

射频离子推力器研究进展

马隆飞¹, 贺建武^{1,2}, 罗军¹, 章楚¹, 杨超¹, 付佳豪², 段俐^{1,2}, 康琦^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所微重力重点实验室, 北京 100190; 2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 详细介绍了射频离子推力器的工作原理, 以及近60年微牛级和毫牛级射频离子推力器的研究历程和成果。射频离子推进系统涉及多项关键技术难题, 针对工质选取、射频电路阻抗匹配、气体流量控制、电中和控制和寿命问题提出了初步解决方案, 结合射频离子推力器未来应用的需求, 展望了射频离子推力器的发展趋势和研究方向。

关键词: 射频离子推力器; 电推进; 微推力

中图分类号: V439+1

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)02-0111-13

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230036

引用格式: 马隆飞, 贺建武, 罗军, 等. 射频离子推力器研究进展[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(2): 111-123.

Reference format: MA L F, HE J W, LUO J, et al. Research progress of radio frequency ion thruster[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(2): 111-123.

引言

随着空间探测设备和航天技术的快速发展, 微重力科学、空间基础物理和深空探测等领域成为关注的热点, 空间探测任务对卫星平台的微重力水平、姿态和寿命也提出了更为严苛的要求。作为卫星的动力装置, 推进系统的可靠性、寿命和推力范围等性能决定了卫星平台的性能。基于激光干涉的空间引力波探测任务, 中国科学院提出的“空间太极计划”(Taiji)要求卫星推进系统具备微牛至百微牛的推力输出及亚微牛级推力分辨力、低推力噪声和长寿命等, 维持卫星平台的稳定性, 满足高精度测量需求^[1]。而深空探测任务要求推进系统长期提供动力且具有高比冲和高效等特点。与传统化学和冷气推力器相比, 电推进将电能转化为粒子运动的动能时, 粒子运动速率更高, 具有高比冲、高效率、长寿命等特点, 应用范围更广。

美国Goddard和俄罗斯Tsiolkovskiy分别在1906年和1911年提出利用电能产生推力的电推进概念^[2], 在经历了100多年的发展之后, 电推进技术从梦想时代(1906—1945)逐渐走向空间广泛应用(1993—至今)。结合空间任务的不同需求, 电推力器如雨后春笋般涌现, 主要包括电热型、静电型和电磁型, 部分推力器

类型和性能如表1所示。其中, 静电型推力器的栅极又可细分为Kaufmann型、射频和电子回旋加速型离子推力器等。对比不同类型的电推力器性能发现, 每种电推力器都有显著的优缺点, 但无法实现同一种电推力器满足所有的空间任务, 所以航天器需根据空间任务的需求为推进系统选型。

射频离子推力器(Radio frequency Ion Thruster, RIT)是一种基于感性耦合射频等离子体自持放电的栅极离子推力器, 其具有栅极离子推力器比冲高、推力可调、寿命长等特性。感性耦合射频等离子体放电室内不需要阴极和偏置电极, 外部也无需永磁体, 仅靠射频能量即可维持等离子体的自持放电, 极大地简化了结构设计, 又提高了推力器的寿命和可靠性。因此, 射频离子推力器可大可小, 可满足纳卫星到大型卫星多种任务的需求, 这是其它栅极离子推力器所不具备的。射频离子推力器通过改变工质流量、射频功率和加速电压实现推力的调节, 推力器具有响应速度快、控制精度高、获得的推力噪声水平极低等特点, 可作为深空探测、高精度编队飞行和无拖曳控制等任务的执行机构, 如火星探测、星际远航、空间引力波探测及等效原理验证等任务^[12]。此外, 射频离子推力器由于不存在阴极和电极材料氧化的问题, 工质可选用氙气、碘、氩气、氧气、氮气及各种混合气体, 仅

表1 电推力器类型^[3-11]
Table 1 Types of electric thrusters^[3-11]

类型	工质	推力范围/mN	功率/kW	比冲/s	效率/%	
电热型	电阻加热推力器	肼/氨	100~500	0.5~1.5	300	65~90
	电弧加热推力器	肼/氢气	200~2 000	0.3~100	500~2 000	25~45
	微波等离子体推力器	氮气/氦气/氙气	30~2 000	0.1~40	600~1 400	50~60
静电型	栅极离子推力器	氙气/氮气/氙气/碘	0.005~200	0.01~2.5	120~5 000	11~80
	多级会切场推力器	氙气/氮气/氙气	0.028~150	0.02~3	300~5 500	10~50
	霍尔效应推力器	氙气/氮气/氙气	$1.3 \times 10^3 \sim 3 000$	0.005~100	30~2 000	35~60
	场发射式推力器	铯/铯/铜	0.001~1.4	0.01~0.15	4 000~12 000	30~90
	胶体推力器	丙三醇+添加剂	0.001~1	0.005~0.05	500~1 500	60~90
	激光加速推力器	无限制	0~100	1 000	10^7	/
电磁型	脉冲等离子体推力器	聚四氟乙烯	0.06~5.2	0.01~0.2	200~1 000	6~10
	磁等离子体推力器	肼/氢气/锂	$1 000 \sim 2 \times 10^5$ N	1~4 000	2 000~5 000	25
	可变比冲磁等离子体火箭	氢气	$10^6 \sim 2 \times 10^6$	$10^3 \sim 10^4$	3 000~30 000	< 60

需足够的电能即可获得持续推力,可满足吸气式推进系统的要求,无需携带工质,为火星探测等深空任务提供技术基础^[13-15]。

本文基于射频离子推进技术,介绍了近60年国内外对射频离子推力器从工作原理研究到在轨试验的发展历程,总结出射频离子推进技术在空间应用中的关键问题,并结合未来航天任务的需求,展望了射频离子推力器的发展趋势和研究方向。

1 射频离子推力器

射频离子推力器基于射频感性耦合等离子体工作原理,气体工质从气瓶流经减压阀,通过质量流量控制器实现高精度流量控制,再通过推力器气体分配器进入放电室。当射频电流加载到射频天线时,在放电室内部会形成电磁场,电子在电场中获得能量与中性原子碰撞,发生电离形成等离子体。放电室的另一端由屏栅极和加速栅极(三栅极结构还包含减速栅极)组成离子光学系统,当屏栅极输入正电压,加速栅极输入负电压时,放电室中的离子将经过离子光学系统引出、聚焦和加速,从而产生推力。此外,中和器发射电子束流,其离子束流使射频离子推进系统保持电中性。根据射频离子推力器的工作原理,射频离子推进系统主要包括工质贮供单元、流量控制单元、射频发生器、射频匹配单元、电源处理与控制单元、推力器以及中和器,其工作原理如图1所示。

与其它类型推力器相比,射频离子推力器相对简单,放电室内部无阴极等结构,可实现小型化,同时具备推力连续可调、比冲高、响应快、长寿命等特点。针对空间任务的需求,在地面完成原理样机优化后,可进入工程化阶段,短期内可实现在轨飞行,大大缩短了研制周期,且空间应用范围广。

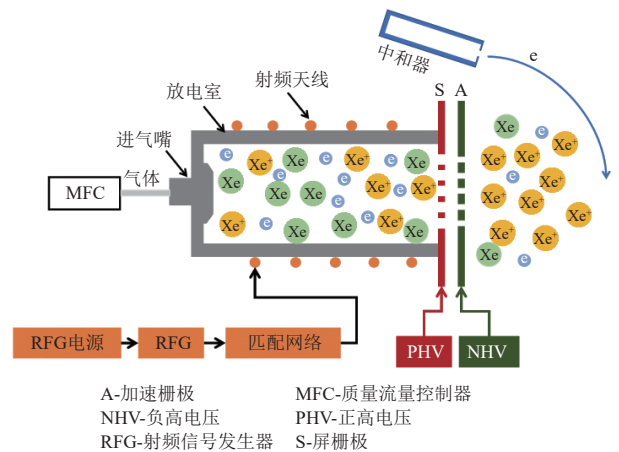


图1 射频离子推进系统

Fig. 1 Radio-frequency ion thruster system

2 射频离子推力器研究进展

射频离子推力器的研究可追溯到20世纪60年代,在60多年的发展过程中,经历了理论研究、原理样机研制、工程转化与在轨关键技术验证。中国关于射频离子推力器的研究在近10年开始发力,并实现了在轨飞行验证。

2.1 微牛级射频离子推力器

微牛级RIT主要应用于高稳定高精度的空间科学任务,如引力波探测、类地行星探测、星系测绘等。1960年,University of Giessen的Loeb教授面向空间电推进技术组建了射频离子推进技术研究团队,并在2004年根据前期开展的毫牛级RIT研究结果,研制了RIT- μ X系列微推力器),主要面向欧洲航天局(European Space Agency, ESA)提出的新型空间科学任务无拖曳控制和高精度编队飞行的需求,如IRSI-Darwin (Infra Red Space Interferometry-Darwin)、盖亚(GAIA)和激光干涉空间天线(Laser Interferometer

Space Antenna, LISA) 计划等, 一般要求推力器具有推力线性调节范围大、控制精度高、噪声低和响应速度快等特性。RIT- μ X系列的放电室内径尺寸1~4 cm^[16], 为实现50~500 μ N推力精细调节, 研制了一套放电室内径2.5 cm的RIT-2.5, 离子光学系统采用37孔设计, 如图2所示^[17]。经地面试验测试, μ RIT-2.5推力范围50~575 μ N, 最大推力时, 工质利用率达到了51.5%, 电效率为46.5%, 总功率约为34.4 W^[18]。 μ RIT-4的离子光学系统有两种结构设计, 分别是7孔栅极和151孔栅极, 其中7孔栅极的 μ RIT-4可得到10~200 μ N的推力调节, 151孔栅极为毫牛级推力设计^[19]。University of Giessen探索了RIT- μ X作为电子源的工作模式, 提出了推力器、双栅极电子源和单栅极电子源3种工作模式, 其中单栅极等离子桥电子源在24 W功率和0.3 sccm工质流量下, 可引出140 mA电子束流, 性能优异^[20]。



图2 μ RIT-2.5原理样机^[17]
Fig. 2 Prototype of μ RIT-2.5^[17]

宾夕法尼亚大学Micci在20世纪90年代带领团队开始研究电推进技术, 以电热式推力器为主要研究对象, 直到2000年后才开展了射频离子微推力器的研制。Micci教授团队研制的第一台射频离子微推力器MRIT (Miniature RIT) 放电室直径1.25 cm, 最大推力250 μ N, 总功15 W, 射频频率13.56 MHz, 该推力器曾计划作为University of Pennsylvania研制的LionSat卫星推进系统^[21]。在后续推力器优化中, 放电室结构改为圆锥形, 放电室直径和有效长度均为1.0 cm, 射频频率降至1.0~1.5 MHz, 综合性能大幅提高, 推力范围1.45~59 μ N, 比冲达到了5 480 s, 工质利用率可达到80%, 总效率约为12.84%, 原理样机如图3所示。MRIT功耗较大, 原因是工质气体为氙气, 若改为氙气或碘, 推力器性能会进一步提高^[22]。

Tsay博士建立了射频离子推力器数值仿真模型, 利用该模型分析了射频离子推力器在不同工况下的性能^[23]。Tsay于2009年开展了BRFIT-1原理样机的研究, 其设计的两款BRFIT-1最大推力分别为50 μ N和150 μ N, 这两款射频离子推力器配备的中和器均为Busek研发的碳纳米管场发射式中和器CNTFE, 该中和器无需工

质, 功耗低于1 W, 极大地降低了微推进系统的功耗并简化了系统设计^[24]。在ESA与美国国家航空航天局 (National Aeronautics Space and Administration, NASA) 重新联合开展空间引力波探测的背景下, Busek进一步优化BRFIT-1的设计方案, 并完成了系统模块化, 工质流量采用压电陶瓷阀控制, 工质流量范围0~0.2 sccm, 氙气漏率10⁻⁶ sccm量级, 功耗低于0.5 W, 总重低于40 g, 推力系统如图4所示^[25]。优化的BRFIT-1系统推力范围30~40 μ N, 在工质流量闭环控制下, 推力分辨率可实现0.1 μ N, 总功耗约为20 W, 射频模块效率最高可达75%。2015年, Busek完成了BRFIT-1的工程产品研制, 并更名为“BIT-1”, 总功耗10 W, 标准推力100 μ N, 比冲最高可达2 150 s, 推力器重量53 g, 射频模块效率提升至80%, 微推进系统性能进一步提升^[26]。

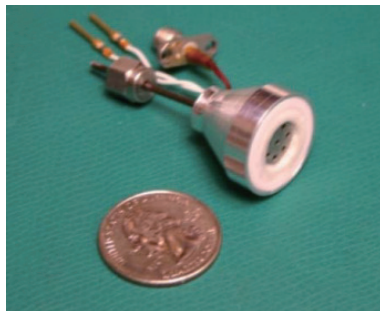


图3 MRIT原理样机^[22]
Fig. 3 The MRIT prototype^[22]

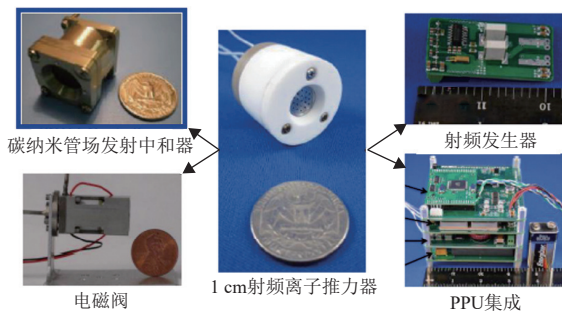


图4 BRFIT-1推进系统^[27]
Fig. 4 BRFIT-1 thruster system^[27]

2011年, University of Southampton的Collingwood博士为实现极低推力控制目标, 研制了差分式射频离子微推力器MidGIT, 推进系统设计如图5所示。该推力器放电室内径2.8 cm, 采用同轴反向输出实现推力差分, 并设计了粗推力和精细推力控制模式。在粗推力控制模式下, 推力器仅产生单边离子束流, 推力范围150 μ N~1 mN, 推力重复度0.5 mN, 推力为1 mN时, 比冲大于1 500 s; 在精细调节模式下, 推力范围1~150 μ N, 推力精度达到0.5 μ N, 推力为12 μ N时比

冲大于 $90\text{ s}^{[4]}$ 。ESA在2011年提出了离子束驱动的非接触式太空垃圾清理(Ion Beam Shepherd, IBS)方法,欧洲和乌克兰多所院校共同开展了LEOSWEEP(Improve Low Earth Orbit Security with Enhanced Electric Propulsion)任务并采用IBS,其中University of Southampton改进了差分式射频离子推力器,一端离子羽流作为脉冲传递(Impulse Transfer),另一端离子羽流作为脉冲补偿(Impulse Compensation),百瓦级射频功率可实现 6.5 mN 推力。由于该推力器相当于两台射频离子微推力器同时工作,比冲、功推比和推力精度等性能低于同尺寸等级的射频离子推力器^[28]。

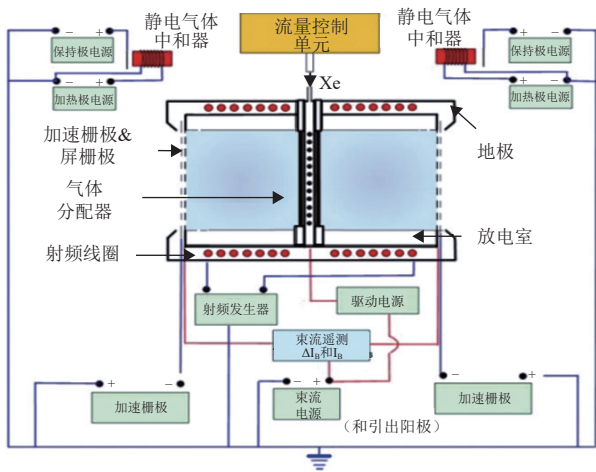


图5 MiDGIT系统^[4]
Fig. 5 The MiDGIT system^[4]

2014年, Ecole Polytechnique提出利用射频偏压栅极交替引出离子和电子,实现射频等离子体源自中和,并利用减速场能量分析仪、朗缪尔探针和束流靶诊断手段对比射频自偏压栅极和传统直流栅极离子能量分布、悬浮电位和离子束流值等特性,同时测试了氙气、氙气和氮气工质,发现在两种带电粒子加速方式下,等离子体特性相似,但射频偏压栅极引出的粒子能量分布更广,羽流悬浮电位略低,离子引出效率提升 $20\% \sim 30\%$,该研究为自中和射频离子微推力器的研制奠定了基础^[29]。2016年, ThrustMe等在先前工作的基础上共同研发了自中和射频离子微推力器,初步试验结果显示,该推力器推力约 $200\text{ }\mu\text{N}$,但推力输出不稳定,与1U卫星的实际应用要求差距较大^[30]。随后ThrustMe通过仿真深入研究了栅极电压频率对推力器离子束流和电子束流引出的影响,发现交流电频率高于 15 MHz 时离子才能有效地通过栅极加速^[31]。2017年, ThrustMe公布了其研制的自中和射频离子推力器性能,如表2所示^[32]。

表2 ThrustMe自中和射频离子推力器性能^[32]

Table 2 Performance of self-neutralizer RIT at ThrustMe^[32]

性能指标	参数
总功率/W	30~60
工质	氙气、碘
推力/ μN	200~700
比冲/s	>1 000最大功率
点火次数	>100
重量(含工质)/kg	<1.3
推进模块尺寸/cm	1U ($10 \times 10 \times 10$)
推进模块操作的外部电参数	12 V直流电源输入,用于通信的CAN或I ² C接口

面向空间引力波探测任务,中国科学院研制的“太极一号”卫星于2019年8月顺利发射并进入预定轨道,康琦等^[33]研制的微牛级射频离子推力器($\mu\text{RIT-1}$)作为“太极一号”的主推进系统,完成了推力器在轨关键技术验证试验,实现了无中和器点火及微牛级的连续推力输出与控制。该套射频离子微推进系统采用清华大学研制的碳纳米管场发射中和器,满足卫星平台的电位要求^[34],测量系统如图6所示。经过地面性能测试, $\mu\text{RIT-1}$ 推力范围 $5 \sim 100\text{ }\mu\text{N}$,分辨力达到 $0.2\text{ }\mu\text{N}$,响应时间优于 50 ms ,比冲可达 $1\ 275\text{ s}$ 。由于载荷功耗限制, $\mu\text{RIT-1}$ 在轨推力上限控制在 $50\text{ }\mu\text{N}$ 。该团队研制的 $\mu\text{RIT-1}$ 是国际首款实现在轨飞行验证的微牛级射频离子推力器,成为射频离子微推进技术发展的里程碑。此外,基于射频感性耦合等离子体放电,还研制了 1 cm 射频等离子体桥中和器,并探究了形成阳极斑的条件及电子束流引出的规律^[35]。

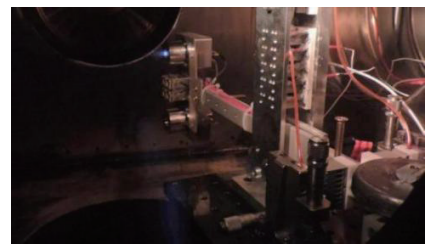


图6 $\mu\text{RIT-1}$ 推力测量^[33]
Fig. 6 Thrust measurement of $\mu\text{RIT-1}$ ^[33]

2.2 毫牛级射频离子推力器

Loeb教授初期针对放电室直径 8.6 cm 的射频离子推力器做了大量探索试验,经过对放电室、离子光学系统和等离子体诊断分析和优化,最终将放电室直径为 10 cm 的射频离子推力器(RIT-10)作为主要研究对象。直到1970年, University of Giessen做出第一个RIT-10原理样机,离子束流达到 100 mA ,功耗 309 W ,推力器效率约为 71.5% ^[17]。在ESA的支持下,以氙气为工质

的RIT-10LP于1992年搭载欧洲可回收实验卫星EURECA (European REtrievable CARrier) 进行空间验证, 如图7所示。RIT-10LP在5~10 mN推力范围内工作244 h后由于发热过大导致射频天线焊点熔断, 以失败告终^[36]。

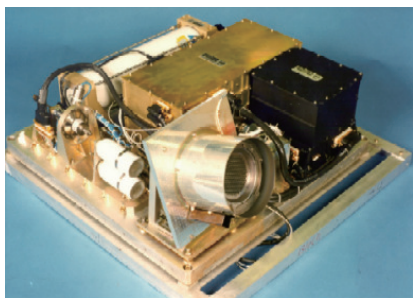


图7 EURECA搭载的RITA-10^[36]
Fig. 7 RITA-10 carried by EURECA^[36]

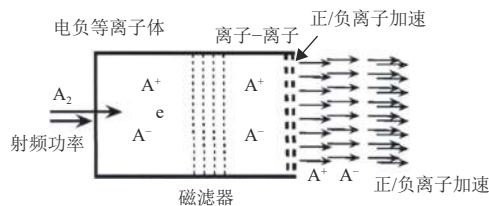
2001年, University of Giessen与Astrium Germany合作研制的RITA-10应用于试验通信卫星阿蒂米斯 (Artemis) 南北位置保持的任务, 但由于火箭发射问题, 未能进入预定GEO轨道, 4台电推力器临时用于轨道提升。在3台推力器相继失效后 (182、521和698 h), 最终完成了救援任务, 共计运行5 863 h, 并于2003年1月31日抵达预定轨道^[36]。此后, 该推力器经系统优化, 推力范围提升到5~25 mN, 比冲大于3 000 s, 寿命达到2万h^[37]。基于RIT-10, University of Giessen探究了不同射频功率、工质流量和射频信号频率下, 碘工质和氙气工质影响推力器性能的差异, 发现射频信号频率对碘工质放电影响更强, 当工质流量较小时, 碘工质会提升推力器的性能, 而工质流量较大时, 氙气工质的推力器性能更优^[38]。

此外, University of Giessen研制的 μ RIT-4安装151孔栅极后推力范围可达150 μ N~3.5 mN, 栅极电压调节区间1 000~1 400V。最大推力时, 工质利用率约为80%, 电效率约为60%, 比冲可达到3 700 s, 功率-推力比为40 W/mN^[19]。与RIT- μ X系列类似, RIT-2X是基于RIT-22的改版, 覆盖推力10~250 mN, 功推比25~30 W/mN, 比冲约3 000~4 000 s, 性能优异, 采用锥形放电室有效减少23%的离子生成能, 提高了推力器的电效率, 这一系列的推力器主要针对大型LEO与GEO卫星轨道提升、GEO-NSSK和深空探测等任务^[39]。

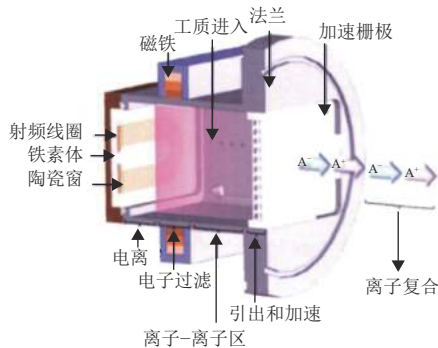
在ESA资助下, 英国University of Southampton大学Feili带领团队设计了一款 μ RIT-3.5, 其推力范围45~2 500 μ N, 全推力范围的比冲300~3 800 s, 推力分辨力可达到0.2 μ N, 该推力器在ESA电推进技术中心完成了2 000 h的寿命实验^[40]。直到2022年, μ RIT-3.5成

熟度达到了5级, Mars Space Ltd获得该推力器的设计权后开展了系统的工业化和性能测试, 中和器采用空心阴极, 目标是推进系统成熟度达到6级^[41]。

2007年, Ecole Polytechnique的Chabert教授利用电负性气体提出了离子-离子推力器的概念, 将电负性气体电离后产生的正、负离子通过离子光学系统加速、周期性引出, 产生推力, 并在羽流中呈电中性, 其工作原理如图8 (a) 所示, 第一代推力器仅验证了其质量效能, 并非实质性的推力器^[42]。经过优化, 在2014年第二代电负性气体离子-离子推力器采用矩形放电室 (12 cm \times 10 cm \times 8 cm), 工质为SF₆, 当加速电压为 \pm 350 V和射频功率为100 W时, 离子电流约为10 mA, 如图8 (b) 所示^[43]。在2015年, 该推力器测试结果表明, 在200 W射频功率下计算推力约5.5 mN, 加速电压为 \pm 400 V (30 kHz), 但其存在效率低、结构复杂、小型化难等问题^[44]。



(a) 离子-离子射频离子推力器



(b) 电负性离子-离子推力器结构图

图8 Ecole Polytechnique的自中和射频离子推力器^[42-43]
Fig. 8 Self-neutralization RIT of Ecole Polytechnique^[42-43]

Tsay博士在2009年同期开展了BIT-3和BIT-7原理样机的研制, 其中BIT-3经过优化后, 在百瓦级功率下可产生1.4~2.1 mN的推力, 比冲为1 500~2 850 s, 总效率最高可达27%, NASA将其选作为两颗6U月球探测卫星的推进系统^[24]。2016年, Busek完成BIT-3原理样机测试后便开展了固态碘工质的研究, 发现与氙气作为工质时的推力器性能相近, 而且碘存贮更方便, 但是在固态碘升华为气态的过程中需要损耗额外功耗。Tsay等将BIT-3系统集成成为一体化, 推力器可以沿着两轴 \pm 10°转动, 推力器可输出0.65~1.15 mN的推

力, 系统重量3.0 kg, 携带1.5 kg碘工质, 射频电路DC-RF效率可达到90%, 中和器采用基于射频等离子体桥的BRFC-1, 整个系统包络尺寸180 mm × 88 mm × 102 mm, 系统组成如图9所示^[45]。2017年, Busek完成了BIT-3系统的工程化工作, 改进了BIT-3系统结构设计并完成了系统的航天级环境模拟试验和性能测试。经过测试, BIT-3最大推力1.25 mN, 最优比冲2 300 s, 系统总功耗56~80 W^[46], 并于2022年11月作为Lunar IceCube 和LunaH-Map的主推进系统搭载Artemis I 成功发射, 但由于碘工质在任务延期期间蒸发导致气路阀门堵塞, 即使通过加热也无法为推力器提供足够的工质气体, 在2023年5月1日的星际小卫星会议上任务首席研究员Craig Hardgrove宣布LunaH-Map卫星将结束任务^[47]。同年, Busek研发了第二代BIT-3, 其系统性能与第一代相近, 干重有所增加, 但是极大地降低了生产周期和成本(减少80%), 并完成了3 500 h的寿命及环境模拟测试, 交付了24台BIT-3^[48-49]。

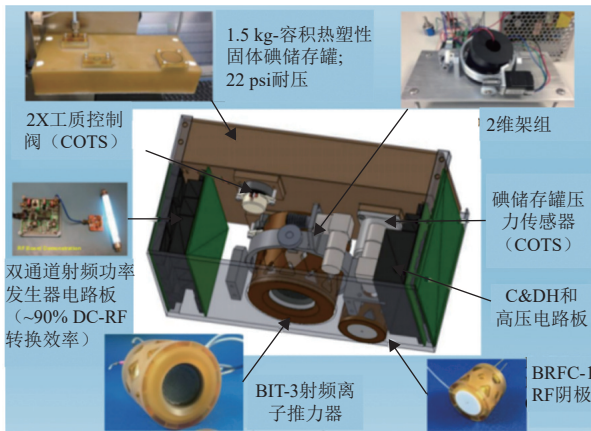


图9 BIT-3结构^[45]
Fig. 9 Structure of BIT-3^[45]

土耳其Bogazici University在2013年开始对射频等离子体放电进行数值仿真分析^[50], 同时研制了一套放电室内径80 mm的BURFIT-80原理样机, 利用减速电位分析探针评估了推力器的性能^[51]。2015年, Bogazici University电推进团队研究放电室直径4 cm的射频等离子体中和器, 其最大电子束流量可达到1.2 A^[52]。俄罗斯Moscow Aviation Institute的Grishin教授团队借鉴University of Giessen的研究结果研制了一款半球形放电室的射频离子推力器, 最大推力输出8.44 mN, 比冲接近5 000 s, 效率达到65.1%, 性能优异^[53]。Lomonosov Moscow State University在2017年设计了一款RIT-10原理样机, 对比了3、4、5和7 cm这4种放电室长度对推力器性能的影响, 射频频率设定为13.56 MHz, RIT-10的最优功推比达到25 W/mN, 但比冲较低(1 500 s)^[54]。

ThrustMe在研制微牛级射频离子推力器的同时还开展了碘工质射频离子推力器(NPT30-I2)的研制, 并于2020年11月搭载12U科学实验卫星“北航空事一号”成功入轨, 标准功耗55 W, 标准推力0.8 mN, 系统干重1.2 kg(工质约0.65 kg), 如图10所示^[55]。经测试, 当NPT30-I2在相同射频功率和工质流量时, 碘工质产生的离子束流相比氙气工质大, 在最优性能工况下, 碘工质的工质利用率相比氙气提高了20%, 该结果与University of Giessen和Ecole Polytechnique的试验结果和仿真结果相同: 小工质流量下, 碘工质射频离子推力器性能更优, 但该工质流量阈值取决于等离子体尺度和射频功率等因素^[38,56]。此外, 固态碘工质在使用时需通过加热装置使其升华为气态, 同时在推力器点火前需要预留10~20 min预热时间, 比气体工质系统功耗增加。

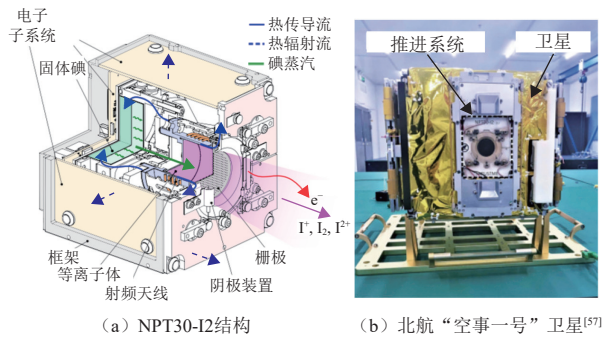


图10 12U科学实验卫星
Fig. 10 12U science satellite

国内射频离子推力器研究起步于中国科学院空间科学技术中心, 在20世纪80年代该团队设计了一套RIT-15, 研究了汞、氙气和氙气3种工质的工作特性, 发现汞工质的推力器工质利用率最高^[57]。

自2012年起, 康琦等开展了RIT-2、RIT-2.5和RIT-4EVO原理样机的研制, 如图11所示^[3]。后续面向未来空间微重力科学任务研制了一款推力范围约为0.6~6 mN的射频离子推力器(RIT-5), 并深入研究了放电室长径比对推力器性能的影响。经过优化, 当射频功率为60 W、氙气工质流量145 μg/s、屏栅极电压1 800 V、加速栅极电压为-200 V时, RIT-5推力4.7 mN, 总效率49.5%, 比冲达到3 505 s^[58]。

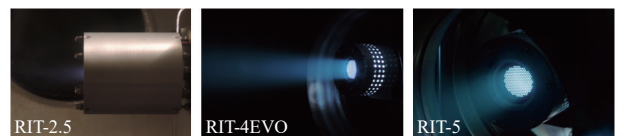


图11 中国科学院力学研究所研制的射频离子推力器原理样机^[3,58]
Fig. 11 RIT prototype developed by Institute of Mechanics, CAS^[3,58]

兰州空间技术物理研究所团队基于射频感性耦合等离子体放电研制了多台产品, 包括LRIT-40、RFS11和电子源。其中, 放电室内径4 cm的LRIT-40研制相对成熟, 完成了性能摸底测试, 进入工程样机研制阶段^[59]。吴宸宸等以LRIT-40为物理模型研究了感性耦合等离子体放电和离子引出特性, 但与试验中得到的离子束流存在偏差^[60]。李建鹏等^[61]通过数值仿真研究了RFS11热特性, 并利用氙气、氙气、氧气和氮气等气体工质完成了初步性能测试, 发现当原子质量较大的氙气作为工质时, 推力器的性能最优^[62]。此外, 李兴达等^[63]研制了一款放电室内径4 cm的1 A级电子源, 通过模拟仿真和试验研究了电子束流与收集电压、小孔直径、工质流量和射频工质直接的关系。

2016年, 大连理工大学夏广庆等^[64]提出了利用电负性气体工质和加载正弦电压的离子光学系统实现无需中和器的射频离子推进系统概念, 通过正负电势交替变化的离子光学系统将阳离子和阴离子引出, 使推进系统形成电中性。

自2017年起, 中国科学院微电子研究所开展了碘工质射频离子微推力器(RIT-3.6)研究, 并根据固体碘的物理特性为推力器设计了碘工质供给系统。通过初步试验测试, RIT-3.6在45 W射频频率下可实现2 mN推力的输出, 比冲大于2 000 s^[65]。经过优化, 当IRIT-4总功率95.8 W, 屏栅极电压1 800 V和碘工质气体流量100 $\mu\text{g/s}$ 的工作条件下, 推力2.32 mN, 比冲达到了2 361 s, 利用控制温度调节管路气压和气体流量, 气体流量误差低于10%^[66]。为提高IRIT4-2D的点火可靠性, 张兴华等开展了推力器温度对点火影响研究, 找到了最低的点火温度和稳定点火温度, 如图12所示。分析发现, 推力器温度影响了碘工质在放电室内部沉积-堵塞-升华-清除过程中的实际流量, 当温度过低时, 碘工质的沉积堵塞导致工质流量下降, 不满足等离子体自持放电, 因此需要对推力器采取温控措施^[67]。在2022年2月, 微电子所研制的固态碘工质射频离子推进系统搭载用户卫星实现首飞, 并于2022年9月, 2 mN双头碘工质电推进系统搭载“微厘空间一号S3试验卫星”成功入轨, 单次工作时长达到9 h, 完成卫星轨控刹车任务^[68]。



图12 IRIT4-2D样机^[68]
Fig. 12 Prototype of IRIT4-2D^[68]

西安航天动力研究所李济源等在2019年开展了毫牛级的射频离子微推力器研制, 在研XIPS-50、XIPS-200、XIPS-500等射频离子电推进系统, 通过对1 mN级的XIPS-50开展结构优化研究后, 推力范围0.6~1.0 mN, 比冲2 100~2 350 s^[69]。

2021年, 哈尔滨工业大学杨智等^[70]针对射频离子推力器开展了射频偏压栅极束流特性研究, 并对比了直流离子推力器和射频偏压推力器的性能。试验结构证明射频偏压栅极可实现离子和电子同时引出, 得到准中性束流, 射频偏压推力器束流的离子能量分布更广, 并通过仿真解释了该现象是由于鞘层周期性变化影响了离子的聚焦和加速, 导致羽流区域离子呈现震荡的特点。

2023年西安交通大学李程等^[71]开展了射频离子推力器在氙气、氪气和氙气工质的束流性能试验研究, 发现在相同工况下, 氙气的电离率最高, 氪气的电离率最低, 而栅极系统对不同工质的离子束流聚焦效果存在差异。

2.3 射频离子推力器机理研究

美国Purdue University在2008年利用粒子模型和Monte Carlo碰撞模型模拟研究了电极半径、电势、射频信号频率和放电气压对推力器的影响, 发现功率耦合效率的提升可通过增加电极电势或放电气压, 以及降低电极半径或射频信号频率, 其本质是改变了电荷交换、激发功率损耗和放电尺度^[72]。美国Boise State University的Bumbarger博士针对小型射频离子推力器的感性等离子体放电开展了仿真研究^[73]。

Tokyo University of Agriculture and Technology在2015年通过外置永磁体探究附加磁场对氙气工质射频离子推力器放电性能的影响, 通过试验对比发现, 磁场对等离子体特性影响极大, 较高的磁流密度和磁环位于射频天线中心会显著提升推力器性能^[74]。采用双流体等离子体模型的仿真结果中发现, 等离子体分布的变化取决于射频天线位置和射频周期相位, 以及射频天线放置在强磁场中会提升功率吸收效率^[75]。

University of Tokyo设计了一种无栅极的射频离子推力器, 利用放电室两端的永磁体产生的磁场和放电室进气端的盘型射频天线加速离子, 该团队利用三维磁场探针和Langmuir探针研究了推力器磁场分布和离子磁化饱和电流, 并用数值分析的方法初步评估了该推力器的性能^[76]。

近几年, University of Giessen开展了射频等离子体放电、栅极损伤和推力器热冗余等仿真研究^[77-78], 并在2019年提出一种双线型射频天线构型, 利用数值仿

真分析了射频电路的阻抗匹配,发现该结构的射频天线感性特征与传统天线相同,优点是不需要增加特殊的电子器件^[79]。2022年,Benny等基于RIT-10平台利用朗缪尔探针修正发射光谱开展等离子体参数测量研究,发射光谱诊断可避免探测器侵入等离子体产生测量干扰,提升获得等离子体参数的准确性^[80]。

2019年,康琦等^[81]基于栅极Townsend放电原理设计了一种无中和器点火方式,并研究了该点火过程对栅极材料的表面损伤特性和演化过程,对比了金属钼、热解石墨和新型合金材料在相同工况下损伤特征的差异。随后,于达仁等^[82]基于研制的4 cm口径射频离子推力器(HRIT-4)设计了一种推力器点火方式,以降低推力器点火电压和工质流量,其在推力器进气嘴和放电室之间增加了预电离室并缠绕线圈,通过高电压屏栅极和进气嘴(接地)之间的强电场击穿预电离室中的气体实现点火,由于预电离室中的气压远高于放电室,可达到降低施加在屏栅极点火电压的目的。

自2020年,唐欢等^[83]开始了射频自中和栅极系统的机理研究,通过全粒子模拟研究了电流密度、射频频率和背景压强对粒子动力学行为的影响,验证了羽流自中和的可行性,发现射频偏压栅极中,束流向限流极限的转变比直流栅极缓慢。2021年,李亦非等^[84]基于放电室内径为40 mm的射频离子推力器建立了等离子体全局模型,分析了等离子体特性和推力器性能与射频功率、屏栅极电势、工质流量和射频频率等参数的关系。并在2022年,李亦非等^[85]基于氙气、氩气和氙气工质开展了射频偏压栅极射频等离子体的仿真和试验研究,得到3种工质均可通过射频偏压栅极实现自中和,但射频偏压幅值影响3种工质工况的推力-射频电压曲线斜率,提出栅极结构需要根据工质选择进行优化。

3 关键难点与展望

射频离子推进系统包含射频电路模块、工质贮供模块、高压电源模块和电控模块等,在空间应用中面临工质选择、射频电路阻抗匹配、气体流量控制、电中性控制和寿命等问题,亟需开展进一步的研究。

3.1 工质选择

由于射频离子推力器无内置阴极、耐腐蚀,可选用的工质多样,国内外在研制初期使用汞作为工质,其相对原子质量高且电离能低,但汞在常温下为液态而且毒性高,增加了系统复杂度和人员中毒的风险。因此,相关科研人员将惰性气体作为推力器工质,其中氙具有相对原子质量高、电离能低、放电性能好的

特点,成为离子推力器的主流工质,但其价格昂贵,增加了推进系统的制造成本。氙气、氩气和固态碘也可选作为工质,但是氙气和氩气相对原子质量较低,推进系统性能会大幅降低,而固态碘需要在工质贮供模块中增加加热装置,将固态碘升华为气态,增加了功耗,碘的腐蚀性使其无法应用于部分空间任务。新型的电负性气体离子-离子射频离子推力器则必须选用电负性气体,如 SF_6 、 I_2 、 O_2 、 CF_4 等。

射频离子推力器的工质选择需要综合考虑推力器性能、成本、与航天器及载荷兼容性问题,不同的工质对应的工质贮供模块设计会存在差异,影响推进系统的性能。

3.2 射频电路阻抗匹配

射频电路阻抗匹配是决定射频离子推力器能否点火和稳定工作的关键因素之一。在射频电路中,负载阻抗与射频发生器的阻抗($50\ \Omega$)相等时,射频发生器输出的射频功率才能有效地传输到负载。此外,射频离子微推力器是基于感性耦合形成等离子体,射频天线需利用较大电流在放电室内形成强电磁场维持等离子体自持放电。因此,射频离子微推力器的射频电路匹配优先采用并联谐振电路,也称为电流谐振电路,其有宽带型、L型、 π 型和T型4种电路^[86]。射频离子源中的射频电路匹配大多采用二元件L型谐振电路,等效电路如图13所示, $C1$ 和 $C2$ 为匹配网络所用的电容, Lx 和 Rx 分别为射频天线电感和等离子体等效电阻。但是在射频离子推力器实际工作中,射频功率、气体流量和温度等因素会影响等离子体的状态,进而导致阻抗变化,维持推力器在较优的工作状态需要调整匹配网络参数,这就要求射频发生器可在线调节频率,以及匹配电容选用可变电容器。

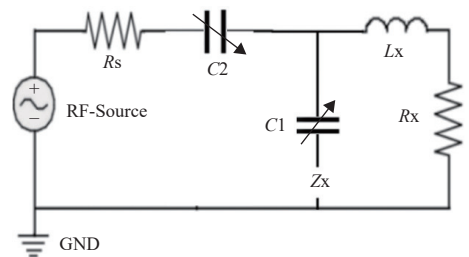


图13 射频匹配网络等效电路

Fig. 13 Equivalent circuit of RF match network

3.3 气体流量控制

气体流量控制单元是控制射频离子推进系统推力输出的关键部组件之一,在恒定推力需求的任务中,气体流量可以设为恒定,以减少调节组件,降低系统的复杂度。毫牛级射频离子推进系统的工质气体流量

较大,除了高精度推力控制任务外,推进系统的气体控制单元研制与传统航天气体控制单元相似。但微牛级射频离子推进系统对工质气体流量的需求一般小于0.5 sccm,且高精度推力调节对气体流量控制方式提出了挑战,传统Bang-Bang式机械阀门不再适用。

基于功能陶瓷的压电陶瓷比例阀门可通过控制外加电压调节压电陶瓷的微小形变,进而实现气体流量的高精度控制。压电陶瓷比例阀门的优点在于可通过高频电压控制阀门开关的频率,实现阀门的快速响应,且压电陶瓷具有长寿命特点。此外,电磁比例阀门同样可用于小气体流量的高精度控制,市面上已有工业级产品。因此,压电陶瓷比例阀门和电磁式比例阀门是高精度气体流量控制单元的首选。

3.4 电中和控制

常规射频离子推力器均需要配备中和器,以保证推进系统的电中性,自中和射频离子推力器和电负性气体离子-离子射频推力器可通过引出自身的电子或负离子实现系统电中和,但无论哪种射频离子推力器均需采用电中和控制。

电中和包括主动中和控制和被动中和控制。主动中和控制是指中和器引出电子的条件需追踪推力器离子束流值或推进系统悬浮电位调整,直至推进系统悬浮电位为0,该控制方法需要设计控制算法;被动中和控制是指中和器无需实时跟踪推进系统悬浮电位,悬浮电位直接或通过放大器施加到中和器,无需控制算法即可实现推进系统电中和。主动中和控制特点是电中和速度快,但需额外的硬件设备,如电源;而被动中和控制系统相对简单,但电中和速度较慢,推进系统会较长的时间维持高电位。对于高推力精度、高推力分辨力、低推力噪声等要求的空间任务,电中和控制直接影响推进系统能否满足任务需求,需不断优化电中和控制参数或采用更先进的控制逻辑。

3.5 寿命

卫星推进系统寿命是关键性能之一,直接影响卫星的寿命和任务成败,射频离子推力器寿命主要取决于放电室和离子光学系统,一般在1万h以上,优于大部分电推力器。在等离子体放电过程中,粒子在射频天线两端的电势差定向移动,轰击粒子光学系统屏栅极和放电室内壁。溅射出来的栅极材料将污染放电室内壁,形成法拉第屏蔽,降低射频功率耦合效率,推进系统性能下降,甚至推力器失效。

在离子光学系统通过栅极孔引出离子束流时,栅极孔边缘受到离子溅射腐蚀,栅极孔尺寸随着推进系统工作时长的增加而增大,同样会降低推进系统的性

能。另一方面,栅极孔引出的离子束流与中性气体碰撞形成的CEX(Charge EXchange)离子存在返流现象,即部分离子在加速栅极负电势的驱动下轰击加速栅极下游表面。在长时间工作下,加速栅极溅射腐蚀程度增加,易造成离子光学系统失效。

此外,中和器类型及其寿命也是影响推进系统寿命关键的因素。以空心阴极中和器为例,发射体存在蒸发损耗、离子溅射和中毒等问题限制了其使用寿命。中和器失效意味着推进系统无法实现电中和控制,进而寿命殆尽。

3.6 应用及展望

空间科学任务和商业航天需求不断涌现,对卫星推进系统提出了差异化要求,射频离子推力器的推力范围可从微牛级至百毫牛级,推力可调、推力稳定性、分辨力和响应速度等性能可通过射频功率模块、高压模块、流量控制模块等实现高性能,对比其它类型电推力器具有更广泛的应用前景,但研究团队需针对不同的任务开展理论和技术研究:

1) 面向高精度空间科学任务,如空间引力波探测和重力场测量等,卫星推进系统需具备推力精度高、推力分辨力高、快速响应、推力可调、长寿命等特点,射频离子推力器不仅满足以上要求,其高比冲特点还降低了载荷重量,映射到射频离子推进系统模块需高电压、射频功率和工质气体流量具备可调节、高稳定性、高分辨力、响应速度快等特点。此外,空间引力波探测计划需要射频离子推力器满足小型化。针对此类高精度空间任务,对射频离子推进系统各模块的要求也大幅提升,甚至成为推进系统能否达标的关键,这也带动了相关领域的技术突破。

2) 面向深空探测任务,如火星和木星探测等,不同的任务目标对卫星和推进系统的要求各异,但基础要求是高比冲、长寿命和可实现百毫牛级推力。射频离子推力器满足高比冲和长寿命需求,但在百瓦级射频功率下存在射频天线过热和强电磁辐射等问题,需制定射频天线冷却系统和磁屏蔽解决方案。

3) 面向商业航天任务,如Starlink和虹云工程,要求卫星推进系统质轻体小、模块化、标准化,同时根据不同的任务目标进行性能调节。虽然国内外多家公司推出了几款商业化的射频离子推进系统产品,并开展了飞行验证,但还需要更成熟的产品体系,进一步完善商业航天产业链。

4 结束语

射频离子推力器经过六十多年的发展,从理论研

究到关键技术探索逐渐进入空间飞行验证阶段,成为电推进技术重要的发展方向之一。本文总结了国内外射频离子推力器的发展历程和研究进展,总结了射频离子推力器在研制过程中需要研究团队攻克的关键难点,并结合未来空间任务需求,展望射频离子推进技术未来的发展趋势,为相关研究团队提供参考,期望射频离子推力器在空间应用中广泛应用。

参 考 文 献

- [1] GODDARD R H. The green notebooks[M]. Worcester, MA: Clark University, 1906.
- [2] MEL'KUMOV T M. Pioneers of rocket technology, selected works[D]. Russia: Academy of Sciences of the USSR, 1964.
- [3] 贺建武. 射频离子微推力器工作机理及性能优化研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.
HE J W. Researches on working mechanism and performance optimization of radio-frequency ion micro-thruster[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017.
- [4] COLLINGWOOD C. Investigation of a miniature differential ion thruster[D]. Southampton: University of Southampton, 2011.
- [5] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamental of electric propulsion: ion and hall thrusters[M]. Pasadena: California Institute of Technology, 2008.
- [6] 孙小兵, 康小明, 赵万生, 等. 场发射推进器的研究现状及展望[J]. 机械, 2006, 33(8): 1-4.
SUN X B, KANG X M, ZHAO W S, et al. Research situation and prospect of FEEP[J]. Machinery, 2006, 33(8): 1-4.
- [7] 康小明, 杭观荣, 朱智春. 霍尔电推进技术的发展与应用[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 8-17, 37.
KANG X M, HANG G R, ZHU Z C. Development and application of Hall electric propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 8-17, 37.
- [8] KORNFIELD G, KOCH N, HARMANN H P. Physics and evolution of HEMP-thrusters[C]//Proceedings of 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007.
- [9] KELLER A. Feasibility of a down-scaled HEMP thruster[D]. Giessen, Germany: University of Giessen, 2013.
- [10] TAJMAR M. Advanced space propulsion systems[M]. New York: Springer-Verlag Wien, 2003.
- [11] SCHWER D A, MERKLE C L. Analysis of microwave-heated rocket engines for space propulsion[C]//Proceedings of AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, CA: AIAA, 1993.
- [12] FUNAKI I, NAKAYAMA Y, HORISAWA H. Micro-thruster options for the Japanese space gravitational wave observatory missions[C]//Proceedings of 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany: IEPC, 2011.
- [13] SHABSHELOWITZ A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion[D]. Ann Arbor: University of Michigan, 2013.
- [14] JACKSON S W. Design of an air-breathing electric thruster for cubesat applications[D]. Boulder: University of Colorado at Boulder, 2017.
- [15] LOTZ B. Plasma physical and material physical aspects of the application of atmospheric gases as a propellant for ion-thruster of the RIT-type[D]. Giessen, Hessen, Germany: Justus-Liebig-University of Giessen, 2013.
- [16] LOEB H W, WEIS S W, FEILI D, et al. Development of RIT-microthrusters[C]//Proceedings of 55th International Astronautical Congress. Vancouver: IAC, 2004.
- [17] BASSNER H, KILLINGER R, LEITER H, et al. Development steps of the RF-ion thrusters RIT[C]//Proceedings of 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden: IEPC, 2011.
- [18] FEILI D, LOTZ B, BONNET S, et al. μ RIT-2.5-a new optimized microthruster of Giessen University[C]//Proceedings of International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, Michigan: IEPC, 2009.
- [19] FEILI D, CARA D M D, LEITER H J, et al. The μ RIT-4 ion engine: a first step towards a European mini-ion engine system development[C]//Proceedings of 30th International Electric Propulsion Conference. Florence: IEPC, 2007.
- [20] HABL L T C, GESSINI P, LERTER H, et al. Investigation of a modified RIT- μ X operating as an electron source[C]//Proceedings of 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe: IEPC, 2015.
- [21] MISTOCO V F, TRUDEL T A, BILEN S G, et al. Vacuum testing of the miniature radio-frequency ion thruster[C]//Proceedings of 29th International Electric Propulsion Conference. Princeton, New Jersey: IEPC, 2005.
- [22] TRUDEL T A, BILEN S G, MICCI M M. Design and performance testing of a 1-cm miniature radio-frequency ion thruster[C]//Proceedings of 31st International Electric Propulsion Conference. Florence: IEPC, 2007.
- [23] TSAY M M. Two-dimensional numerical modeling of radio-frequency ion engine discharge[D]. Boston, Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [24] TSAY M, HOHMAN K, OLSON L. Micro RF ion engine for small satellite applications[C]//Proceedings of 23rd Conference on Small Satellites. Logan, USA: AIAA, 2009.
- [25] TSAY M, HOHMAN K, ROSENBLAD N, et al. Micro radio-frequency ion propulsion system[C]//Proceedings of Aviation and Aeronautics Forum and Exposition. Denver, CO: AIAA, 2012.
- [26] BUSEK COMPANY INCOMPANY. 1 cm RF ion thruster BIT-1[R]. Natick: Busek Company Incompany, 2015.
- [27] DOBKEVICIUS M, SMIRNOVA M, PEREZ A, et al. Double-sided ion thruster for contactless space debris removal: experimental result[C]//Proceedings of 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, Georgia: IEPC, 2017.
- [28] RAFALSKYI D, AANESLAND A. Coincident ion acceleration and electron extraction for space propulsion using the self-bias formed on a set of RF biased grids bounding a plasma source[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2014, 47: 495203.
- [29] RAFALSKYI D, AANESLAND A. A neutralizer-free gridded ion thruster embedded into a 1U cubesat module[C]//Proceedings of 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, Georgia: IEPC, 2017.
- [30] LAFLEUR T, RAFALSKYI D, AANESLAND A. radio-frequency biasing of ion thruster grids[C]//Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference. Huntsville, Alabama: IEPC, 2019.
- [31] RAFALSKYI D, AANESLAND A. A neutralizer-free gridded ion thruster embedded into a 1U cubesat module[C]//Proceedings of 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, Georgia: Electric Rocket Propulsion Society, 2017.
- [32] 马隆飞, 贺建武, 段俐, 等. 微牛级射频离子推力器结构优化研究[J].

- 推进技术,2021,47(4):21-30.
- MA L F, HE J W, DUAN L, et al. Structure optimization of micro-newton class radio-frequency ion thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 47(4): 21-30.
- [33] HE J W, LIU P, GAO R L, et al. Research on the neutralization control of the RF ion micropropulsion system for the “Taiji-1” satellite mission[J]. *Plasma Science And Technology*, 2020, 22(9): 094002.
- [34] HE J W, MA L F, XUE S W, et al. Study of electron-extraction characteristics of an inductively coupled radio-frequency plasma neutralizer[J]. *Plasma Science and Technology*, 2018, 20(2): 025403.
- [35] LOEB H W. Recent work on radio frequency ion thrusters[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(5): 494-500.
- [36] ARIANE G. Development steps of the RF-ion thrusters RIT[EB/OL]. (2023-5-12)[2023-10-12]. <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/propulsion-systems/electric-propulsion/index.html>.
- [37] KILLINGER R, KUKIES R, SURAUER M, et al. ARTEMIS orbit raising inflight experience with ion propulsion[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 53(4-10): 607-621.
- [38] HOLSTE K, GARTNER W, ZSCHATZSCH D, et al. Performance of an iodine-fueled radio-frequency ion-thruster[J]. *The European Physical Journal D*, 2018, 72(9): 1-7.
- [39] LEITER H, KILLINGER R, BASSNER H, et al. Evaluation of the performance of the advanced 200 mN radio-frequency ion thruster RIT-XT[C]//Proceedings of AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis, Indiana : AIAA, 2002.
- [40] FEILI D, SMIRNOVA M, DOBKEVICIUS M, et al. Design, construction and testing of a radio frequency mini ion engine according to the propulsion requirements of the next generation gravity missions “NGGM”[C]//Proceedings of 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe: IEPC, 2015.
- [41] GUARDUCCI F, MARANGONE D, CLARK S, et al. Development and industrialization of the RIT-3.5[C]//Proceedings of 37th International Electric Propulsion Conference. Boston: IEPC, 2022.
- [42] AANESLAND A, MAZOUFFRE S, CHABERT P. Space exploration technologies pegas a new promising electric propulsion concept[J]. *Europhysics News*, 2011, 42(6): 28-31.
- [43] AANESLAND A, BREDIN J, CHABERT P. A review on ion-ion plasmas created in weakly magnetized electronegative plasmas[J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2014, 23(4): 044003.
- [44] AANESLAND A, RAFALSKYI D, BREDIN J. The PE-GASES gridded ion-ion thruster performance and predictions[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2014, 43(1): 321-326.
- [45] TSAY M, FRONGILLO J, MODEL J, et al. Flight development of iodine BIT-3 RF ion propulsion aystem for SLS EM-1 cubesats[C]//Proceedings of 30th American Institute of Aeronautics and Astronautics. [S. l.]: AIAA, 2016.
- [46] BUSEK. RF ion thrusters[EB/OL]. (2023-5-12)[2024-3-29]. <http://www.busek.com/rf-ion-thrusters>.
- [47] JEFF F. Artemis 1 cubesat nearing end of mission[EB/OL]. (2023-5-2)[2023-5-12]. <https://spacenews.com/artemis-1-cubesat-nearing-end-of-mission/>.
- [48] TSAY M, TERHAAR R, EMMI K, et. Volume production of gen-2 iodine BIT-3 ion propulsion system[C]//Proceedings of 37th International Electric Propulsion Conference. Boston: IEPC, 2022.
- [49] TSAY M. 3,500-Hour wear test result of BIT-3 RF ion propulsion system[C]//Proceedings of 37th International Electric Propulsion Conference. Boston: IEPC, 2022.
- [50] YAVUZ B, TURKOZ E, CELIK M. Prototype design and manufacturing method of an 8 cm diameter RF ion thruster[C]//Proceedings of International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, Turkey: IEEE, 2013.
- [51] KOKAL U, TURAN N, CELIK M, et al. Design improvements and experimental measurements of BURFIT-80 RF ion thruster[C]//Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics. Atlanta, GA: AIAA, 2017.
- [52] JAHAMBAKSH S, CELIK M. Experimental study of the effects of different design parameters on the plasma characteristics and the extracted current of a prototype radio-frequency plasma cathode[C]//Proceedings of 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe: IEPC, 2015.
- [53] ANTROPOV N N, AKHMETZHANOV R V, BOGATYY A V, et al. Experimental research of radio-frequency ion thruster[J]. *Thermal Engineering*, 2016, 63(13): 957-963.
- [54] KRALKINA E, ZADIRIEV I, KHARLAN A. Exploratory testing of a radio-frequency thruster for small satellites[C]//Proceedings of 35th International Electric Propulsion Conference. Georgia: IEPC, 2017.
- [55] DMYTRO R, JAVIER M, LUI H, et al. In-orbit demonstration of an iodine electric propulsion system[J]. *Nature*, 2021, 599: 411-415.
- [56] GRONDEIN P, LAFLEUR T, CHABERT P, et al. A global model of an iodine gridded plasma thruster[J]. *Journal of Plasma*, 2016, 23: 033514.
- [57] 鄧惠芬. 15厘米射频离子推力器——“RIT-15”的实验研究[J]. *中国空间科学技术*, 1986(3): 58-69.
- [58] MA L F, HE J W, DUAN L, et al. Experimental study on the effects of discharge chamber length on 5 cm radio-frequency ion thruster[J]. *Microgravity Science and Technology*, 2020, 32(2): 513-520.
- [59] 田立成, 王尚民, 孟伟, 等. 微电推进系统研制及应用最新进展[C]//长沙: 第十三届中国电推进技术学术研讨会, 2017.
- [60] WU C C, SUN X F, GU Z, et al. Numerical research of a 2D axial symmetry hybrid model for the radio-frequency ion thruster[J]. *Plasma Science and Technology*, 2018, 20(4): 45502.
- [61] 李兴达, 李建鹏, 张兴民, 等. 射频离子推力器热特性仿真分析[J]. *推进技术*, 2020, 41(3): 707-714.
- LI X D, LI J P, ZHANG X M, et al. Simulation analysis of thermal characteristics of RF ion thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 707-714.
- [62] 李建鹏, 李兴达, 张兴民, 等. 射频离子推力器多元工质束流调节试验研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(8): 1914-1920.
- LI J P, LI X D, ZHANG X M, et al. Experimental study on beam current regulation of diverse propellant types for RF ion thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1914-1920.
- [63] 李兴达, 张兴民, 李建鹏, 等. 射频电子源数值仿真及实验研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(10): 2394-2400.
- LI X D, ZHANG X M, LI J P, et al. Numerical simulation and experimental study of radio frequency electron source[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2394-2400.
- [64] 夏广庆, 徐宗琦, 王鹏, 等. 无中和器射频离子推力器原理研究[J]. *中国空间科学技术*, 2016, 36(1): 1-8.
- XIA G Q, XU Z Q, WANG P, et al. Research on the principle of RF ion thruster without a neutralizer[J]. *Chinese Space Science and*

- Technology, 2016, 36(1): 1-8.
- [65] 蔡建, 杨景华, 贾少霞, 等. 碘工质射频离子微推进技术研究[C]//第十三届中国电推进技术学术研讨会. 长沙: 中国宇航学会电推进专业委员会, 2017.
- [66] YANG J H, JIA S X, ZHANG Z H, et al. Performance of a 4cm iodine-fueled radio-frequency ion thruster[J]. Plasma Science and Technology, 2020, 22(9): 94006-094006.
- [67] ZHANG X H, ZHANG Z H, JIA S X, et al. Influence of anode temperature on ignition performance of the IRIT4-2D iodine-fueled radio frequency ion thruster[J]. Plasma Science and Technology, 2022, 24(1): 015506.
- [68] 纳飞卫星动力. 纳飞双头碘工质电推进系统成功入轨[EB/OL]. [2023-5-12](2024-3-29). <http://www.aeronsd.com/newsitem/36658>.
- [69] 李济源, 牛晓丽, 鲁海峰, 等. 1mN射频离子推力器研究[C]//第十八届重点推进学术研讨会. 西安: 中国宇航学会电推进专业委员会, 2023.
- [70] 杨智, 郭宏辉, 白进纬, 等. 无中和器射频偏压栅极电推力器束流特性[C]//第十七届中国电推进学术研讨会. 兰州: 中国宇航学会电推进专业委员会, 2021.
- [71] 李程, 杨谨远, 张思远, 等. 不同工质下射频离子推力器束流特性实验研究[C]//第十八届中国电推进学术研讨会. 西安: 中国宇航学会电推进专业委员会, 2023.
- [72] STEIN W B, ALEXEENKO A A, HRBUD I. Performance modeling of a coaxial radio-frequency gas-discharge microthruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1007-1017.
- [73] BUMBARGER P. Analysis of a miniature radio frequency ion thruster with an inductively coupled plasma source[D]. Boise: Boise State University, 2013.
- [74] ITO S, NAKAMURA T, NISHIDA H, et al. Performance of RF plasma thruster for various magnetic field configurations by permanent magnets[C]//Proceedings of Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science. Hyogo-Kobe, Japan: IEPC, 2015.
- [75] MA X, NISHIDA H, OSHIO Y, et al. Numerical analysis of RF discharge in a nonuniform magnetic field[J]. Journal of Applied Physics, 2022, 131(8): 083302.
- [76] SEKINE H, KOIZUM H, KOMURASAKI K. Azimuthal induced current formation and ion acceleration in an inductive radio frequency plasma thruster[C]//Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference. Huntsville, Alabama: IEPC, 2019.
- [77] ROBERT H. Development of a plasma simulation tool for radio frequency ion thrusters[D]. Giessen, Germany: Justus-Liebig-Universität Giessen, 2013.
- [78] CHRIS V. Selbstkonsistente numerische 1D/3D hybridmodellierung von radiofrequenz- ionentriebwerken[D]. Giessen, Germany: Justus-Liebig-Universität Gießen, 2015.
- [79] SOMMAVILLA T, THURINGER R, KLAR P J. Electrical considerations for RIT engines based on 3D fullwave filed simulation of electromagnetic scattering of their RF coils[C]//Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference. Huntsville, Alabama: IEPC, 2019.
- [80] BECKER F, NAUSCHÜTT B, CHEN L, et al. Plasma parameter measurement on a RIT-10 using empirical correlations between non-invasive optical emission spectroscopy and Langmuir diagnostics[J]. Journal of Electric Propulsion, 2023, 2(1): 1-12.
- [81] MA L F, DUAN L, HE J W, et al. The impact of neutralizer-free ignition of a radio frequency ion thruster on the lifetime of the ion optics system[J]. International Journal of Modern Physics A, 2021, 36(11n12): 2140017.
- [82] JIANG W J, WEI L Q, FU W J, et al. A newly designed ignition method for miniature radio frequency ion thruster[J]. Review of Scientific Instruments, 2022, 3: 033506.
- [83] 唐欢, 李亦非, 翁惠焱, 等. 射频自中和栅极系统粒子引出加速机理研究[C]//第十六届中国电推进学术研讨会. 北京: 中国宇航学会电推进专业委员会, 2020.
- [84] 李亦非, 付宸聪, 蔡国飙, 等. 微型射频离子推力器放电等离子体全局模型仿真研究[J]. 电工技术学报, 2021, 36(15): 3113-3123.
- LI Y F, FU C C, CAI G B, et al. Global model co-simulation of rf ion thruster based on multi-physical field coupling[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(15): 3113-3123.
- [85] LI Y F, TANG H, CAI G B, et al. Radio-frequency biasing of ion acceleration grids with different propellants[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2022, 31(3): 035009.
- [86] 池保勇, 余志平, 石秉学, 等. CMOS射频集成电路分析与设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- CHI B Y, YU Z P, SHI B X, et al. Analysis and design of CMOS RF integrated circuits[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- 作者简介:
马隆飞(1992-), 男, 博士后, 主要研究方向: 电推进技术、低温等离子体物理和等离子体诊断等。
 通信地址: 中国科学院力学研究所(100190)
 E-mail: malf@imech.ac.cn
康琦(1961-), 男, 研究员, 主要研究方向: 微重力流体物理, 实验流体力学, 光学测试技术, 空间引力波探测技术等。**本文通信作者**。
 通信地址: 中国科学院力学研究所(100190)
 E-mail: kq@imech.ac.cn

Research Progress of Radio Frequency Ion Thruster

MA Longfei¹, HE Jianwu^{1,2}, LUO Jun¹, ZHANG Chu¹, YANG Chao¹,
FU Jiahao², DUAN Li^{1,2}, KANG Qi^{1,2}

(1. Micro Gravity Key Laboratory, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The principle of radio frequency ion thrusters (RIT), as well as the research history and achievements of micro-newton and milli-Newton RIT at home and abroad in the past 60 years, was explained in detail. The radio frequency ion propulsion system involves a number of key technical challenges. Preliminary solutions to the problems of propellant selection, radio frequency (RF) circuit impedance matching, gas flow control, electrical neutralization control and lifetime were proposed, and the development trend and research direction were put forward combined with the future application of RIT.

Keywords: radio frequency ion thruster; electric propulsion; micro thrust

Highlights:

- The international development of radio frequency ion thruster in the past 60 years was summarized, and classified according to thrust range and research direction.
- The technical difficulties which were easy to be ignored in the application of radio frequency ion propulsion technology are summarized, and the research direction is provided.
- Research basis for the relevant researchers of radio frequency ion propulsion technology was provided.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]