

微牛级射频离子推力器结构优化研究^{*}

马隆飞^{1,2}, 贺建武¹, 杨超^{1,2}, 段俐^{1,2}, 康琦^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所 中国科学院微重力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 为了满足中国科学院空间引力波探测——“空间太极计划”对航天器推进系统提出的微牛量级推力高精度控制需求, 基于感性耦合等离子体自持放电, 设计了一套微牛级射频离子推力器(μ RIT-1)。通过理论分析与实验验证, 完成了 μ RIT-1关键结构组件优化工作, 包括射频天线、放电室及离子光学系统。根据实验结果, μ RIT-1采用7匝线直径为1.6mm的紫铜管作为射频天线, 匝间距为2.0mm; 放电室材料为氧化铝陶瓷, 内径为1.0cm, 长径比为1.5; 离子光学系统采用双栅极结构, 材料为金属钼, 栅极透明度为18.05%。经过结构优化, μ RIT-1可以实现5~100 μ N可调推力输出, 比冲可达1275s。

关键词: 空间引力波探测; 电推进; 射频离子推力器; 结构优化; 微牛级

中图分类号: V439+.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0474-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190828

Structure Optimization of Micro-Newton Class Radio-Frequency Ion Thruster

MA Long-fei^{1,2}, HE Jian-wu¹, YANG Chao^{1,2}, DUAN Li^{1,2}, KANG Qi^{1,2}

(1. National Micro Gravity Laboratory, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China;

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

Abstract: In order to meet the micro-newton level thrust high-precision control requirements of spacecraft propulsion system, which was proposed by the space gravitational wave detection program of the Chinese Academy of Sciences called “Space Taiji Project”, a micro-newton level radio-frequency ion thruster (μ RIT-1) was designed that was based on the inductively coupled plasma self-sustaining discharge. Through the theoretical analysis and the experimental verification, the optimization of key components of the μ RIT-1 was completed, including RF antenna, discharge chamber and ion optical system. According to the experimental results of the μ RIT-1, the RF antenna was 7 turns and 2.0mm pitch with 1.6mm diameter copper tube. The material of discharge chamber was alumina ceramic, the inner diameter was 1.0cm and the length to diameter ratio was 1.5. The ion optics system was two grids structure with molybdenum, and the grid transparency was 18.05%. After structural optimization, the thrust range of the μ RIT-1 was 5~100 μ N, and the maximum specific impulse was 1275s.

Key words: Space gravitational wave detection; Electric propulsion; Radio-frequency ion thruster; Structure optimization; Micro-Newton class

^{*} 收稿日期: 2019-12-02; 修订日期: 2020-01-03。

基金项目: 中国科学院战略性先导科技专项资助 (XDB23030300; XDA1502070901-01; XDA1502070503)。

作者简介: 马隆飞, 博士生, 研究领域为电推进技术。E-mail: malongfei@imech.ac.cn

通讯作者: 贺建武, 博士, 助理研究员, 研究领域为空间先进动力技术。E-mail: javehe@imech.ac.cn

引用格式: 马隆飞, 贺建武, 杨超, 等. 微牛级射频离子推力器结构优化研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 474-480.
(MA Long-fei, HE Jian-wu, YANG Chao, et al. Structure Optimization of Micro-Newton Class Radio-Frequency Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 474-480.)

1 引言

“引力波”探测作为揭示引力本质、时空结构和宇宙演化的方法,全球各大航天强国相继制定并开展了“引力波”探测计划^[1-2]。20世纪80年代,空间引力波探测计划在天体物理联合研究所初见雏形,并命名为LAGOS(Laser Antenna for Gravitational-Radiation Observation in Space)。该方案计划发射三颗卫星到日心轨道,利用激光天线测量引力辐射^[3]。欧洲宇航局(European Space Agency, ESA)在20世纪90年代正式提出了激光干涉引力波探测(Laser Interferometer Space Antenna, LISA)计划,该计划更为详尽,且提出多个关键技术:长距离干涉测量、基于惯性传感器的无拖曳控制和超静超稳平台^[3]。2015年12月,ESA成功发射空间激光干涉引力波探路者(LISA-Pathfinder),并完成了关键技术空间验证^[4]。2008年,由中国科学院力学研究所胡文瑞院士发起,成立空间引力波探测论证组,并在2012年正式命名为“空间太极计划”^[5]。2019年8月底,中国科学院在酒泉卫星发射中心发射“空间太极计划”先行者——“太极一号”,目前已经完成激光干涉仪、引力参考传感器、无拖曳控制及微推进等关键技术轨验证。

作为“空间太极计划”卫星组无拖曳控制的执行器,微推进系统为了补偿卫星组受到的非保守力,不仅需要提供微牛级连续可调推力,而且推力分辨率优于0.1μN,推力噪声在0.1mHz~1Hz内优于0.1μN/√Hz。根据空间引力波探测任务对微推进系统提出的严苛要求,可满足其要求的微推进技术类型有限,表1中列出了部分满足要求的微推进技术及其性能。其中,冷气推力器技术最成熟,系统也相对简单,但是比冲很低,对于空间引力波探测等长期任务需要携带大量气体工质,严重浪费卫星载重和星内空间,更不适合微、纳卫星的应用^[6]。胶体推力器和场发射电推力器(FEEP)工作原理相同^[7],在毛细力和强电场的电场力下,液体工质在发射极表面形成泰勒锥并发生场致离子发射,可以得到较高的比冲。两种推

力器不同点在于工质不同,FEEP的工质为液态金属,而胶体推力器工质为离子液体,其优点是发射极可以采用多孔材料,降低加工工艺难度,但需要增加微泵驱动液体工质。两种推力器的寿命都受限于发射极,对于长期空间任务首先需要攻克发射极材料腐蚀难题。会切场推力器(HEMPT)利用永磁体在放电室内构建多级会切形磁场,使电子在磁镜效应下在磁尖端往复运动,电离中性气体粒子,等离子体中的离子在电场的作用下喷出产生推力^[8]。HEMPT可以实现小型化,具有较高的电效率,但是气体工质利用率较低,比冲也受到限制,而且推力器内部永磁体会影响卫星平台,不利于空间高精度探测。

综合对比,射频离子推力器(RIT)结构相对简单,无附加永磁体和阴极,易于小型化,可实现微牛至百微牛高精度推力控制,比冲较高,且满足长期空间任务对微推进系统长寿命的需求,故选则RIT作为本文主要研究对象。

早在20世纪60年代,德国吉森大学率先开展了RIT的研究,经过几十年的发展,德国研发了一系列射频离子推力器,Loeb教授等^[9]对其做了详细的总结。以LISA Pathfinder和未来空间任务为目标,德国空客公司与ESA合作,在2007年开始了RIT-μX的研究,实现了10μN~120μN推力连续调节,推力分辨率达到0.1μN,利用扭摆测得推力噪声优于0.1μN/√Hz,技术成熟度达到了5级,满足LISA Pathfinder任务需求^[10]。

随着微、纳卫星的快速发展,射频离子微推进技术受到广泛关注,英国^[6]、美国^[11-13]、日本^[14-15]等国家均逐步开展了小型射频离子推力器的研究工作,而且部分射频离子微推进系统满足卫星搭载条件。英国南安普顿大学在2011年针对高精度空间测量任务,研发了一组差分式射频离子推力器,利用双向推力相互抵消的方式,实现1~150μN可调推力,推力分辨率为0.5μN,推力噪声为0.5μN/√Hz,其性能一般,功耗偏大,比冲较低^[6]。美国BUSEK公司从2009年开始研发小型射频离子推力器,已经完成一系列射频离子推力器的工程化,其中BIT-3最为成熟,推力

Table 1 Micro thrusters for gravitational wave detection and their performances^[6-8]

Type	RIT	Cold thruster	Colloid thruster	FEEP	HEMPT
Thrust range/μN	10~3500	1~5×10 ⁵	5~800	1~1400	28~1.5×10 ⁵
Thrust resolution/μN	0.1	<0.5	0.1	0.1	0.1
Thrust noise/(μN/√Hz)	<0.1	<0.1	<0.1	<0.1	<0.1
Specific impulse/s	300~5500	40~70	150~1800	4000~8000	100~800
Life time/h	>2×10 ⁴	—	>3500	<7000	>2×10 ⁴

为 0.66~1.27mN,并将在 2019 年搭载 NASA 的 SLS EM-1 卫星在轨飞行^[11]。此外,BUSEK 公司对其研发的 BIT-1 完成了性能测试,可实现百微牛级的可调推力,总功率约为 10W,比冲可达到 2150s,推力器重量约为 53g^[12]。美国宾夕法尼亚大学早在 2004 年就开展了射频离子微推力器的研究工作,其研制的 MRIT (MicroRIT)放电室为圆锥形,放电室直径和有效长度均为 1cm,推力范围为 1.45~59 μ N,比冲达到 5480s,最优总效率约为 12%。其使用的工质气体为 Ar,若改为 Xe,会获得更优的性能。但 MRIT 目前处于原理样机研制阶段,还未开展工程化^[13]。此外,俄罗斯^[16]、日本^[17]以及国内的中科院力学所^[7]、兰州空间技术物理研究所^[18]、中科院微电子所^[19]等单位也开展了射频离子推力器的研究工作,但还处于原理样机研制阶段,还未进入工程阶段。

针对空间引力波探测计划——“空间太极计划”对微牛级推进系统的需求,中科院力学所研制了一套百微牛级射频离子微推力器(μ RIT-1),并对其关键组件开展了优化工作,原理样机性能测试结果表明:该样机可以实现百微牛级可调推力,维持等离子体自持放电所需的射频功率可降至 6W 以下,同时提高了 μ RIT-1 的比冲,在百微牛推力输出时,比冲可达到 1275s,综合性能较优。

2 地面实验测试平台

地面实验测试平台由真空系统、控制系统和辅助控制系统组成。真空系统由方形主真空室、圆柱形过渡室、三台分子泵、两台机械泵、阀门和管路组成,如图 1 所示。主真空室与过渡室之间由气动插板阀隔开,过渡室主要用于推力器、线路及管路安装,利用一维位移平台运送至主真空室进行点火与测试。真空系统最优真空度可以达到 10^{-6} Pa,在推力器工作时真空度约为 10^{-4} Pa,满足 μ RIT-1 实验环境需求^[16]。

射频离子微推力器地面配套系统主要包含工质供给与控制模块、射频源、匹配网络和高电压源等。采



Fig. 1 Space vacuum environment ground simulation experiment platform

用惰性气体 Xe 工质,微流量控制器是 ALICAT 公司研发的气体质量流量控制器,气体流量为 0~49 μ g/s。射频源由信号源、功率放大器和功率计组成,均为德国 R&S 公司的成熟产品,最大输出功率为 200W,功率计可实时测量输出功率与反射功率。射频电路阻抗匹配网络由一组固定电容组成,与射频离子微推力器组为一体,实现一体化,降低了推力器系统的复杂性。高压源为威思曼公司生产的正高压源(0V~2kV)和负高压源(-500V~0V)。

3 μ RIT-1 结构优化

射频离子微推力器(μ RIT-1)的工作原理主要基于射频感性耦合等离子体自持放电。质量流量控制器可实现高精度气体工质流量控制,气体工质流经推力器中的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,使其发生电离,形成射频等离子体自持放电。放电室中的离子由离子光学系统加速引出,产生推力。此外,中和器发射电子流,中和推力器的离子束流,使射频离子推进系统保持电中性。

根据射频离子微推力器工作原理, μ RIT-1 的结构组件主要包括气体分配器、射频天线、放电室、离子光学系统和外壳等,如图 2 所示。其中射频天线、放电室和离子光学系统的材料和参数选择直接影响推力器的稳定性和工作性能,根据吉森大学 Loeb 教授等的理论分析和经验总结^[9],针对百微牛级推力需求,放电室内径设计为 1cm 较为合适,其它结构均需要进行具体优化。

3.1 射频天线参数优化

射频等离子体是依赖等离子体中的电子不断吸收射频天线中的射频能量维持自持放电的。对射频

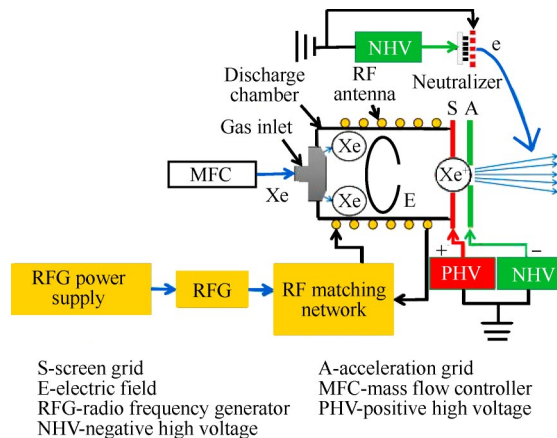


Fig. 2 μ RIT-1 structure and principle

天线优化时,在放电室长度的限制下,提高射频天线品质因子 Q_{coil} ,如式(1)所示^[20]

$$Q_{\text{coil}} = \frac{\omega L}{R} = \frac{\pi^2 r_c^2 r_w N^2}{l_c l_w} \left(\frac{8\mu_0 \omega}{\sigma^3} \right)^{1/2} \quad (1)$$

式中 ω 为射频电流角频率, L 为射频天线电感值, R 为射频天线电阻, r_c 为射频天线半径, r_w 为射频天线线半径, μ_0 为真空磁导率, N 为射频天线匝数, l_c 为射频天线长度, l_w 为射频天线线长度, σ 为射频天线材质电导率。

根据式(1),射频天线参数优化主要包含天线匝数、线径、间距和材质等。依据麦克斯韦方程和毕奥萨伐尔定律,沿放电室轴向的射频磁场强度与射频天线匝数成正相关。当射频天线匝数越多,放电室内磁场强度越大,感生的周向电场强度也越强,电子吸收能量增加,进而提高中性粒子的电离率。同时,维持射频等离子体自持放电所需的射频功率降低,从而提高推力器效率。但是,在有限的放电室长度下,增加射频天线匝数意味着需要减小天线线径或间距,这不会提高射频天线的欧姆损耗,而且线圈两端的电势差也会增加,加速等离子体中的电子和离子向气体分配器和栅极运动,造成溅射腐蚀,污染放电室,降低射频功率的耦合。因此,天线线径和间距的选择不能过小。

$\mu\text{RIT-1}$ 的射频天线采用紫铜制成,其电导率高,导热系数高,可以有效降低射频天线的欧姆损耗,降低温度对射频天线阻抗的影响。参考放电室长度(10~20mm),射频天线设计为7匝,线径为1.6mm,间距为2.0mm,实验测试此参数下 $\mu\text{RIT-1}$ 稳定工作时的性能,如图3所示。实验发现,在此射频天线参数下, $\mu\text{RIT-1}$ 稳定工作所需的射频功率可降低至5.9W,虽然随着气体工质流量的降低,维持等离子体自持放电所需的最小射频功率小幅增加,但依然可以保证 $\mu\text{RIT-1}$ 在较低的功耗下稳定工作。当射频天线匝数减少或减小线径时,推力器工作对射频功

率的需求会迅速提高;反之,增加匝数或增大线径则会加大离子对栅极的溅射,严重污染放电室内壁,在推力器长时间工作后,性能大幅下降。

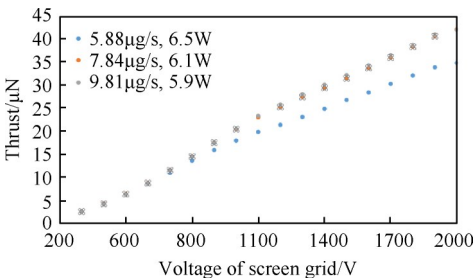


Fig. 3 $\mu\text{RIT-1}$ performance with 7 coil turns, 1.6mm coil diameter and 2.0mm pitch

3.2 放电室材料及长径比优化

由于射频感性耦合等离子体在放电室内部形成,且等离子体温度较高,所以放电室材料需要选取绝缘材料并且耐高温。吉森大学曾利用聚四氟乙烯、石英玻璃、氧化铝陶瓷、氮化硼陶瓷等做大尺寸放电室材料^[21],结果表明石英玻璃和氧化铝陶瓷满足绝缘和耐高温等要求,表2列出了部分可作为放电室材料的物理特性。

综合比较表2中各材料的物理特性,选择石英玻璃和氧化铝陶瓷作为 $\mu\text{RIT-1}$ 放电室备选材料。通过实验对比,在射频频率、射频功率和工质流量等其它工作参数均保持相同下,发现两种材料制成的放电室对推力器的性能影响较小,如图4所示。但是在实验中发现,石英玻璃经常出现破裂的问题,力学性能较差。为了保证航天工程中的力学性能,放电室材料选取为氧化铝陶瓷。

另一个直接影响推力器性能的结构参数是放电室长径比 L/D 。根据百微牛级推力的需求,结合国内外对射频离子推力器的研究经验^[9], $\mu\text{RIT-1}$ 放电室内径设计为1cm比较合适,在百微牛推力范围内性能较高。吉森大学通过多个型号射频离子推力器的性能测试,得出工质为Xe时放电室最优有效长度的经

Table 2 Discharge chamber material physical properties

Physical property	Quartz	Alumina ceramic	Aluminium ceramic	Glass ceramic
Density/(g/cm ³)	2.2	3.77	2.9	2.52
Hardness/GPa	8.88	11.5	3.82	2.26
Compressive strength/MPa	1100	2100	1200	345
Relative dielectric constant	3.75	16.7	7.1	6.0
Dielectric strength/(kV/mm)	40	9.1	40	40
Heat conduction/(W/(m·K))	1.3	18	90	1.46
Coefficient of thermal expansion/℃ ⁻¹	5.5×10 ⁻⁷	8.1×10 ⁻⁶	4.8×10 ⁻⁶	9.3×10 ⁻⁶

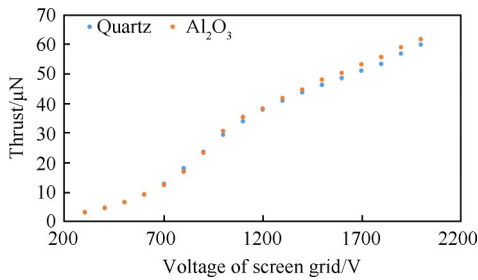


Fig. 4 μ RIT-1 performance comparison under quartz and alumina ceramic as discharge chambers

验公式^[22]

$$L_{\text{opt}} = (2r_0)^{0.66} + d \quad (2)$$

式中 r_0 为放电室半径, d 为气体分配器进入放电室的长度。

放电室长度的改变会影响放电室内部等离子体密度和电子温度^[23], 等离子体密度与放电室长度为非线性关系, 而电子温度随着放电室长度的增加而减小。 μ RIT-1 的性能主要通过引出离子束流量评估, 在相同的离子光学系统结构和电势下, 离子束流量取决于放电室内部等离子体密度, 等离子体密度越高, 引出离子量越多, 产生的推力也越大。结合式(2), μ RIT-1 放电室长径比分别选取为 1.0, 1.5 和 2.0。通过实验发现, 在其它参数相同时, 如射频功率和气体工质流量, 长径比为 1.5 时, μ RIT-1 引出的离子束流量最多, 产生的推力最大, 推力器的性能最优, 如图 5 所示。

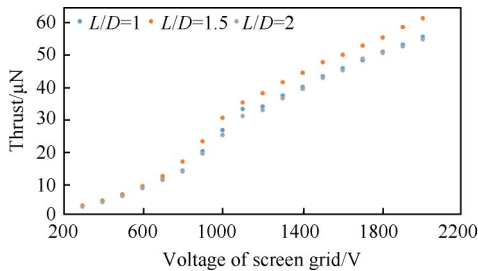


Fig. 5 Optimization of length to diameter ratio of discharge chamber

3.3 双栅极离子光学系统优化

基于 μ RIT-1 工作原理, 影响推力范围的组件除了放电室外, 另一个关键组件就是离子光学系统。

由放电室内等离子体与离子光学系统间的电势差驱动, 正离子从放电室内引出, 并在离子光学系统栅极孔处聚焦, 形成离子束流并产生推力。在推力器结构方面, 引出的离子束流量主要取决于离子光学系统透明度及电压。此外, 离子引出过程中, 离子对离子光学系统会产生溅射腐蚀等问题, 进而影响

推力器寿命。通过对离子光学系统栅极材料、栅极孔径尺寸、栅极厚度和间距等参数进行优化, 可以减小离子光学系统溅射腐蚀。

μ RIT-1 离子光学系统采用双栅极设计, 一方面是因为离子束流量较小, 离子返流较小, 对加速栅极下游表面的溅射可忽略不计; 另一方面, 双栅极结构相对简单, 加工成本和组装难度低。双栅极材料均采用金属钼, 其导电性好, 耐溅射性强。离子光学系统部分关键参数是综合吉森大学对射频离子推力器离子光学系统优化结果^[9]以及中科院力学所对一系列射频离子推力器研究的经验而设计^[7]。在避免离子光学系统在 2kV 电势差下出现放电的前提下, 减小离子光学系统栅极间距, 基于钼材料, 设计为 0.7mm。屏栅极厚度为 0.3mm, 为保证从放电室内引出较大的离子束流, 屏栅极孔直径设定为 1.9mm; 加速栅极厚度为 1.0mm, 加速栅极孔直径为 1.2mm。针对百微牛级推力需求可根据式(3)计算得到 μ RIT-1 引出的离子束流量 I_b , 栅极的透明度 ϕ_s , 可以根据式(4)计算得到^[9]

$$T = \frac{I_b M_i}{e} \sqrt{\frac{2e}{M_i} U_b} \quad (3)$$

$$I_{b, \max} = \frac{4\epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2q}{M_i}} \frac{V_T^{3/2}}{l_e} A_s \phi_s \quad (4)$$

式中 M_i 为工质气体离子质量, e 为电子电荷量, U_b 为有效加速电压, ϵ_0 为真空介电常数, q 为离子电荷量, V_T 为栅极电势差, l_e 栅极有效间距, A_s 为屏栅极有效面积。

根据上述设计依据, 分别设计了 4 孔离子光学系统 (透明度 14.44%) 和 5 孔离子光学系统 (透明度 18.05%), 并测试了其对推力范围的影响, 如图 6 所示。在气体工质流量为 9.81 $\mu\text{g/s}$, 射频功率为 5.9W 时, μ RIT-1 最大输出推力可以达到 70 μN 。通过增加射频功率和气体工质流量, μ RIT-1 的推力调节范围可实现百微牛, 如图 7 所示。

比冲可根据式(5)得到, 经计算, 在推力为 100 μN

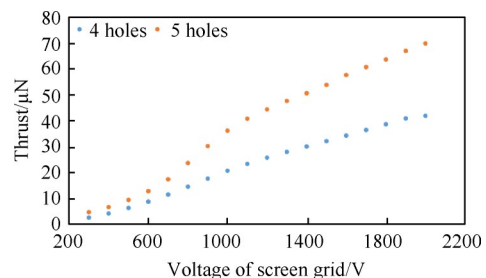
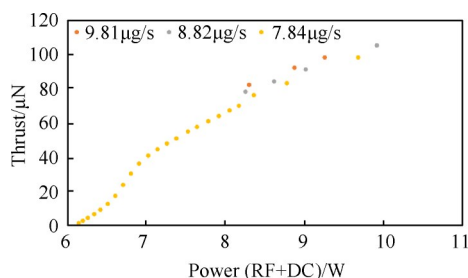


Fig. 6 Performance comparison of 4 holes and 5 holes grid system, $Q=9.81\mu\text{g/s}$, $P_{\text{RF}}=5.9\text{W}$

Fig. 7 μ RIT-1 thrust range

时,比冲约为1275s。

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g_0} \quad (5)$$

式中 $\dot{m}_p$ 为气体工质质量流量, g_0 为重力加速度。

3.4 推力在线测试

μ RIT-1的推力可通过式(3)计算得到,但准确的推力大小仍需要推力测量装置实际测量。为实现微牛级推力测量,中科院力学所研发了一款基于扭摆结构的弱力测量系统,可满足多种微牛级推力器在线测量^[24]。该装置的推力测量范围为0~400 μ N,分辨力优于0.1 μ N,推力测量精度为 $\pm 0.5\%$ FS,背景噪声优于0.1 μ N/ $\sqrt{\text{Hz}}$ (10mHz~1Hz),详见文献[24]。

利用该推力测量装置对 μ RIT-1完成了推力在线测量,测量结果如图8所示。实际测量的推力中包含气体工质喷射产生的气动推力和离子光学系统高电压产生的静电力,需要对测量推力进行修正,修正后的测量推力值与计算推力值存在较小偏差(<3%),如图9所示,实测推力略小于计算推力。该偏差主要由离子光学系统电压增加造成羽流发散角变化引起

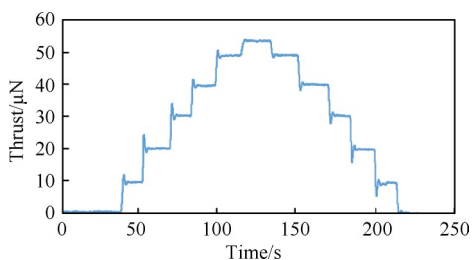
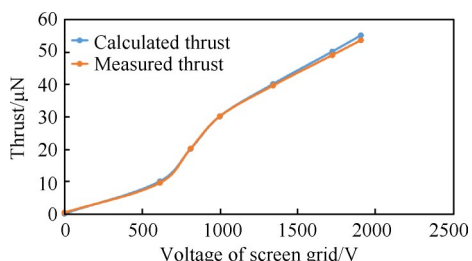
Fig. 8 μ RIT-1 thrust online measurement results

Fig. 9 Comparison of calculating thrust value and measured thrust value

的,而计算推力公式没有考虑因羽流发散角变化导致的推力变化。

4 结论

通过对 μ RIT-1关键结构组件的优化研究,得到以下结论:

(1)为了降低 μ RIT-1对射频功率的需求,对射频天线参数进行优化。当射频天线材质选为紫铜,7匝天线,线径1.6mm,间距2.0mm时,维持射频等离子自持放电的最低射频功率可降低至6W左右,且放电室污染较低。

(2)由于等离子体在放电室内部形成,放电室材料和长径比直接影响 μ RIT-1的性能。通过实验,发现氧化铝陶瓷更适合作为 μ RIT-1放电室材料,且当长径比为1.5时,推力器性能较优。

(3)在 μ RIT-1结构组件方面,推力器推力范围和寿命受限于离子光学系统。针对百微牛推力需求, μ RIT-1采用双栅极结构设计,当栅极透明度为18.05%时,不仅满足百微牛可调推力,且性能较优。

(4) μ RIT-1可实现5 μ N~100 μ N可调推力输出,计算推力值与实际推力值偏差较小,在百微牛推力时,比冲可达1275s。

致 谢:感谢中国科学院战略性先导科技专项资助。

参考文献

- [1] Abbott B P, Abbott R, Abbott T D, et al. First Search for Gravitational Waves from Known Pulsars with Advanced LIGO[J]. *Astrophysical Journal*, 2017, 839(12).
- [2] Karsten D. A Proposal in Response to the ESA Call for L3 Mission Concepts[M]. *Germany: Laser Interferometer Space Antenna*, 2017.
- [3] European Space Agency. NGO Revealing a Hidden Universe: Opening a New Chapter of Discovery[R]. *Germany: ESA*, 2011.
- [4] European Space Agency. The ESA-L3 Gravitational Wave Mission[R]. *Germany: ESA*, 2016.
- [5] Wu Y L. Taiji Program in Space and Unified Field Theory in Hyper-Spacetime[C]. *Beijing: International Symposium on Gravitational Wave*, 2017.
- [6] Collingwood C. Investigation of a Miniature Differential Ion Thruster[D]. *UK: University of Southampton*, 2011.
- [7] 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:中国科学院大学力学研究所, 2017.
- [8] 曾明. 微牛级会切场等离子体推力器设计及实验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2018.
- [9] Loeb H W, Scharfner K H, Meyer B K, et al. Forty

- Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development [C]. *Princeton: 29th International Electric Propulsion Conference*, 2005.
- [10] Altmann C, Leiter H, Kukies R. The RIT- μ X Miniaturized Ion Engine System Way to TRL5 for an Extended Thrust Range [C]. *Kobe: 34th International Electric Propulsion Conference*, 2015.
- [11] Hruby P, Demmons N, Courtney D, et al. Overview of Busek Electric Propulsion [C]. *Vienna: 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [12] Tsay M, Hohman K, Rosenblad N, et al. Micro Radio-Frequency Ion Propulsion System [C]. *Atlanta: 48th Joint Propulsion Conference*, 2012.
- [13] Trudel T A, Bilén S G, Micci M M. Design and Performance Testing of a 1-cm Miniature Radio-Frequency Ion Thruster [C]. *Ann Arbor: 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [14] Watanabe H, Nakabayashi T, Kasagami S, et al. Experimental Investigation of Inductively Coupled Plasma Cathode for the Application to Ion Thrusters [C]. *San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2013.
- [15] Hiramoto K, Takao Y. Investigation of Ion Beam Extraction Mechanism for Higher Thrust Density of Ion Thrusters [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences Aerospace Technology Japan*, 2016, 14 (30): 57-62.
- [16] 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.
- [17] Ito S, Nakamura T, Nishida H, et al. Performance of RF Plasma Thruster for Various Magnetic Field Configurations by Permanent Magnets [C]. *Kobe: Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science*, 2015.
- [18] 吴宸宸, 孙新锋, 顾 左, 等. 射频离子推力器放电与引出特性调节规律仿真与实验研究 [J]. *推进技术*. 2019, 40(1): 232-240. (WU Chen-chen, SUN Xin-feng, GU Zuo, et al. Numerical and Experimental Research of Optimal Regulation with Discharge and Beam Current Extraction for RIT [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 232-240.)
- [19] 蔡 建, 杨景华, 贾少霞, 等. 碘工质射频离子微推进技术研究 [C]. 长沙: 第 14 届中国电推进技术学术研讨会, 2018.
- [20] Chabert P, Braithwaite N. Physics of Radio-Frequency Plasmas [M]. *UK: Cambridge University Press*, 2011.
- [21] Trojan F M, Bussweiler K E, Lang H H. Development of the Radio Frequency Microthruster RIT 4 [C]. *Bethesda: AIAA 9th Electric Propulsion Conference*, 1972.
- [22] Feili D, Lotz B, Bonnet S, et al. μ NRIT-2.5-A New Optimized Microthruster of Giessen University [C]. *Ann Arbor: 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [23] Chung K J, Jung B K, An Y H, et al. Effects of Discharge Chamber Length on the Negative Ion Generation in Volume-Produced Negative Hydrogen Ion Source [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2014, 85(2).
- [24] 杨 超, 贺建武, 康 琦, 等. 亚微牛级推力测量系统设计及实验研究 [J]. *中国光学*, 2019, 12(3): 526-534.

(编辑: 朱立影)