Free Control System [C]. South Carolina: Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007.
- [9] 马隆飞,贺建武,段 俐,等.百微牛级 微推力器结构优化研究[C].南京:第十五届中国电推进学术会议,2019.
- [10] 胡明,李洪银,周泽兵.无拖曳控制技术及其应用[J].载人航天,2013,19(2):61-69.
- [11] Crisp N H, Roberts P C E, Livadiotti S, et al. The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Missions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 117: 100619.
- [12] Crisp N H, Roberts P C E, Romano F, et al. System Modelling of Very Low Earth Orbit Satellites for Earth Observation[J]. Acta Astronautica, 2021, 187: 475-491.
- [13] Nishiyama K. Air Breathing Ion Engine Concept [C]. Bremen: 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, 2003.
- [14] Romano F, Chan Y A, Herdrich G, et al. RF Helicon-Based Inductive Plasma Thruster(IPT) Design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System (ABEP)
 [J]. Acta Astronautica, 2020, 176: 476-483.
- [15] Pekker L, Keidar M. Analysis of Air Breathing Hall Effect Thruster [C]. Hawaii: 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 2011.
- [16] 韩罗峰,朱康武,黄文斌,等.M2型微波离子推进系统研制及在轨验证[J].真空与低温,2022,28(1): 98-105.
- [17] Foster J E, Patterson M J. Microwave ECR Ion Thruster Development Activities at NASA GRC [C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.
- [18] Goede H. 30-cm Electron Cyclotron Plasma Generator
 [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1987, 24(5): 437-443.
- [19] Foster J, Haag T, Kamhawi H, et al. The High Power Electric Propulsion (HiPEP) Ion Thruster [C]. Florida: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [20] Foster J E, Patterson M J. Discharge Characterization of 40-Centimeter Microwave Electron Cyclotron Resonance Ion Source and Neutralizer[J]. Journal of Propulsion and

Power, 2005, 21(5): 862-869.

- [21] Kuninaka H, Miyoshi H, Kuriki K, et al. Microwave Ion Engine Integrated Neutralizer[C]. Orlando: 21st International Electric Propulsion Conference, 1990.
- [22] Miyoshi H, Ichimura S, Yoshinodai S, et al. Microwave Ion Thruster with Electron Cyclotron Resonance Discharge [C]. Viareggio: 22nd International Electric Propulsion Conference, 1991.
- [23] Kuninaka H, Hiroe N, Kitaoka K, et al. Development of Ion Thruster System for Interplanetary Missions [C]. Seattle: 23rd International Electric Propulsion Conference, 1993.
- [24] Kuninaka H, Ishikawa Y. Microwave Plasma Contactor
 [C]. Seattle: 23rd International Electric Propulsion Conference, 1993.
- [25] Kuninaka H, Horiuchi Y. System Operation of Microwave Discharge Ion Thruster [C]. Indianapolis: 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1994.
- [26] Kuninaka H, Satori S, Horiuchi Y. Continuous Operation Test of Microwave Discharge Ion Thruster System
 [C]. San Diego: 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [27] Kuninaka H, Satori S. Development of Microwave Discharge Ion Thruster for Asteroid Sample Return Mission
 [C]. Florida: 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [28] Kuninaka H, Funaki I, Shimizu Y, et al. Status on Endurance Test of Cathode-Less Microwave Discharge Ion Thruster [C]. Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [29] Toki K. Development Status of a Microwave Ion Engine System for the MUSES-C Mission [C]. Kitakyushu: 26th International Electric Propulsion Conference, 1999.
- [30] Kuninaka H, Funaki I, Nishiyama K, et al. Result of 18,000-hour Endurance Test on Microwave Discharge Ion Thruster Engineering Model [C]. Las Vegas: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000.
- [31] Toki K, Kuninaka H, Nishiyama K, et al. Technological Readiness of Microwave Ion Engine System for MUSES-C Mission [C]. Pasadena: 27th International Electric Propulsion Conference, 2001.
- [32] Funaki I, Kuninaka H, Toki K, et al. Plasma Diagnostics and Numerical Modeling of a Microwave Ion Engine
 [C]. Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [33] Funaki I, Kuninaka H, Toki K. Plasma Characterization of a 10-cm Diameter Microwave Discharge Ion Thruster
 [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 718-727.

- [34] Tsukizaki R, Koizumi H, Nishiyama K, et al. Measurement of Axial Neutral Density Profiles in a Microwave Discharge Ion Thruster by Laser Absorption Spectroscopy with Optical Fiber Probes[J]. Review of Scientific Instruments, 2011, 82(12): 123103.
- [35] Tsukizaki R, Koizumi H, Nishiyama K, et al. Plasma Diagnostics inside the ECR Ion Thruster μ10 by Laser Absorption Spectroscopy with Optical Fiber Probes [C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [36] Tsukizaki R, Ise T, Koizumi H, et al. Thrust Enhancement of a Microwave Ion Thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1383-1389.
- [37] Nishiyama K, Hosoda S, Usui M, et al. Feasibility Study on Performance Enhancement Options for the ECR Ion Thruster µ10[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7(26).
- [38] Tani Y, Tsukizaki R, Koda D, et al. Performance Improvement of the µ10 Microwave Discharge Ion Thruster by Expansion of the Plasma Production Volume[J]. Acta Astronautica, 2019, 157: 425-434.
- [39] Yamashita Y, Tani Y, Tsukizaki R, et al. Numerical Investigation of Plasma Properties for the Microwave Discharge Ion Thruster μ10 Using PIC-MCC Simulation [J]. *Physics of Plasmas*, 2019, 26(7): 073510.
- [40] Yamashita Y, Tani Y, Tsukizaki R, et al. Characteristics of Plasma and Gas in Microwave Discharge Ion Thruster μ10 Using Kinetic Particle Simulation [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2020, 18 (3): 57-63.
- [41] Funaki I, Nishiyama K, Kuninaka H, et al. 20mN-Class Microwave Discharge Ion Thruster[C]. Pasadena: 27th International Electric Propulsion Conference, 2001.
- [42] Nishiyama K, Nakai T, Kuninaka H. Performance Improvement of the Microwave Discharge Ion Thruster μ20
 [C]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [43] Kuninaka H. Activities on Electric Propulsion in Japan-Space Flight from Basic Research [C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [44] Koizumi H, Komurasaki K, Arakawa Y. Development of the Miniature Ion Propulsion System for 50kg Small Spacecraft [C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [45] Izumi T, Koizumi H, Yamagiwa Y, et al. Performance of Miniature Microwave Discharge Ion Thruster for Drag-Free Control [C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE

Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.

- [46] Kawahara H, Asakawa J, Yaginuma K, et al. Ground Experiment for the Small Unified Propulsion System: I-COUPS Installed on the Small Space Probe: PROCYON
 [C]. Kobe: 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.
- [47] Koizumi H, Komurasaki K, Aoyama J, et al. Engineering Model of the Miniature Ion Propulsion System for the Nano-Satellite: HODOYOSHI-4[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2014, 12(29).
- [48] Nakamura K, Koizumi H, Takao Y. Investigation of Ion Species in Water Plasma Discharges for Miniature Microwave Discharge Ion Thrusters [C]. Cincinnati: The 2018 Joint Propulsion Conference, 2018.
- [49] Takao Y, Kodama T, Sato Y, et al. Three-Dimensional Neutral and Charged Particle Simulations for a Miniature Microwave Discharge Neutralizer Using Water as the Propellant[C]. Virtual Event: The AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 2020.
- [50] Nakagawa Y, Koizumi H, Naito Y, et al. Water and Xenon ECR Ion Thruster—Comparison in Global Model and Experiment[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2020, 29(10): 105003.
- [51] Tagawa M, Yokota K, Nishiyama K, et al. Experimental Study of Air Breathing Ion Engine Using Laser Detonation Beam Source[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(3): 501-506.
- [52] 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 Ming-jie, YANG Juan, FENG Bing-bing, 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.)
- [53] 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):327-333.
- [54] 汤明杰. 微型电子回旋共振离子推力器电磁计算分析 和束流引出实验研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [55] Yang J, Shi F, Jin Y, et al. Experiment Study of an Electron Cyclotron Resonant Ion Source Based on a Tapered Resonance Cavity [J]. Physics of Plasmas, 2013, 20(12): 123505.
- [56] 杨 涓,石 峰,杨铁链,等.电子回旋共振离子推力器放电室等离子体数值模拟[J].物理学报,2010, 59(12):8701-8706.
- [57] 杨 涓,王雲民,马艳杰,等.不同磁路结构 ECRIT 放电室实验研究[J].西北工业大学学报,2012,30

(3): 326-332.

- [58] 孟志强,杨 涓,许映乔,等.电子回旋共振离子推 力器放电室低信号调试[J].推进技术,2011,32(3): 421-424. (MENG Zhi-qiang, YANG Juan, XU Yingqiao, et al. Regulation Experiment on the Discharge Chamber of Electron Cyclotron Resonance Ion Thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 421-424.)
- [59] 杨 涓,王 阳,孟志强,等.电子回旋共振离子推 力器放电室等离子体静电探针诊断[J].机械科学与 技术,2013,32(2):203-208.
- [60] 杨铁链,杨 涓,毛根旺,等.电子回旋共振推力器 放电室内磁场与微波电磁场分析[J].中国空间科学 技术,2009,29(2):46-52.
- [61] 刘文一,杨 涓,毛根旺,等.电子回旋共振推力器 C/C 复合材料栅极的力学性能[J].推进技术,2007, 28(6):692-696. (LIU Wen-yi, YANG Juan, MAO Gen-wang, et al. Mechanical Property Evaluation of C/C Composite Material Grids for Electron Resonance Thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 692-696.)
- [62] 杨铁链,杨 涓,谭小群,等.电子回旋共振推力器 中和器内磁场与微波电磁场计算分析[J].固体火箭 技术,2009,32(4):404-408.
- [63] Jin Y, Yang J, Tang M, et al. Diagnosing the Fine Structure of Electron Energy Within the ECRIT Ion Source[J]. *Plasma Science and Technology*, 2016, 18(7): 744-750.
- [64] Mou H, Jin Y, Yang J, et al. Interaction Between Plas-

ma and Electromagnetic Field in Ion Source of 10cm ECR Ion Thruster[J]. *Chinese Physics B*, 2022, 31(7): 467– 475.

- [65] 金逸舟,杨 涓,冯冰冰,等.不同磁路电子回旋共振离子源引出实验[J].物理学报,2016,65(4):202-210.
- [66] 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.
- [67] 夏 旭,杨 涓,金逸舟,等.磁路和天线位置对2cm
 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.
- [68] 夏 旭,杨 涓,付瑜亮,等.2cm电子回旋共振离子 推力器离子源中磁场对等离子体特性与壁面电流影响 的数值模拟[J].物理学报,2021,70(7):075204.
- [69] 胡 展. 微牛级 ECR 离子推力器推力调节研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2021.
- [70] Fu Y, Yang J, Mou H, et al. Integrative Simulation of a 2cm Electron Cyclotron Resonance Ion Source with Full Particle-in-Cell Method [J]. Computer Physics Communications, 2022, 278: 108395.
- [71] Xia X, Yang J, Jin Y, et al. The Influence of Magnetic Circuit and Operating Parameters on the Plasma Property of 2cm ECRIT Ion Source [J]. Vacuum, 2020, 179: 109517.
- [72] Fu S, Ding Z, Ke Y, et al. Design Optimization and Experiment of 5cm ECR Ion Thruster [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2020, 48(3): 676-684.
- [73] Chen F F. Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion[M]. Germany: Springer, 1984.

(编辑:白 鹭)