射频离子推力器多元工质束流调节试验研究*

李建鹏,李兴达,张兴民,赵以德,李 娟,郭德洲,胡 竞

(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:为了获得射频离子推力器离子束流随放电参数的变化规律,采用试验研究的方法,就推力器引出束流与射频功率强度、工质种类、工质流量之间的调节规律开展了研究,搭建了射频离子推力器束流调节试验系统。研究结果表明:屏栅电压1200V,加速电压-250V,射频功率200W~700W,工质流量0.2mg/s~4.76mg/s,Xe,Ar,O₂,N₂四种工质下能够可靠放电并稳定引出,实现束流从54mA~467mA的调节,电离效率Xe>Ar>O₂>N₂,离子束流随射频功率和工质流量线性增加,在1.01mg/s的氙工质下,推力、比冲随射频功率从100W~400W线性增加实现推力7.35mN~27.5mN,比冲1191s~3696s大范围连续可调,工质利用率为21.1%~78.8%,并在射频功率为276W时工质利用率和功耗之间存在明显拐点,在应用中要根据任务选择最佳工作区间,合理控制工作参数可以提高推力器工作性能和效率。

关键词:离子推力器;多元工质;性能调节;离子束流;试验研究
中图分类号: V439.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 08-1914-07
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190461

Experimental Study on Beam Current Regulation of Diverse Propellant Types for RF Ion Thruster

LI Jian-peng, LI Xing-da, ZHANG Xing-min, ZHAO Yi-de, LI Juan, GUO De-zhou, HU-Jing

(National Key Laboratory of Science and Technology on Vacuum Technology and Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: In order to obtain the variation of the ion beam current with the discharge parameters of the RF ion thruster, the regulation between beam current and RF power, propellant type, propellant flow rate was studied by the experiment. The RF ion thruster beam current regulation test system was presented. The results show that stable operation of the RF ion thruster in the Xe, Ar, O₂, N₂ propellants and the beam current ranging from 54mA to 467mA can be achieved with the RF power from 200W to 700W and flow rate from 0.2mg/s to 4.76mg/s, at the screen grid voltage 1200V, acceleration voltage -250V. Ionization efficiency is Xe>Ar>O₂>N₂, ion beam current increases linearly with RF power and propellant flow rate. The ranges of thrust from 7.35mN to 27.5mN and the specific impulse from 1191s to 3696s can be achieved with the RF power from 100W to 400W in the Xe 1.01mg/s. In addition, the propellant utilization rate is 21.1%~78.8%. Meanwhile, there was an adjusted turning between the propellant utilization rate and the power consumption at RF power 276W. The best adjustment interval should be selected according to the task in the practice application. Controlling these parameters reasonably can improve the stability of characteristics and efficiency of the thruster.

^{*} 收稿日期: 2019-07-03;修订日期: 2019-08-21。

基金项目:国家自然科学基金(61701209);甘肃省科技计划资助项目(18JR3RA412)。

作者简介:李建鹏,硕士,工程师,研究领域为空间电推进技术。E-mail: 1171341698@qq.com

通讯作者:李兴达,博士生,工程师,研究领域为空间电推进技术。E-mail: ljplzjtedu@163.com

引用格式: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 Jian-peng, LI Xing-da, ZHANG Xing-min, 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.)

Key words: Ion thruster; Diverse propellant type; Performance turning; Beam current; Experimental

study

1 引 言

电推力器主要用于航天器姿态控制、轨道转移、 深空探测推进、无拖曳控制等任务,离子电推进因其 比冲高、寿命长等优点受到各国的重视,为了适应空 间环境多样性,变推力离子推力器成为研究的热点, 2009年,欧洲宇航局研制和发射了GOCE探测卫星, 为了适应轨道上大气阻力随卫星飞行高度而改变的 任务需求搭载了英国研制的T5推力器^[1-3]。

射频离子推力器采用电磁感应产生等离子体, 不存在阴极寿命问题,属于无极放电,同时因其几乎 只产生单电荷离子,有效减少了对屏栅的溅射、其结 构简单、可靠性高、寿命长、离子均匀性好、推力调节 响应快、灵敏度高,德国最早提出并开展射频离子推 力器研究,1992年,RIT-10(Radio-Frequency Ion Thruster-10)首次在EURECA上实现飞行验证,2001 年,RIT-10又成功将发生故障的ARTEMIS卫星送入 地球同步轨道,之后又研制了RIT系列覆盖微小功率 和中高功率范围的射频离子推力器^[4-7]。

射频离子推力器的性能对供气供电参数响应及 时灵敏,质量流量速率和输入功率可以在宽范围调 节,使得射频离子推进器在航天器阻尼补偿应用方 面有极具广阔前景。束流是表征推力器性能(推力、 比冲)的核心参数,通过试验手段掌握射频离子推力 器束流随供电供气输入参数调节规律,为控制算法 提供基础,实现推力器的快速响应和准确实时调节 已受到国内外研发人员的重视。

目前,Goebel D M等就射频离子推力器感应耦合 放电机理展开了相关研究^[8-10],Chabert P等学者就射 频离子推力器放电模型进行理论分析和试验验 证^[11-13],Godyak V A等对射频放电耦合效率和性能提 升关键要素等方面展开了理论分析和数值验证模 拟,为推力器的优化设计提供了方法^[14-16],俄罗斯、土 耳其等国也开展了射频离子推力器相关技术研究工 作^[17-18],国内中国科学院就微型射频离子推力器及中 和器开展了射频等离子体最优放电技术和电子有效 引出机制研究^[19],兰州空间技术物理研究所通过试 验和仿真的方法研究了小型射频离子推力器放电与 引出特性调节规律^[20],部分高校就无中和器射频离 子推力器原理展开理论研究^[21],西北工业大学在针 对 10cm 和 2cm 微波离子推力器进行了中和器、变工 质、磁路结构、通道特征长度、推力性能评估等方面的研究^[22-23]。

上述研究较少讨论射频离子推力器多元工质下 束流随放电参数的变化规律,而实现推力器推力连 续可调的关键在于揭示束流与推力器功率强度、工 质种类、工质流量之间的调节规律,本文以11cm射频 离子推力器原理样机为研究对象在理论分析的基础 上完成了推力器设计和测试平台的搭建,在Xe,Ar, N₂,O₂四种工质下开展了实验,研究了射频离子推力 器多元工质放电与引出特性,分析讨论了束流与推 力器功率强度、工质种类、工质流量之间的影响,表 明电离效率 Xe>Ar>O₂>N₂,离子束流随射频功率线性 增加,与工质流量成近线性关系;通过功率和流量的 调节可实现离子束流大范围连续调节。本文研究为 下一步推力器优化设计和控制器研发提供了有效指 导,为无拖曳控制任务离子电推进系统的研制奠定 基础。

2 射频离子推力器结构及工作原理

射频离子推力器主要由射频电源、网络匹配器、 气路绝缘器、绝缘放电室、射频线圈、离子光学系统、 中和器等组成,工作原理如图1所示,气体工质通过 气路绝缘器和放电室进气管充入放电室内部,缠绕 在放电室外的射频线圈通过匹配器与射频电源连 接,射频电流产生的感应磁场在放电室内感应出周 向的旋涡电场加速电子与气体原子不断的碰撞从而 产生等离子体,经过离子光学系统的聚焦加速形成 离子束。

在设计中考虑到高频放电中电磁波的波长大于 天线长度因此可以忽略位移电流,采用准静态的方 法处理放电室中磁场,则通过射频线圈的射频电流 将产生轴向射频磁场为

$$B_z = \frac{NI}{\mu_0} e^{i\omega t} \tag{1}$$

式中1为射频线圈中电流、N为单位长度射频线 圈匝数,µ₀为介质磁导率,w为射频角频率,t为时间。

由麦克斯韦方程得出射频磁场随时间变化而感 应出周向旋涡电场为

$$\nabla \times \boldsymbol{E} = -\frac{\partial \boldsymbol{B}}{\partial t} \tag{2}$$

综上可得射频离子推力器周向的旋涡电场为



$$E_{\theta} = -\frac{\mathrm{i}wr}{2} B_{zo} \mathrm{e}^{\mathrm{i}wt} \tag{3}$$

式中r为距离轴线的距离, B₂₀为轴向射频磁场峰 值, 旋涡电场加速电子与粒子的碰撞产生并维持等 离子体。由于趋肤效应电场从放电室边缘到中心按 照零阶贝塞尔函数分布, 射频电场只在半个周期内 对电子加速导致气体分子从电场获得的能量不足以 电离气体。射频电离室实现对电子加热的前提是足 够数量的电子在电场作用区域发生碰撞, 如果电场 的作用区域为几厘米宽, 则其平均自由程也应该在 此量级。电子的碰撞概率是

$$p = 1 - \exp^{-x_{\lambda}}$$

= 1 - exp^{-nox} (4)

式中λ为平均自由程,n为电子密度,σ为碰撞截 面大小,x为电子运动的路程。

假设射频离子推力器电离室内的温度为*T*,则由工质 气体压力和密度相互转换的关系,可以得到推力器放电 所需要的最小压力为

$$p_{[\text{torr}]} = \frac{-1.04 \times 10^{-25} T}{\sigma x} \ln(1 - p)$$
(5)

3 结果与讨论

实验所采用的射频离子推力器为兰州空间技术 物理研究所研制的11cm的射频离子推力器,配备了 射频中和器除了中和作用外,还向放电室提供电子 实现射频离子推力器的初始点火。

射频离子推力器束流调节实验是在兰州空间技术物理研究所电推进实验室TS-6B电推进真空实验系统上开展的,TS-6B电推进真空实验系统包括一个圆柱形真空罐舱,直径3m,长度7m,真空系统内配备

有束流特性诊断测量装置,推力器移动机构、电源控制系统,供气及流率调节系统,系统流率控制精度为±2%,用于对射频离子推力器工作特性进行测试。 真空室的抽气由三台低温泵和一台分子泵来完成, 当真空系统本底真空度为5.0×10⁻⁴Pa,离子推力器通 入氙气工质4mg/s,工作真空度<1.0×10⁻³Pa。真空测 量采用测量范围大的热偶规-电离规复合真空计,图 2,3为射频离子推力器束流调节试验原理及现场点 火图。



Fig. 2 Schematic of experimental principle



Fig. 3 Discharge of the ion thruster

3.1 离子束流与射频功率

射频放电与离子束流、射频功率、工质流量、工 质种类有密切的关系。图4给出了使用Xe,Ar,O₂,N₂ 作为工质,屏栅电压1200V,加速电压250V下,离子 束流随射频功率的变化曲线,从图可以看出一定流 量、一定栅间电压下,推力器在使用Xe,Ar,O₂,N₂作为 工质时,不同的工质需要的点火起弧射频功率不同, 超过点火功率,离子束流随射频功率的增大不断增 大,几乎呈线性关系。

产生同样大小的束电流,Xe,Ar,O₂,N₂不同工质 需要的流率、射频功率相差很大,对于200mA的束 流,使用Xe作为工质,需要1.01mg/s流率和176W射 频功率,使用Ar作为工质,需要2.72mg/s流率和 352W射频功率,使用O₂作为工质,需要4.76mg/s流率和523W射频功率,使用N₂作为工质,需要4.76mg/s流率和670W射频功率,可以看出电离效率Xe>Ar>O₂>N₂,这是由于Xe和Ar为单原子分子,只需要电离能, 且Xe的电离电压小于Ar,而O₂和N₂为分子气体,需 要先将分子离解为原子再电离,且O₂的电离电压小 于N₂,综合可得电离率Xe>Ar>O₂>N₂。

这是因为离子推力器射频功率的增加提高了耦合能量和磁场,磁场主要用来约束离子推力器放电 室等离子体的运动,增加了带电粒子在放电室内的 停留时间,从而增加放电室内等离子体的数量,导致 通入放电室内部气体电离率增大,引起离子推力器 离子束流的增大从而最终影响推力的大小。

3.2 离子束流与工质气量

工质流量大小对离子推力器放电有很大的影响,图 5 为 Xe, Ar, O_2 , N_2 工质, 屏栅电压 1200V, 加速 电压 250V 工况下,离子束流强度与工质流量的关系, 使用 Xe 作为工质, 0.2mg/s~1.01mg/s流率, 射频功率 200W, 300W, 400W下, 束流从 107mA~467mA 实现了 宽范围调节,使用 Ar 作为工质, 1.9mg/s~2.72mg/s流 率, 射频功率 300W~600W下, 束流从 54mA~460mA 实现了宽范围调节,使用 O_2 作为工质, 3.4mg/s~ 4.76mg/s流率, 射频功率 550W~700W下, 束流从 104mA~360mA 实现了宽范围调节, 使用 N_2 作为工 质, 3.81mg/s~4.76mg/s 流率, 射频功率 500W, 600W下, 束流从 66mA~160mA 实现了宽范围调节。

从图可知随着工质气量的不断增加,离子束流 不断增加,达到一定值后离子束流达到饱和状态到 稳定值,甚至减小,这是由于因为工质流量的增加将 增大工作气压,随着气压的增加,电子密度不断增 大,降低电子碰撞的平均自由程,在相同运动距离 内,电子与周围粒子的碰撞次数会显著增加进而提 高碰撞概率,增大了碰撞效率使得等离子密度增大 引起束流强度的增大。

电子束流会随工质流量的增加达到饱和甚至降低,主要原因是推力器所吸收的功率一定,工质流量 过大超过电子碰撞的饱和区导致离子扩散严重使得 离子束流减小,增加射频功率可以获得更高的电子 束流饱和值。

改变推进剂流量可以调节离子推力器束流的大小,这是因为流量的改变影响了等离子体的密度进 而使得栅极中鞘层的离子束流改变,束流的大小直 接表征推力的大小,因此图5中Xe,Ar,O₂,N₂工质下 离子束流随着流量不断增加,束流增加的曲线直接



Fig. 4 Beam current as a function of RF power for different propellant

反映了不同工质,不同流量下推力的大小。

3.3 工质利用率、推力与射频功率

推力器工质利用率和总功率是衡量推力器性能的主要指标,以氙工质下的射频离子推力器为例,其 工质利用系数是指在1mL/min氙气工质下,工质利用 率为100%时产生的束电流为71.4mA,即

$$\eta = \frac{I_{\rm b}}{71.4Q} \tag{6}$$

式中η为工质利用率,*I*_b为离子束流,单位为 mA,*Q*为工作介质流量,单位为mL/min。

推力器工质利用率和射频功率的关系如图6所示,推力器工质利用率随着射频功率的增大不断上升,屏栅电压为1200V,加速电压为-200V,在1.01mg/s



Fig. 5 Beam current as a function of propellant flow rate

的氙工质下,射频功率为100W~400W,工质利用率 为21.1%~78.8%,并在射频功率为276W时存在明显 拐点,这是因为在一定电子能量区间内,Xe原子的 电离截面随电子能量的增高而增大,直到稳定值,且 电离几率也与电子能量有关,通常先随电子能量增 高而增大,达到最大值后逐渐下降。说明在一定的 工质流量下,工质利用率越高需要的总功耗越大,工 质利用率和总功耗之间存在拐点对射频离子推力器 的设计及性能评价有关键意义,拐点是最佳工作点, 既有较高的效率又有较低的功耗,在实际应用中要 根据任务需求确定最佳工作区间。



Fig. 6 Propellant utilization factor as a function of RF power

推力器推力和比冲是衡量推力器性能的关键指标,在离子推力器中推力和比冲计算公式如下

$$F = \alpha \beta \sqrt{\frac{2M}{e}} V_{\rm b} I_{\rm b} \tag{7}$$

 $\alpha = \cos\theta$

$$I_{s} = \frac{F}{\dot{m}g} \tag{8}$$

式中F为推力, α 为发散角修正系数, β 为双核离 子修正系数, M是氙离子的质量, 取 2.18×10⁻²⁵kg; g是 地球表面的重力加速度, 取 9.8m/s²; e是电子的电量, 取 1.6×10⁻¹⁹C, V_b 为净加速电压; I_b 为离子束流; θ 为 90% 束流区域内的发散角半角, 为实际测得值, 根据 前期大量试验结论, 取值为 0.975。 I_s 为比冲, m为推 进剂总流量, 为放电室和中和器流量的总和。

推力器推力、比冲和射频功率的关系如图 7,8所示,屏栅电压为 1200V,加速电压为-200V,在 1.01mg/s的 氙工质下,推力、比冲随着射频功率从 100W 增加 到 400W 近 似 线 性 增 加,实 现 了 推 力 7.35mN~ 27.5mN,比冲 1191s~3696s 大范围连续可调,调节精 度高。



Fig. 7 Nominal thrust as a function of RF power



Fig. 8 Specific impulse as a function of RF power

4 结 论

(1)当工质流量一定时,射频离子推力器离子束 流随射频功率的增大近线性增加,产生同样大小的 束电流,Xe,Ar,O₂,N₂不同工质需要的流率、射频功率 相差很大,电离效率Xe>Ar>O₂>N₂。对于200mA的束 流,Xe需要1.01mg/s流率和176W射频功率,Ar需要 2.72mg/s流率和352W射频功率,O₂需要4.76mg/s流 率和523W射频功率,N₂需要4.76mg/s流率和670W 射频功率。

(2)当离子推力器射频功率一定时,离子推力器 束流强度随工质流量增大,离子推力器束流强度至 稳定值或者略微增加。屏栅电压为1200V,加速电压 为-250V,射频功率200W~700W,工质流量0.2mg/s~ 4.76mg/s,Xe,Ar,O₂,N₂四种工质下可靠放电并稳定 引出54mA~467mA束流,实现了宽范围调节,电离效 率Xe>Ar>O₂>N₂。

(3)在1.01mg/s的氙工质下,推力、比冲随着射频 功率从100W~400W近似线性增加,实现了推力从 7.35mN~27.5mN,比冲1191s~3696s大范围连续可调, 工质利用率达到78.8%,同时试验发现工质利用率越 高需要的总功耗越大,并在射频功率为276W时存在 明显拐点,拐点对射频离子推力器设计及性能评价 有关键意义,在实际应用中要根据任务需求确定最 佳工作区间提高推力器性能和效率。

致 谢:感谢国家自然科学基金、甘肃省科技计划的 资助。

参考文献

- [1] 杨福全,王 蒙,郑茂繁,等.10cm离子推力器放电室性能优化研究[J].推进技术,2017,38(1):241-246. (YANG Fu-quan, WANG Meng, ZHENG Maofan, et al. Optimization of Performance of Discharge Chamber of a 10cm Diameter Ion Thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1):241-246.)
- [2] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters [M]. Hoboken: John Wiley and Sons, 2008.
- [3] Ahmed L N, Crofton M W. Surface Modification Measurements in the T5 Ion Thruster Plume [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(3): 336-347.
- [4] Loeb H W, Schartner K H, Meyer B K, et al. Forty Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development [C]. Princeton University: the 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.
- [5] Killinger R, Leiter H, Kukies R. RITA Ion Propulsion Systems for Commercial and Scientific Applications [R]. AIAA 2007-5200.
- [6] Feili D, Loeb H W, Schartner K H, et al. Testing of New µN-RITs at Giessen[R]. AIAA 2005-4263.
- [7] Killinger R, Bassner H. High Performance RF-Ion Thruster Development(RIT XT)-Performance and Durability Test Results[R]. AIAA 2001-3488.
- [8] Dobkevicius M, Feili D. Multiphysics Model for Radio Frequency Gridded Ion Thruster Performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4): 939-953.
- [9] Goebel D M. Analytical Discharge Model for RF Ion Thruste [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2111-2121.
- [10] Mouchtouris S, Kokkoris G. Multiscale Modeling of Low Pressure Plasma Etching Processes: Linking the Operating Parameters of the Plasma Reactor with Surface Roughness Evolution [J]. Plasma Processes and Polymers, 2017, 14(4).
- [11] Chabert P, Monreal J A, Bredin J, et al. Global Model of a Gridded-Ion Thruster Powered by a Radio Frequency Inductive Coil[J]. *Physics of Plasmas*, 2012, 19(7).
- [12] Volkmar C, Ricklefs U. Implementation and Verification of a Hybrid Performance and Impedance Model of Gridded Radio-Frequency Ion Thrusters[J]. European Physical Journal D, 2015, 69(10).
- [13] Kawamura E, Graves D B, Lieberman M A. Fast 2D Hybrid Fluid-Analytical Simulation of Inductive/Capacitive Discharges [J]. Plasma Sources Science and Technology, 2011, 20(3): 1-12.
- [14] Godyak V. Ferromagnetic Enhanced Inductive Plasma

Sources [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2013, 46(28): 1-23.

- [15] Godyak V A, Piejak R B, Alexandrovich B M. Experimental Evidence of Collisionless Power Absorption in Inductively Coupled Plasma [J]. *Physical Review Letters*, 1998, 80(15): 3264-3267.
- [16] Turner M M. Collisionless Electron Heating in an Inductively Coupled Discharge [J]. Physical Review Letters, 1993, 71(12): 1844-1847.
- [17] Antropov N N, Akhmetzhanov R V, Bogatyy A V, et al. Experimental Research of Radio-Frequency Ion Thruster
 [J]. Thermal Engineering, 2015, 63(13): 957-963.
- [18] Kokal U, Turan N, Celik M. Design Improvements and Experimental Measu-Rements of BURFIT-80 RF Ion Thruster[R]. AIAA 2017-4891.
- [19] 贺建武,马隆飞,薛森文,等.小型感性耦合射频等离 子体中和器的实验研究[J].推进技术,2018,39(7): 1673-1680. (HE Jian-wu, MA Long-fei, XUE Senwen, et al. Experimental Study of a Mini Inductively Coupled Radio-Frequency Plasma Neutralizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1673-1680.)

- [20] 吴辰宸,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试验研究[J].推进技术,2019,40(1):233-240. (WU Chen-chen, SUN Xinfeng, 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):233-240.)
- [21] 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.
- [22] 杨 涓,何洪庆,毛根旺,等.微波等离子推力器真 空环境工作的微波源研制[J].推进技术,2004,25
 (3):259-262. (YANG Juan, HE Hong-qing, MAO Gen-Wang, et al. Development of Microwave Source of Microwave Plasma Thruster Operating under Vacuum Condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3):259-262.)
- [23] 杨 涓,杨铁链,许映乔,等. 同轴型微波等离子推 力器磁场效应[J]. 推进技术,2009,30(1):108-113.
 (YANG Juan, YANG Tie-lian, XU Ying-qiao, et al. Applied Magnetic Field Effect on Coaxial MPT[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1):108-113.)

(编辑:张 贺)