

微牛级微波离子推力器的推力特性*

雷玟¹, 陈煜¹, 沈岩^{1,2}, 刘辉³, 曾德迈³, 孟圣峰³

1. 中山大学航空航天学院, 广东 深圳 518107
2. 深圳市智能微小卫星星座技术与应用重点实验室, 广东 深圳 518107
3. 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要: 为了探究不同工况下微波离子推力器的推力特性, 建立了微波离子推力器的推力估算模型。通过推力架试验测量推力并分析误差, 探讨了工质流量、微波功率和屏栅电压对屏栅电流及推力的影响。研究表明: 估算推力时, 选择羽流发散修正系数为 0.98、离子能量修正系数为 1.02 时可以修正估算模型。通过推力性能试验, 可以发现栅极电压对推力的影响符合理论估算; 微波功率和工质流量的增加主要影响放电室中氙原子的电离数量, 促进电离反应的进行, 从而影响推力器的推力性能。

关键词: 引力波; 微波离子推力器; 推力特性

中图分类号: V439+.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137(2025)04-0042-11

Thrust characteristics of micro-newton microwave ion thrusters

LEI Wen¹, CHEN Yu¹, SHEN Yan^{1,2}, LIU Hui³, ZENG Demai³, MENG Shengfeng³

1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China
2. Shenzhen Key Laboratory of Intelligent Microsatellite Constellation Technology and Application, Shenzhen 518107, China
3. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: This study establishes a theoretical thrust estimation model for microwave ion thrusters, conducts thrust measurements using a thrust stand, and analyzes errors of thrust. Additionally, it explores the effects of propellant flow rate, microwave power, and grid voltage on grid current and thrust. Results show that using a plume divergence correction coefficient of 0.98 and an ion energy correction coefficient of 1.02 improves the theoretical estimation model. Experimental investigations on thrust performance reveal that the influence of grid voltage aligns with theoretical predictions. Moreover, increasing microwave power and propellant flow rate significantly affects the ionization of Xe atoms in the discharge chamber, promoting ionization reactions and consequently impacting thrust performance.

Key words: gravitational wave; microwave ion thruster; thrust characteristics

* 收稿日期: 2024-10-12 录用日期: 2024-12-15 网络首发日期: 2025-01-24
基金项目: 国家重点研发计划(2020YFC2201001); 深圳市科技计划(ZDSYS20210623091808026)
作者简介: 雷玟(2001年生), 女; 研究方向: 微波离子推力器; E-mail: leim8@mail2.sysu.edu.cn
通信作者: 沈岩(1978年生), 男; 研究方向: 空间推进、微推进中的等离子体和流体控制;
E-mail: shenyan8@mail.sysu.edu.cn



空间引力波探测通常由三颗彼此相距数百万公里的航天器在空间中构成等边三角形, 利用激光干涉仪测量引力波所引起的航天器间测试质量的微弱距离变化, 进而得到引力波的相关信息(于达仁等, 2021)。为了保证激光干涉仪的精度, 需要使用无拖曳控制技术维持卫星平台的超精超稳飞行状态(Debra, 2003; 祝竺等, 2022)。微推力器是无拖曳控制系统的重要执行机构, 用于产生推力补偿航天器受到的非保守力(Funaki et al., 2011)。目前, 国内外开展的引力波探测计划如表1所示, 可以看到应用于引力波探测的微推力器的推力通常为微牛级, 推力分辨率可达亚微牛级。因此, 微波离子推力器由于具有高比冲、高效率、微推力、长寿命的特点(郑茂繁等, 2019), 在当今的空间引力波探测任务中具有应用可行性。

微波离子推力器的工作原理(Drinkwater et al., 2003)如图1所示, 将微波发生器产生的微波耦合

到放电室, 在放电室通入的工质气体中存在的少量原初电子被微波电场加速后与气体分子发生非弹性碰撞并使之电离, 适当功率的微波与电子产生共振从而使气体击穿, 并在微波电源稳定的能量输入下维持与电子共振, 不断电离气体, 维持稳定放电, 从而在放电室中形成由中性原子、电子和离子组成的放电等离子体, 等离子体加速喷出产生推力(张天平, 2019)。

表1 国内外引力波探测推力指标¹⁾

Table 1 Thrust requirements for gravitational wave detection programs domestically and internationally

	LISA	DECIGO	太极	天琴计划
范围/ μN	5~30	5~50	5~50	5~100
分辨率/ μN	0.1	0.1	0.1	0.1
响应时间/ms	100	50	50	50
噪声/ $(\mu\text{N}\cdot\text{Hz}^{-1/2})$	0.1	0.1	0.1	0.1

1) 数据来源于文献(Amaro-Seoane et al., 2017; Kawamura et al., 2011; Guo et al., 2010; Cyranoski, 2016)。

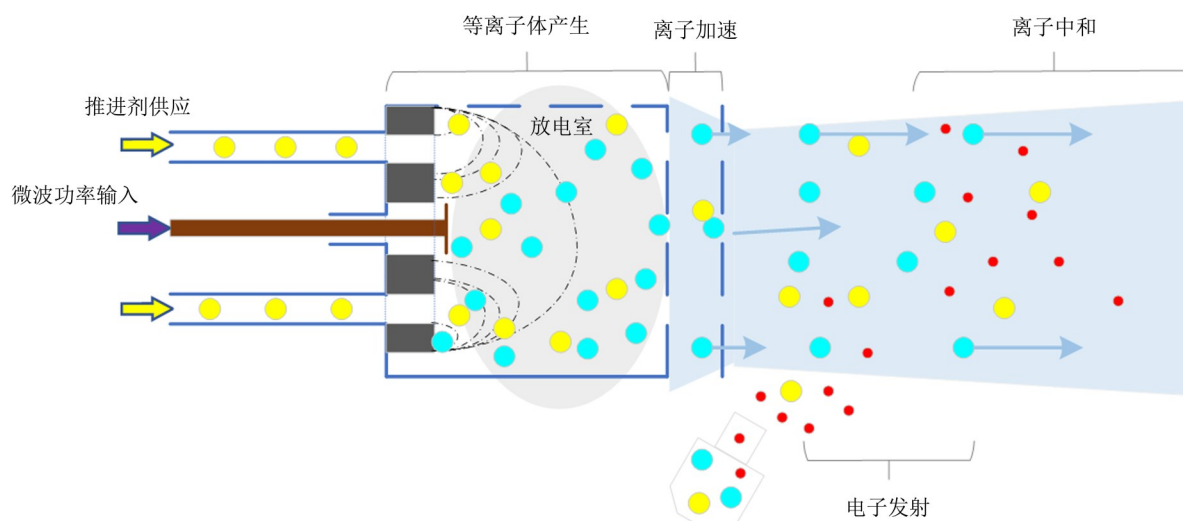


图1 微波离子推力器工作原理

Fig. 1 Working principle of microwave ion thruster

离子推力器的研究开始于20世纪60年代, 目前进入应用阶段(赵以德等, 2023)。LISA计划提出将离子推力器应用于空间引力波探测中(Ziemer et al., 2004)。2003年, 日本成功将微波离子推力器应用于返回式MUSES-C小行星探测器的主推进中(Kuninaka et al., 1998)。日本在引力波探测项目中, 设计了微牛级微波离子推力器(Izumi et al., 2012)。该微波离子推力器可以产生20~316 μN 的推力输出(Koizumi et al., 2015), 并且在0.1~1 Hz

频段内, 其推力噪声低于 $0.2 \mu\text{N}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$ (Koizumi et al., 2018), 其各项推力指标均验证了微牛级微波离子推力器在引力波探测任务中的可行性。

对于电推进的推力性能研究, 通常使用推力架测量(Li et al., 2013)、羽流诊断方法(李斌, 2019)等。NASA通过钟摆式推力架来测量氙离子推进器的推力, 将推力转换为摆臂的位移、偏转来表征推力的大小(Diamant et al., 2011)。意大利的Canuto et al.(2004)开发了一种双摆结构的推力

台架,因在双摆中利用了可变腔长的干涉仪,其位移测量精度高,可以实现微牛量级以下的稳态推力测力精度。北京航天计量测试技术研究所设计了天平式测量装置,将被测的推进器固定在天平梁上,设置电磁力反馈系统,通过天平发生的位移变化来表征推力大小(赵宝瑞等,2000)。北京航空航天大学设计一种带有方形靶板和挠性梁的推力台架,当推进器羽流撞击靶板时,冲击力会使梁弯曲,通过位移传感器对其进行测量,即得到推力数据(Wang et al.,2018)。激光推进及应用国家重点研究室研制了扭摆式推力台架,主要结构由支撑架、电容式位移传感器等组成,推力器产生推力时对支撑架产生力的作用,电容位移传感器可测量响应推力的扭转平衡的挠度(Zhou et al.,2013)。

虽然微推力器推力性能的地面测量装置已经相对较为成熟,并且地面实验大多在真空室中进行,但由于空间环境比较复杂,存在温度、辐射、压力等因素的影响,地面实验环境很难做到精确地模拟。为了更好地对推力器的推力性能进行研究,确保电推进器在轨工作的有效性,空间探测任务中通常通过建立理论控制模型来测量推力器的推力性能。北京空间飞行器总体设计部提供一种基于GNSS精密定轨的圆轨道切向小推力在轨标定方法,标定后的切向推力用于航天器轨道控制(刘勇等,2014)。Chen et al.(2014)提出了一种推力模型,并验证了基于GNSS精密定轨技术的推力估算方法在低轨道和圆轨道卫星轨道变化中的有效性。崔振江等(2019)利用在轨电推力器引起的角动量变化进行电推力矢量标定与调整,并通过应用实例验证了其可行性。Wu et al.(2004)通过在轨飞行测试提出并评估了两种推进器标定方法:单推进器脉冲法和自主法。此外,还有利用电学公式对电推进器的推力进行计算,并基于实测数据对微推力器的推力进行修正(黄宇飞,2013)。本文在现有的在轨估计方法的基础上,以微波离子推力器为研究对象,对其建立理论估算模型来开展推力测量试验;基于推力架测量结果对理论估算方法进行误差分析;修正模型后,通过组合调节屏栅电压、工质流量和微波功率等工况,开展推力特性研究,用于微波离子推力器的后续发展。

1 方法

1.1 理论估算模型

对于离子推力器来说,氙离子被加速到很高的排气速度后喷出,产生的推力为 $F = \dot{m}_i v_i$,其中 \dot{m}_i 为氙离子质量流速, v_i 为氙离子速度,根据能量守恒定律,离子的质量流速 $\dot{m}_i = I_b M/q$,排气速度 $v_i = \sqrt{2qU_a/M}$,其中 I_b 为离子电流, U_a 为氙离子加速的净电压, M 为氙离子质量, q 是氙离子电荷。

微波离子推力器试验系统如图2所示,离子光学系统附近由于电子的热运动速度高于离子,所以在屏栅表面会存在着等离子体鞘层,鞘层的厚度与栅极电压、电子温度有关(Koizumi et al.,2018;颜能文等,2021)。等离子体鞘层的厚度为鞘层界面中心与加速栅间的距离,采用直流鞘层的模型进行计算(迈克等,2007):

$$L_s = 1.018\lambda_d \left(\frac{eU_s}{kT_e} \right)^{3/4},$$

其中 U_s 为栅极电压, λ_d 为德拜长度, T_e 为电子温度。

图2的矩形虚线框子区域中,离子通过栅极孔上方的鞘层聚集成离子束流,从而可以通过栅极电流测量离子通量。离子束的能量取决于加载在栅极上的偏置电压。因此,理论上可以根据偏置电压和电流来确定推力(Tani et al.,2019),即 $F = \sqrt{2M/e} I_b \sqrt{U_a}$,其中 I_b 为屏栅电流, U_a 为屏栅电压, M 为Xe的原子质量, e 是电子的电荷。

但离子在被加速的过程中,离子运动的轨迹并不是完全平行于推力器轴线,而是与推力器有一定夹角,由于束流的发散,离子加速过程产生的推力有径向分量,故计算推力时需要考虑羽流发散角对推力损失的影响。同时屏栅表面存在着等离子体鞘层,导致束流中离子的能量会略高于屏栅电势(Keller et al.,2014),因此将屏栅电势直接代入计算推力会使结果与实际推力产生偏差。基于以上的分析,引入羽流发散和离子能量修正系数,推力估算公式变为

$$F = \alpha\beta \sqrt{2M/e} I_b \sqrt{U_a},$$

其中 α 为束发散修正系数(羽流发散系数), β 为离子能量修正系数,可由法拉第探针(FP, Faraday probe)和阻滞势分析仪(RPA, retarding potential analyzer)来确定(孟圣峰,2020;Zeng et al.,2021)。

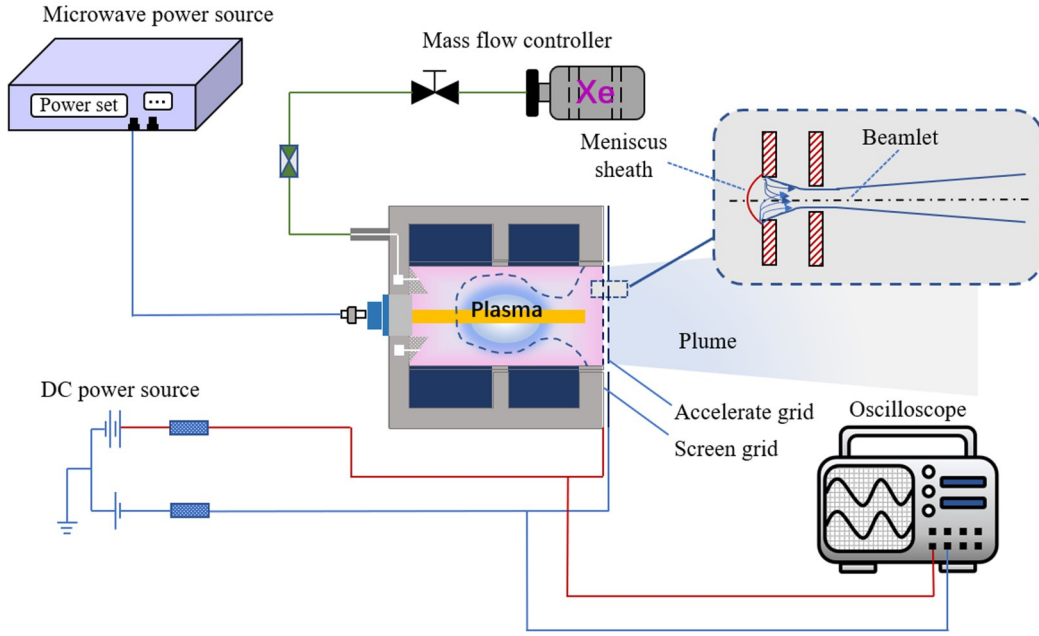


图2 微波离子推力器试验系统示意图(Meng et al., 2023)

Fig. 2 Schematic diagram of microwave ion thruster experimental system(Meng et al., 2023)

利用法拉第探针扫描的离子电流数据来测量羽流发散角, 对于试验所用的微波离子推力器, 假设在径向半径 r 处束流发散方向与推力器中心轴的夹角为 θ , 则羽流发散修正系数为

$$\alpha = \frac{\int_0^R 2\pi r J(r) \cos\theta(r) dr}{I_b},$$

其中 R 为束流半径, $J(r)$ 为半径 r 处束流离子密度, $\theta(r)$ 为半径 r 处的束流发散方向与中心轴线的夹角。

利用 RPA 探针来测量离子能量, 收集极的离子电流可以用离子的速度分布函数表示为

$$I(V) = A_c q_i n_i \int_{u(V)}^{\infty} u_i f(u_i) du_i, \quad (1)$$

其中 A_c 为收集极的有效收集极面积 (m^2), q_i 为离子所带电荷量 (C), n_i 为离子数密度 (m^{-3}), V 为离子阻滞栅极的电压 (V), u_i 为离子速度 (m/s), $f(u_i)$ 为离子的速度分布函数。离子的速度为

$$u_i = \sqrt{\frac{2q_i V}{m_i}}. \quad (2)$$

对式(2)两边求微分, 得

$$du_i = \sqrt{\frac{q_i}{2m_i}} \frac{1}{\sqrt{V}} dV, \quad (3)$$

将式(2)和(3)代入式(1)中, 对收集极的离子电流公式进行展开, 得

$$I(V) = A_c q_i n_i \int_V^{\infty} \sqrt{\frac{2q_i V}{m_i}} \sqrt{\frac{q_i}{2m_i}} \frac{1}{\sqrt{V}} f(V) dV,$$

对上式进行简化, 并且等式两边对离子能量扫描栅极电势 V 求微分, 得

$$\frac{dI}{dV} = \frac{q_i^2 A_c n_i}{m_i} f(V),$$

$\frac{dI}{dV}$ 为电流随着电压的变化率。可以看出, 通过对电压下电流随电压的变化率, 就可获得离子能量的分布状况。通过该方法得到离子能量 E_i 后, 再测得该工况下的屏栅电势, 即可得到离子能量修正系数 $\beta = \sqrt{E_i/U_a}$ 。

1.2 推力台架测量

本文选择的推力架为靶式测力架, 如图3所示, 金属靶盘与推力摆架连接, 推进器羽流冲击靶盘引起簧片发生形变, 悬摆摆臂产生位移变化, 通过电容位移传感器检测可以间接测量推进器羽流产生的冲击力, 进而表征推进器产生的实际推力。微推力器安装在橙色框架, 推进器发射中轴对准靶盘中心。相较于直接悬摆测试, 避免了工质软管、微波线缆等引入的额外刚度, 可以较好地保证摆架的性能。

在推力测量之前, 需要采用推力模拟器对推力架进行标定, 推力模拟器用于产生标准的微推力。为了抑制地面振动噪声的影响, 该推力架使

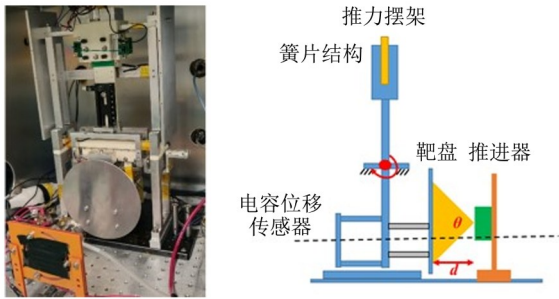


图3 打靶法试验装置和原理图

Fig. 3 Schematic diagram and device of target-based thrust stand

用了质心匹配方法。该推力架的测量范围在 1~110 μN , 校准精度在 0.54% 左右, 分辨率为 0.1 μN , 满足离子推力器推力测量的适用范围和精度需要(Zou et al., 2023)。

羽流粒子入射到靶面表面时, 考虑羽流粒子的反射, 真实力近似写为

$$F = \left(1 + \frac{k_p}{k_f}\right)(F_{\text{meas}} - F_{\text{off}}),$$

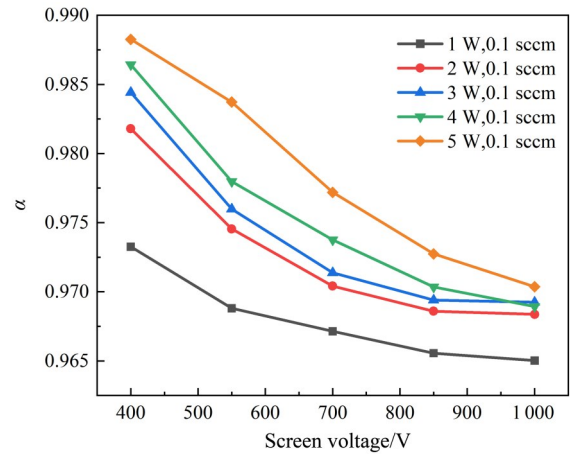
式中 k_p 为装置的弹性系数, F_{meas} 和 F_{off} 分别为由传感器读出的测量力和羽流粒子在靶面反弹作用产生的额外推力(Chakraborty et al., 2015)。

2 结果与讨论

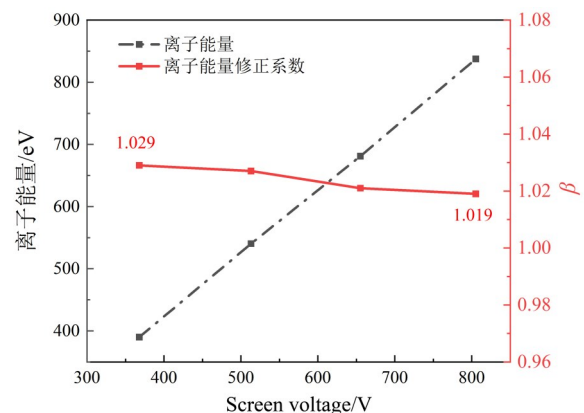
2.1 理论估算方法的误差分析

2.1.1 参数的确定 离子推力器在工作中, 存在羽流发散的现象。改变屏栅电压和微波功率对羽流发散系数进行计算, 结果如图 4 所示。可以看出在不同微波功率和屏栅电压的情况下, 羽流发散修正系数均介于 0.96 与 0.99 之间, α 可取平均值 0.98。

在微波离子推力器的束流引出过程中, 离子能量主要是由屏栅电压决定, 但由于鞘层电势的影响会导致束流中的离子能量略高于屏栅电势。图 5 中, 离子能量修正系数随着屏栅电压的增加而下降。这是因为当屏栅电压升高时, 屏栅表面的等离子体鞘层厚度会变大, 鞘层电势增加的比例比离子能量增加的比例更大, 导致离子能量修正系数变小。离子能量修正系数 β 在 1.019~1.029 之间, β 可取平均值 1.02。 α 和 β 的最小值与最大值之间的相对误差约为 3% 和 1%, 选择平均值是基于实验数据的集中趋势, 平均值能够有效反映整体的特征。比较不同条件下的结果时, 平均值也提

图4 不同工况下的羽流发散修正系数 α Fig. 4 α under different conditions

提供了一个标准化的度量方式, 使得不同数据之间的比较更加合理。因此, 采用 α 和 β 的平均测量值来完善理论估算公式, 对该推力器的推力进行估算。

图5 不同工况下的离子能量修正系数 β Fig. 5 β under different conditions

2.1.2 理论估算模型的误差分析 使用推力架对微波离子推力器的推力进行测量时, 在推进剂的流量为 0.1 sccm 的工况下, 对微波功率切换过程中的推力变化进行测量, 每组功率切换过程持续 10 次。比如, 3~5 W 为 3 W 到 5 W 来回切换 10 次, 取 10 次切换工况的推力平均值, 可以消除一些系统误差。

在推进剂的流量为 0.1 sccm 的工况下, 对两种方法测量的推力进行对比, 如图 6 所示。从图中可以看到, 推力架测量的推力台阶普遍高于理论估算的推力台阶。试验所使用的真空仓能够达到的真空度在 10^{-3} Pa 的量级, 推进剂的流量为 0.1 sccm, 在真空度较高的情况下, 氙气的流速仍然

较高, 使得中性原子产生推力影响, 故使推力架测量的推力台阶普遍较大。工质利用率是进入放电室内部的中性原子被微波电离后被栅极引出成为束流离子的比例值, 与推力器放电室内部电离状态以及工质流量大小也即中性原子总量有关。其计算式为(于博等, 2024):

$$\eta = \frac{I_b}{Q_{in}e},$$

式中 I_b 为离子束流 (mA), Q_{in} 为工质流量 (mL/min)。中性原子产生的推力 $F = mv$, 中性原子的速度 v 可以根据分子热运动原理来估算。

在同一微波功率下, 改变屏栅电压对工质利用率的影响不大, 从而根据工质利用率算出的中性原子产生的推力也变化不大: 在推进剂的流量为 0.1 sccm, 微波功率为 3 W, 屏栅电压为 200~800 V 时, 中性原子产生的推力为 2.017~2.110 μN ; 在推进剂的流量为 0.1 sccm, 微波功率为 5 W, 屏栅电压为 200~800 V, 中性原子产生的推力为 1.766~1.936 μN ; 在推进剂的流量为 0.1 sccm, 微波功率为 7 W, 屏栅电压为 200~800 V, 中性原子产生的推力为 1.614~1.828 μN 。

表2 微波功率为 3 W、工质流量为 0.1 sccm 时的推力对比

Table 2 Thrust at a microwave power of 3 W and working flow of 0.1 sccm

屏栅电压/V	工质利用率/%	中性原子产生的推力/ μN	测量与理论估算的差值/ μN
200	4.71	2.110	2.392
350	5.32	2.080	2.651
500	5.98	2.054	2.130
600	6.34	2.039	6.093
800	6.80	2.017	10.567

从图 6 和表 2 可以看出, 在低功率、高电压时, 两种测量方法的差值大于中性原子产生的推力值, 后续对于该机制需要进一步研究。结合其他工况来看, 理论估算方法的推力与推力架的测量结果趋势相同, 且两者差值与中性原子产生的推力值基本一致, 验证了理论估算方法可估算微波离子推力器的推力。

2.2 不同屏栅电压下的推力特性

下面, 利用理论估算方法来分析微波离子推力器的推力特性, 该推力器使用的推进剂是氙气。9 种工质流量 (sccm) 和微波功率 (W) 比值 (0.03/1, 0.03/2, 0.03/3, 0.06/1, 0.06/2, 0.06/3, 0.1/1, 0.1/2, 0.1/3) 下, 在大范围电压调节下的屏栅电流

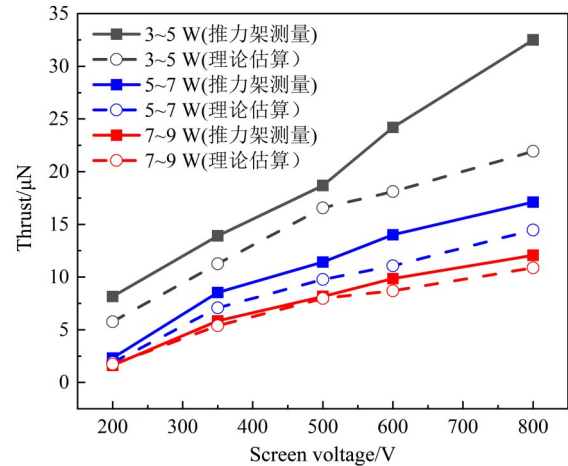


图6 测量与理论估算的推力对比

Fig. 6 Comparison of the calculation and thrust stand test of thrust

从图 6 可以看出, 两种测量方法的差值与计算得到的中性原子的推力值基本一致; 在推进剂的流量为 0.1 sccm, 微波功率为 3 W, 屏栅电压为 200~800 V 时, 存在测量与理论估算差异较大的情况, 故将其工质利用率和中性原子推力值列出, 如表 2 所示。

变化规律如图 7 所示。可以看到, 屏栅电流整体变化范围在 0.3 mA 内, 其随着屏栅电压的增加先整体增加, 但增加的趋势呈先迅速后缓慢的趋势。栅极电压的增加实际上是改变了栅极上的鞘层形状和位置, 增强了离子的聚焦状态, 栅极电压的增加, 不仅能增加离子通过率, 还能提高引出的离子速度, 从而增大了屏栅电流。在栅极电压一定时, 微波功率的增加会使放电室中的电子温度和密度变化, 从而影响鞘层的厚度变化, 导致屏栅电流也随之变化。

同时, 推力随着屏栅电压的增加而增加, 如图 7 所示。这说明了推力受偏置电压和电流影响, 屏栅电压增加, 屏栅电流随之增大, 其推力也是

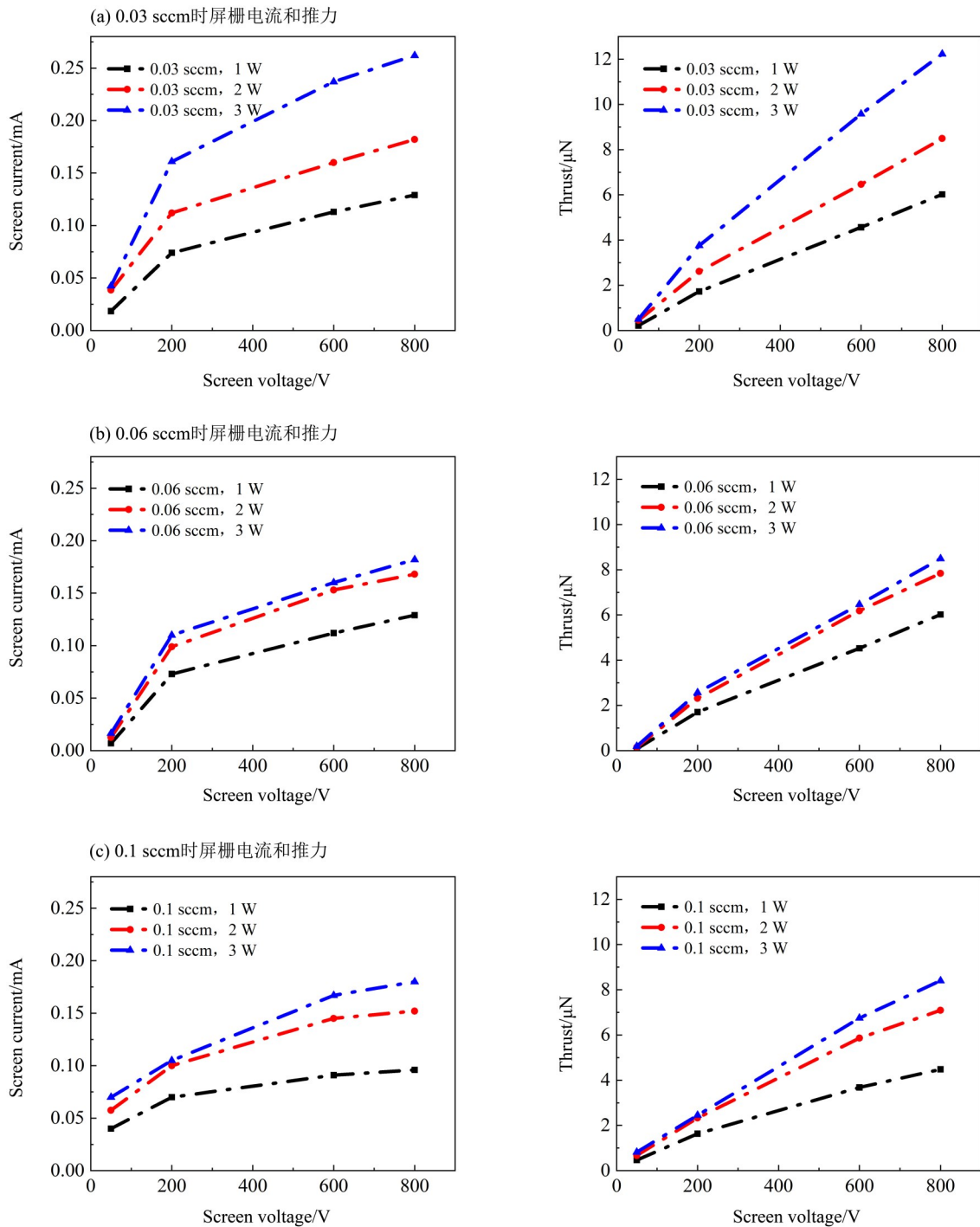


图 7 屏栅电流和推力随栅极电压的变化

Fig. 7 Variation of screen current and thrust with screen voltage

必然增加的，与推力理论估算相符。

2.3 不同微波功率下的推力特性

微波功率的大小对推力器的状态同样有着重要的影响，微波功率会影响到放电室内部的电子温度以及电子密度，影响氙原子的电离。图 8 给出了屏栅电流和推力随着微波功率的变化。可以看出，随着微波功率的增加，屏栅电流单调上升；

屏栅电压进一步增大，微波功率对电流的影响逐渐减小；工质流量为 0.3 sccm 时，屏栅电流随着微波功率的增加基本呈现线性增长；工质流量增加到 0.06 sccm 时，屏栅电流增长曲线出现拐点；当工质流量继续增加到 0.1 sccm 时，屏栅电流曲线出现多个拐点。

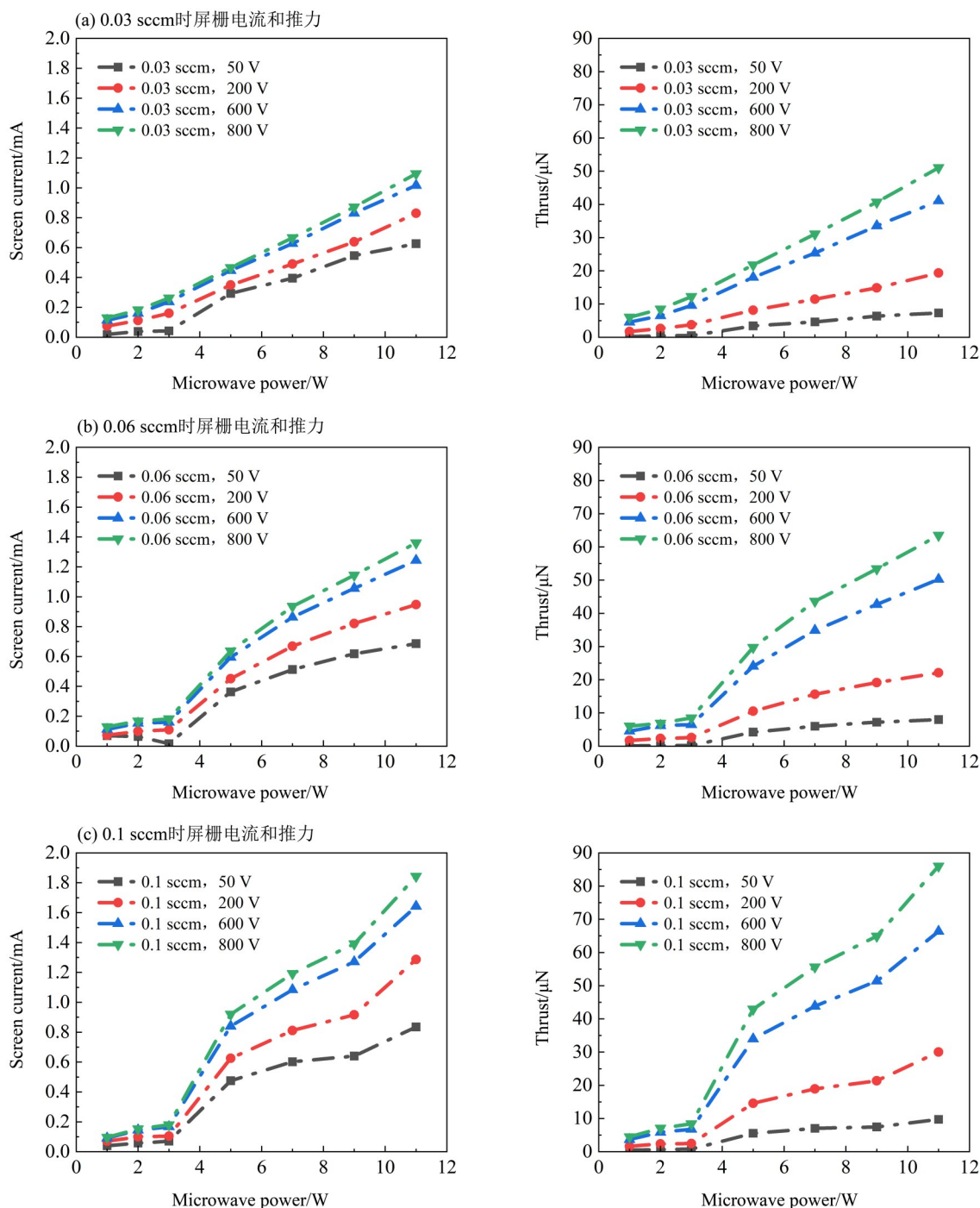


图8 屏栅电流和推力随微波功率的变化

Fig. 8 Variation of screen current and thrust with microwave power

依据离子引出光学原理可知, 在离子欠聚焦或过聚焦的情况下, 并非所有到达屏栅的离子都可以通过栅极加速并引出, 随着微波功率的增加, 放电室中氩离子与电子密度增加, 离子过聚焦的状态得到改善, 因此屏栅电流迅速上升。当工质流量从0.03 sccm增加到0.06 sccm, 屏栅电流经历陡增; 再增加到0.1 sccm时, 屏栅电流曲线的拐点数量增多, 较高气体流量下等离子体密度整体增

加, 导致电流进一步地增大, 推力器从低电流模式转换到高电流模式, 过高的流量是推力器发生模式转换的重要原因(Hu et al., 2016; 曾明, 2018; 李娟, 2021)。此外, 与屏栅电流的变化基本一致, 微波功率增加时, 屏栅电流逐渐增大, 推力也随之增加; 相同微波功率情况下, 栅极电压越大产生的推力越大。

2.4 不同工质流量下的推力特性

微波功率为 4 W 时, 不同工质流量下屏栅电流和推力的变化曲线如图 9 所示。可以看到, 流量为

0.02~0.07 sccm 时, 屏栅电流随着工质流量的增加而逐渐增加; 流量大于 0.07 sccm 时, 电流缓慢增加, 主要是因为屏栅电流出现饱和现象。

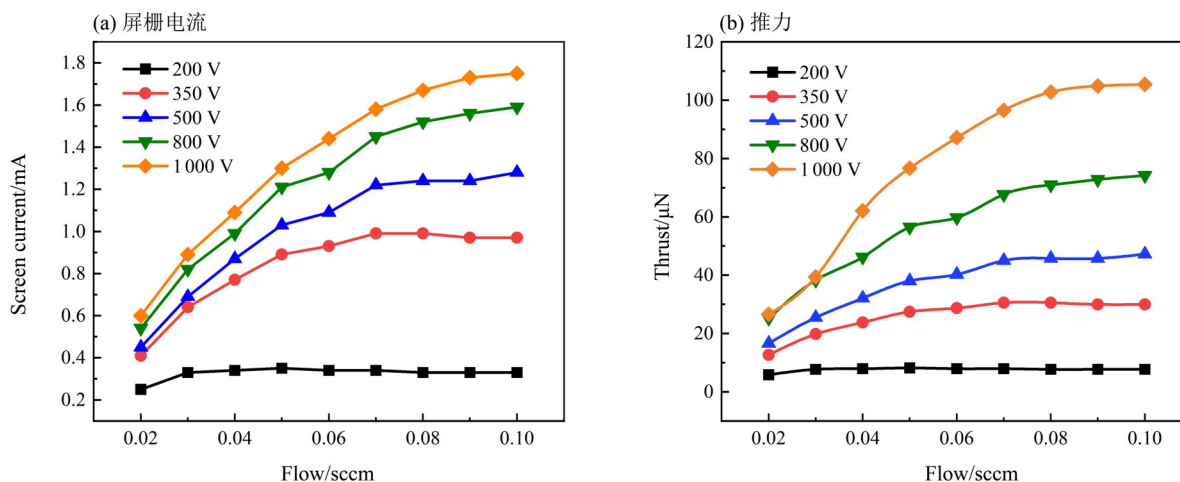


图 9 屏栅电流和推力随工质流量的变化

Fig. 9 Variation of screen current and thrust with working fluid flow

在同样的微波功率下, 低流量的工质进入放电室参加电离过程时, 由于氩原子占比较小, 电离反应会偏向正方向进行, 促进了氩离子和电子的生产, 所以就会有更多的电子通过高于离子的热运动速度扩散到屏栅上; 同时流量增大, 栅前离子密度不断增加, 可供引出的离子总数增加, 从而使得屏栅电流增大(胡展等, 2020)。图 9 中, 在 0.02~0.1 sccm 工质流量范围内和不同的栅极电压下, 推力可以达到 110 μN 。整体上, 推力与屏栅电流的变化规律是一致的, 微波离子推力器的推力随着工质流量的增加而逐渐增加; 在较高工质流量时, 工质流量对推力的作用没有低流量状态时明显。

3 结 论

以微波离子推力器为研究对象, 本文建立了理论估算模型, 结合推力架试验对微波离子推力器的推力进行测量和误差分析。理论估算方法使用法拉第探针与 RPA 对羽流发散修正系数和离子能量修正系数进行测算, 选择羽流发散修正系数为 0.98, 离子能量修正系数为 1.02, 采用推力架试

验, 从中性原子产生的推力出发, 对理论估算方法进行了误差分析并修正。然后, 探究了推力器的工质流量、微波功率和屏栅电压对屏栅电流和推力的影响。主要结论如下:

(1) 栅极电压的增加导致推力呈线性增加, 与理论估算的规律相符, 屏栅电压从 50 V 增加到 800 V, 推力在 0~13 μN 之间。屏栅电压的变化实际上是改变了栅极上的鞘层形状和位置, 还改变了离子通过率与引出的离子速度, 进而影响了推力变化。

(2) 微波功率的大小会影响到放电室内部的电子温度以及电子密度, 主要影响放电室中氩原子的电离程度, 从而影响屏栅电流和推力。在工质流量为 0.03 sccm 时, 微波功率每增加 1 W, 推力约增加 4.6 μN 。

(3) 工质流量的增加可提高放电室中可电离的氩原子数量, 促进电离反应的进行; 同时流量增大, 栅前离子密度不断增加, 可供引出的离子总数增加, 导致屏栅电流与推力增加。通过调节工质流量, 推力可以达到 110 μN 。

参考文献:

- 崔振江,周亮,胡少春,等,2019.一种利用角动量进行电推力矢量标定的算法[J].中国空间科学技术,39(3):1-8.
- 胡展,杨涓,陈茂林,等,2020.基于三维PIC数值模拟的2cm ECRIT 推力控制计算[J].西北工业大学学报,38(4):733-739.
- 黄宇飞,2013.基于实测数据的电推进器推力估计及绕飞轨道保持[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学.
- 李斌,2019.会切场推力器噪声特性研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学.
- 李娟,2021.交叉磁场杆天线电子回旋共振离子推进器离子束流特性研究[D].大连:大连理工大学.
- 刘勇,宋政吉,李林凌,等,2014.基于GNSS精密定轨的圆轨道切向小推力在轨标定方法:CN103940431A [P/OL]. [2014-07-23]. https://wenku.baidu.com/view/81f6ffcb0522192e453610661ed9ad51f11d549c.html?_wks_=1736841931930.
- 孟圣峰,2020.离子源电离室放电特性研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学.
- 迈克·A·力伯曼,阿伦·J·里登伯格,2007.等离子体放电原理与材料处理[M].北京:科学出版社.
- 颜能文,郭宁,吴辰宸,等,2021.基于放电室均布模型的射频离子推力器研究[J].中国空间科学技术,41(3):1-8.
- 于博,黄浩,徐亚男,等,2024.磁场对霍尔推力器气体电离率的影响规律研究[J].推进技术,45(9):257-264.
- 于达仁,牛翔,王泰卜,等,2021.面向空间引力波探测任务的微推进技术研究进展[J].中山大学学报(自然科学版),60(1/2):194-212.
- 赵宝瑞,李晶,蒋金伟,2000.微小推力自动测量系统研究[J].宇航计测技术,20(4):31-35.
- 赵以德,马伊帆,张雪儿,等,2023.离子推力器研制及应用现状和启示[J].真空电子技术,(2):1-15.
- 张天平,耿海,张雪儿,等,2019.离子电推进技术的发展现状与未来[J].上海航天,36(6):88-96.
- 曾明,2018.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.
- 郑茂繁,张天平,孟伟,等,2019.20cm 氙离子推力器性能扩展研究[J].推进技术,36(7):1116-1120.
- 祝竺,赵艳彬,尤超蓝,等,2022.面向空间引力波探测的非接触式卫星平台无拖曳控制技术[J].南京航空航天大学学报,54(S1):9-13.
- AMARO-SEOANE P, AUDLEY H, BABAK S, et al, 2017. Laser interferometer space antenna [EB/OL]. arXiv: 1702.00786.
- CANUTO E, ROLINO A, 2004. Nanobalance: An automated interferometric balance for micro-thrust measurement [J]. ISA Trans, 43(2): 169-187.
- CHAKRABORTY S, COURTNEY D G, SHEA H, 2015. A 10nN resolution thrust-stand for micro-propulsion devices [J]. Rev Sci Instrum, 86(11): 115109.
- CHEN, S S, YUE F Z, JIANG Y, et al, 2014. Study on onboard engine thrust-estimation based on GNSS precision orbit determination technology [C]//China Satellite Navigation Conference. Nanjing, China.
- CYRANOSKI D, 2016. Chinese gravitational-wave hunt hits crunch time [J]. Nature, 531(7593): 150-151.
- DEBRA D B, 2003. Drag-free control for fundamental physics missions [J]. Adv Space Res, 32(7): 1221-1226.
- DIAMANT K D, POLLARD J E, CROFTON M W, et al, 2011. Thrust stand characterization of the NASA evolutionary xenon thruster [J]. J Propuls Power, 27(4): 777-785.
- DRINKWATER M R, FLOBERGHAGEN R, HAAGMANS R, et al, 2003. GOCE: ESA's first earth explorer core mission [M]. Space Sciences Series of ISSI: 419-432.
- FUNAKI I, NAKAYAMA Y, HORISAWA H, et al, 2011. Micro-thruster options for the Japanese space gravitational wave observatory missions [C]//32nd International Electric Propulsion Conference. Kurhaus of Wiesbaden, Germany.
- GUO H, WU J, 2010. Space science & technology in China: A roadmap to 2050 [M]. Springer.
- HU P, LIU H, GAO Y, et al, 2016. Study on the structure and transition of the hollow plume in a multi-cusped field thruster [J]. Phys Plasmas, 23(10): 103517.
- IZUMI T, KOIZUMI H, YAMAGIWA Y, et al, 2012. Performance of miniature microwave discharge ion thruster for drag-free control [C]// 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, Georgia, USA.
- KAWAMURA S, ANDO M, SETO N, et al, 2011. The Japanese space gravitational wave antenna: DECIGO [J]. Class Quantum Gravity, 28(9): 094011.
- KELLER A, KÖHLER P, GÄRTNER W, et al, 2014. Feasibility of a down-scaled HEMP thruster [M]. Springer Verlag.
- KOIZUMI H, KAWAHARA H, YAGINUMA K, et al, 2015. In-flight operation of the miniature propulsion system installed on small space probe: Procyon [C]//The Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, and 6th NSAT.

- Kobe, Japan.
- KOIZUMI H, KOMURASAKI K, AOYAMA J, et al, 2018. Development and flight operation of a miniature ion propulsion system[J]. *J Propuls Power*, 34(4):960–968.
- KUNINAKA H, SATORI S, 1998. Development and demonstration of a cathodeless electron cyclotron resonance ion thruster [J]. *J Propuls Power*, 14(6):1022–1026.
- LI J, MEI H W, WANG G, 2013. The micro-thrust automatic measurement system of stationary plasma thruster [C]//The International Symposium on Precision Engineering Measurements and Instrumentation. Guangzhou, China.
- MENG S F, ZHU X M, YU D R, 2023. A minimized electron cyclotron resonance ion thruster for China's space-borne gravitational wave detection missions[J]. *Class Quantum Gravity*, 40(17):175006.
- TANI Y, TSUKIZAKI R, KODA D, et al, 2019. Performance improvement of the $\mu 10$ microwave discharge ion thruster by expansion of the plasma production volume[J]. *Acta Astronaut*, 157: 425–434.
- WANG B, YANG W, TANG H, et al, 2018. Target thrust measurement for applied-field magnetoplasmadynamic thruster [J]. *Meas Sci Technol*, 29(7): 075302.
- WU S F, STEYN W H, BORDANY R E, 2004. In-orbit thruster calibration techniques and experiment results with UoSAT-12 [J]. *Contr Eng Pract*, 12(1):87–98.
- ZENG M, LIU H, CHEN Z, et al, 2021. Preliminary experimental characterization of a microwave discharge cusped field thruster [J]. *Vacuum*, 192:110486.
- ZHOU W J, HONG Y J, CHANG H, 2013. A microNewton thrust stand for average thrust measurement of pulsed microthruster [J]. *Rev Sci Instrum*, 84(12):125115.
- ZIEMER J, MERKOWITZ S, 2004. Microthrust propulsion for the LISA mission[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, Florida.
- ZOU S, CHENG Z, ZHANG X, et al, 2023. Ground-vibration suppression by a matched center of mass for microthrust testing in spaceborne gravitational-wave detection [J]. *Phys Rev Applied*, 19(2):024040.

(责任编辑 王海蓉)