

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

夏旭 杨涓 金逸舟 杭观荣 付瑜亮 胡展

Experimental study of magnetic circuit and antenna position influence on performance of 2cm electron cyclotron resonance ion thruster

Xia Xu Yang Juan Jin Yi-Zhou Hang Guan-Rong Fu Yu-Liang Hu Zhan

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 68, 235202 (2019) DOI: 10.7498/aps.68.20191122

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.68.20191122>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

超声波电喷推力器羽流中和特性研究

Plume neutralization mechanism for ultrasonically aided electrospray thruster

物理学报. 2018, 67(4): 040201 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20171972>

离子推力器推力密度特性

Thrust density characteristics of ion thruster

物理学报. 2018, 67(2): 022901 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20171507>

离子推力器栅极透过率径向分布特性研究

Optical transparency radial distribution of ion thruster

物理学报. 2017, 66(16): 162901 <https://doi.org/10.7498/aps.66.162901>

磁路和天线位置对 2 cm 电子回旋共振离子 推力器性能影响的实验研究*

夏旭¹⁾ 杨涓^{1)†} 金逸舟²⁾ 杭观荣²⁾ 付瑜亮¹⁾ 胡展¹⁾

1) (西北工业大学航天学院, 西安 710072)

2) (上海空间推进研究所, 上海 201112)

(2019 年 7 月 21 日收到; 2019 年 9 月 17 日收到修改稿)

磁路和天线位置对电子回旋共振离子推力器 (electron cyclotron resonance ion thruster, ECRIT) 的电子加热、等离子体约束和输运过程都有很大的影响, 进而影响离子束流引出和中和器耦合电压. 本文开展不同磁路和天线位置下 2 cm ECRIT 离子束流和耦合电压变化规律的实验研究. 通过比较不同磁路的离子源和中和器的束流引出特性, 选出合理的磁路结构, 再比较不同天线位置对束流引出的影响. 归纳了磁路和天线位置对 ECRIT 的性能影响规律, 得到合理的推力器结构. 实验结果表明: 功率和流量的增加有助于提高离子引出束流和降低电子引出压; 保持天线空间位置不变, 合理的磁路结构能增大电子获能并减小粒子损失, 从而提高引出离子束流并降低耦合电压; 在合理磁路结构条件下, 离子源和中和器存在有利于离子引出和降低耦合电压的合理天线位置. 根据实验结果选择出结构较优的中和器和离子源进行中和实验. 结果表明: 有无中和器工作时对离子源束流引出的影响较小; 功率和流量为 1 W, 0.1 sccm (1 sccm = 1 mL/min) 的中和器与功率和流量为 2 W, 0.3 sccm 的离子源能良好匹配工作, 性能指标为离子束流 5.3 mA、放电损耗 337.5 W/A、推进剂利用率 24.7%、推力 368.6 μ N、比冲 1277.6 s、中和器耦合电压 17.4 V. 研究结果有助于理解推力器工作机理, 并为设计和性能优化提供参考.

关键词: 电子回旋共振离子推力器, 束流引出, 中和

PACS: 52.50.Sw, 52.59.Dk, 52.75.Di

DOI: 10.7498/aps.68.20191122

1 引言

近年来随着微型航天器技术的发展, 微型电推力器也获得蓬勃发展. 这些微型电推力器有脉冲式等离子体推力器^[1]、场效应发射离子推力器^[2]以及微型离子推力器等. 微型离子推力器分为直流放电离子推力器^[3-5]、射频放电离子推力器^[6,7]和 ECRIT^[8-10]. 其中微型电子回旋共振离子推力器 (electron cyclotron resonance ion thruster, ECRIT) 具有结构简单、工作稳定、比冲高、无阴极烧蚀的

特点, 是未来值得发展的一种微型电推力器. 微型 ECR 离子源除了应用在航天领域, 还能用于材料处理等方面^[11,12].

2 cm ECRIT 属于微型离子推力器, 目前国内外已经对这类推力器开展了大量研究, 并于 2014 年把氙工质稳态工作的 ECRIT 分别应用到 HODOYOSHI-4 与 PROCYON 两颗小卫星上^[13,14]. 目前针对 ECRIT 进行了放电引出实验、离子源内等离子体参数诊断和数值模拟等研究工作^[15-23]. 其中, 引出实验方面的工作主要是文献^[24]实验研究了不同氙气流量、功率下天线构型对 2 cm- μ 1 型

* 国家自然科学基金 (批准号: 11875222) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn

ECRIT 离子束流引出的影响, 结果表明环形天线更有利于束流引出, 而且引出的离子束流随功率和流量的增加而增加. 文献 [25] 实验研究了功率和氙气流量对双模式 2 cm- μ 1 型 ECRIT 离子束流引出和耦合电压的影响, 结果表明两种模式下离子和电子束流与功率和流量成正相关、中和器耦合电压随流量减小而增大. 文献 [26] 实验研究了不同腔体长度对氙工质的 2 cm ECRIT 离子源束流引出的影响, 实验结果表明腔体长度过短或过长会导致离子束流引出的减小. 文献 [27] 实验研究了氙工质 2 cm 电子回旋共振 (ECR) 中和器的环形天线尺寸大小、电子引出板、流量和功率对电子束流引出的影响, 得到了合理的天线和电子引出板结构及引出电子束流随功率和流量增加而增加的变化规律.

目前对于氙气或氙气以及稳态或双模式工作的 2 cm ECRIT 研究主要集中在天线构型和腔体结构对束流引出、耦合电压的影响. 天线构型的研究目的主要是匹配磁场与微波电场, 未考虑磁场会影响共振区与天线位置的关系. 然而, 由于共振区位置与磁路结构有关, 而且带电粒子的损失与天线位置有关, 所以磁路与天线位置是影响等离子体的加热、壁面损失以及输运过程的重要因素, 也是影响离子束流引出和耦合电压以及推力器性能的重要因素. 为此本文开展磁路和天线位置对 2 cm ECRIT 离子束流和耦合电压影响的实验研究, 以获得合理的离子源和中和器结构参数. 研究结果有助于理解 2 cm ECRIT 的工作过程, 为提升其性能提供参考.

2 2 cm ECRIT 结构及电子获能的影响因素分析

2.1 2 cm ECRIT 结构

2 cm ECRIT 由离子源和中和器组成, 二者均利用 ECR 原理加热电子, 产生的高能电子与中性气体电离并维持等离子体. 二者采用相同的放电室结构, 放电室都主要由磁路、环形天线和圆柱腔体组成, 其中磁路由内外环形永磁体及背部磁轭构成, 在磁轭位于内外磁环间环向均布进气孔, 如图 1 中虚线包围的区域. 微波能量通过环形天线馈入放电室以产生 ECR 等离子体 [28]. 其中离子源通过双栅极引出离子束形成推力, 双栅极由屏栅和加速栅组成, 屏栅电位为正, 加速栅电位为负, 栅极尺寸

如表 1 所列. 中和器在外界离子束流正电位作用下引出电子中和离子束, 以保证推进系统处于电平衡状态. 中和器的电子引出板均布 6 个小孔, 孔径为 2 mm, 分布半径为 5 mm.

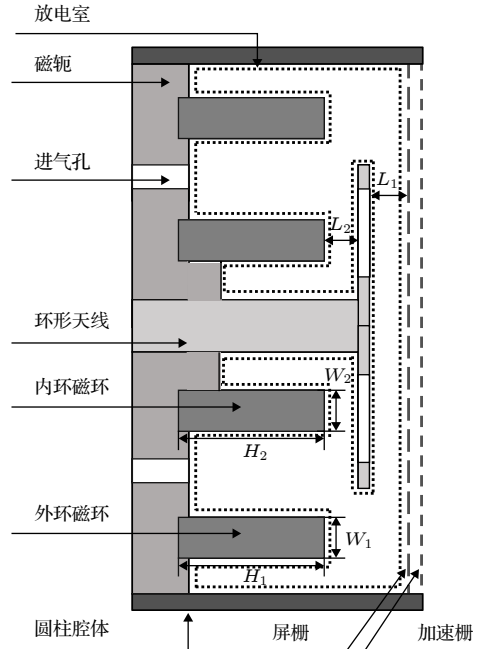


图 1 2 cm ECRIT 离子源放电室示意图

Fig. 1. Schematic diagram of configuration for discharge chamber of 2 cm ECRIT ion source.

表 1 栅极结构
Table 1. Grid geometry.

	厚度/ mm	孔径/ mm	孔数	栅极间距/ mm	电压/V	材料
屏栅	0.25	0.36	211	0.3	1500	不锈钢
加速栅	0.25	0.2	211	0.3	-350	

天线位置参数由 L_1 和 L_2 定义, 其中 L_1 为天线环形段上表面与屏栅下表面之间的距离, L_2 为内磁环上表面与天线环形段下表面之间的距离, H_1 表示外磁环高度, W_1 表示外磁环宽度, H_2 表示内磁环高度, W_2 表示内磁环宽度.

2.2 2 cm ECRIT 磁路与天线位置对电子获能的影响分析

放电室内电子获得的微波能量主要发生在 ECR 区, 获能公式 [29] 为

$$W_{\text{ECR}} = \pi e E_{\perp}^2 / \left(v_{\parallel} \cdot \left| \frac{\partial B}{\partial s} \right| \right), \quad (1)$$

其中 $\partial B / \partial s$ 为磁感应强度 B 沿磁力线的梯度,

E_{\perp} 为垂直于磁力线方向的微波电场强度, v_{\parallel} 为电子平行磁场的速度, e 为电子电量. 由此可见影响电子获能的主要因素为静磁场和微波电场, 为此设计四种不同的放电室磁路结构如表2所列. 它们与电子引出板可以构成四种具有不同磁场分布规律的中和器, 与屏栅和加速栅也构成四种具有不同磁场分布规律的离子源. 天线的位置是会影响微波电场分布, 通过调节天线参数 L_1 和 L_2 来产生不同的微波电场分布规律. 因而实验将用具有不同天线位置和磁路结构的离子源和中和器开展离子束流和耦合电压的变化规律研究.

表2 四种放电室的磁路结构参数
Table 2. The magnetic circuit structure parameters of four discharge chambers.

放电室	外磁环高度 H_1/mm	外磁环宽度 W_1/mm	内磁环高度 H_2/mm	内磁环宽度 W_2/mm
1号	5.4	2.0	5.4	1.65
2号	5.6	2.7	5.8	1.8
3号	5.7	2.9	5.7	1.8
4号	5.8	3.0	5.6	1.8

当 $L_1 = 2.5 \text{ mm}$ 与 $L_2 = 0.7 \text{ mm}$ 时, 采用 COMSOL 软件计算四种放电室内静磁场和空间分布, 计算结果如图2所示. 静磁场和微波电场计算时假设放电室工作环境为空载条件, 即为大气环境, 不存在等离子体. 计算静磁场时, 参数设置: 永磁体(钕钴合金)的相对磁导率为 1.36; 磁轭(软铁)的相对磁导率为 4000; 空气的相对磁导率为 1.

静磁场的求解域为物理模型的所有区域, 边界条件仅需设置外边界为零磁标量势边界. 从图2中可以看出1号放电室 ECR 区位于天线环形段下表面, 2号放电室 ECR 区与天线环形段相交, 3, 4号放电室 ECR 区与天线环形段上表面的距离逐渐增大.

针对4号放电室, 固定 $L_2 = 0.7 \text{ mm}$, 取 L_1 分别为 2.1, 2.5, 2.9 mm, 采用 COMSOL 软件计算出微波电场分布规律, 如图3所示. 计算微波电场时, 参数设置: 壁面(不锈钢)的相对介电常数为 1, 电导率为 4×10^6 ; 天线(铜)的相对介电常数为 1, 电导率为 6×10^7 ; 空气的相对介电常数为 1, 电导率为 0 S/m. 微波电场的求解域为放电室区域, 边界条件仅需设置微波输入端口边界, 输入端口类型设置为同轴, 输入功率设为 2 W. 从图3中可以发现 L_1 的细微变化对微波电场强度 E 的影响较小, 并根据(1)式可知 L_1 的增加对电子获能影响较小. 但是从磁力线分布可以发现随着 L_1 增加, 更多磁力线与腔体壁面相交从而造成更多的粒子损失.

基于 COMSOL 计算得到的静磁场与微波电场分布, 采用 Matlab 软件编程计算不同磁路下电子获能参数. 由于只有 E_{\perp} 和 $\partial B/\partial s$ 影响电子获能, 所以这里定义电子获能指标为 $\phi = E_{\perp}^2/(\partial B/\partial s)$, 其分布如图4所示. 从图4中可以看出获能主要集中在天线的环形段附近. 虽然 1, 2, 3号放电室内存在极小区域的获能指标最大值超过了 $5 \times 10^6 \text{ V}^2/(\text{T}\cdot\text{m})$, 但4号放电室的电子获能整体分布更均匀. 虽然3号放电室 ECR 区更靠近天线环形

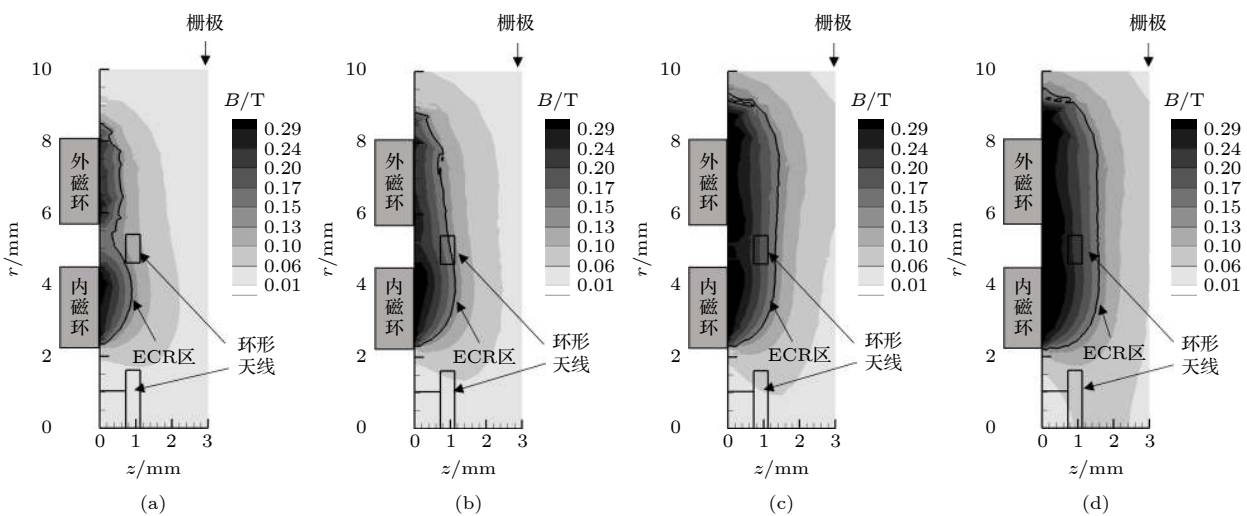


图2 放电室内磁场分布 (a) 1号放电室; (b) 2号放电室; (c) 3号放电室; (d) 4号放电室

Fig. 2. Distribution of magnetic flux density inside of the discharge chambers: (a) Chamber 1; (b) chamber 2; (c) chamber 3; (d) chamber 4.

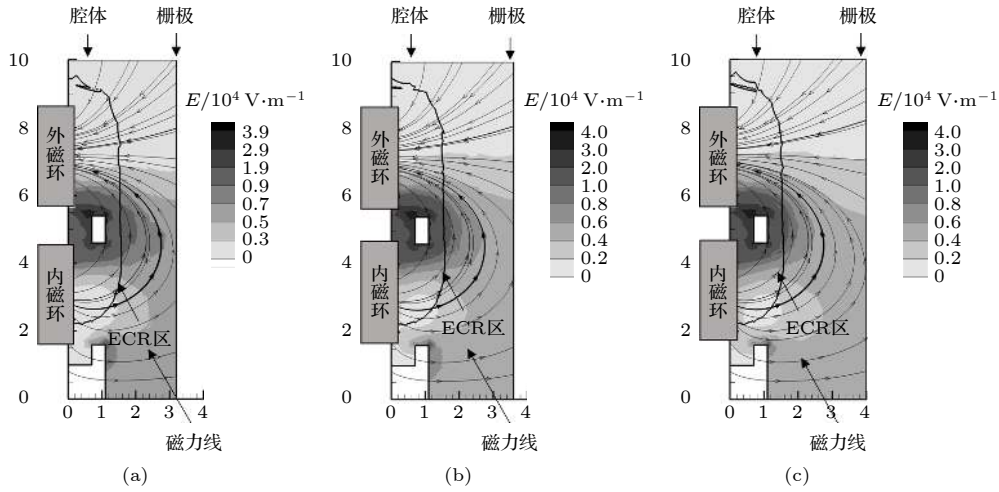


图 3 不同天线位置下 4 号放电室内微波电场分布 (a) $L_1 = 2.1$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (b) $L_1 = 2.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (c) $L_1 = 2.9$ mm, $L_2 = 0.7$ mm

Fig. 3. Distribution of microwave electric field intensity inside of discharge chamber 4: (a) $L_1 = 2.1$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (b) $L_1 = 2.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (c) $L_1 = 2.9$ mm, $L_2 = 0.7$ mm.

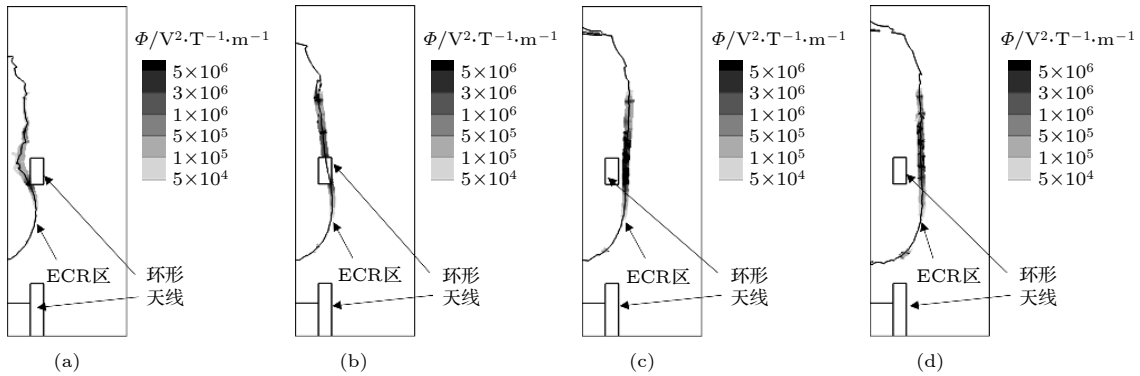


图 4 不同放电室在 ECR 区的电子获能指标分布 (a) 1 号; (b) 2 号; (c) 3 号; (d) 4 号

Fig. 4. Distribution of electron heating index in ECR layer of different discharge chambers: (a) Chamber 1; (b) chamber 2; (c) chamber 3; (d) chamber 4.

段, 其获能指标高于 4 号放电室. 但由于高能电子沿磁力线迁移, 根据 ECR 区与天线位置关系可估计损失大小为 1 号放电室 > 2 号放电室 > 3 号放电室 > 4 号放电室. 所以可推测 4 号放电室对电子加热效果最佳.

2.3 实验系统

推力器实验系统如图 5 所示, 由真空舱、栅极电源、中和器电源、气体传输线路、微波源和微波传输线路组成. 两套微波源分别输出 4.2 GHz 的微波能并通过环形器、同轴电缆、微波隔直器输入到离子源和中和器, 环形器反射波出口处的功率计用于测量反射微波功率. 微波隔直器用于隔离直流电, 气路隔直器用于推力器与外界的电绝缘. 离子源在中和器协同工作下进行束流引出时, 中和器引

出的电子电流应该等于离子源引出的离子电流, 离子羽流才被完全中和, 此时施加在中和器壳体上的电势为负, 地与中和器电势之差为耦合电压 U_{p1} . 实验时屏栅电压为 1500 V, 加速栅电压为 -350 V, 引出的离子束流 I_b 为屏栅电流 I_s 减去加速栅电流 I_a . 离子源束流单独引出的实验连接线路同图 5, 此时中和器不工作. 但是离子源正前方 5 cm 处安装接地的金属板, 金属板在高速离子束作用下发射二次电子从而中和离子束流. 中和器束流单独引出实验的连接线路同图 5, 此时离子源不工作. 但中和器正前方 5 mm 处安放金属板与中和器电源正极连接, 中和器壳体接地, 金属板与中和器之间的电势差为电子引出电压 U_{p2} . 实验时, 金属板收集到的电流为引出的电子束流. 所有实验都采用氙工质. 实验中易存在的测量误差以及减小误差的措施

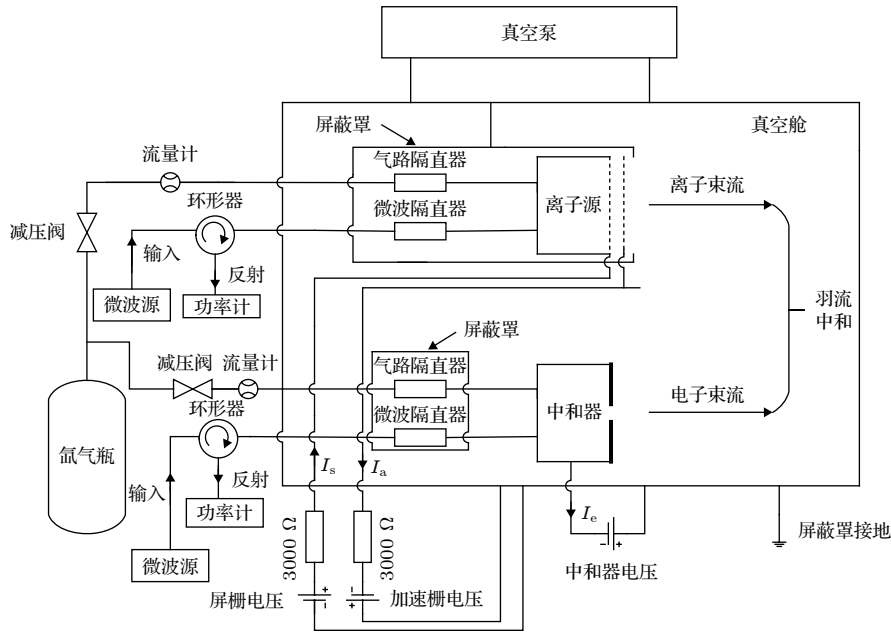


图 5 实验系统图

Fig. 5. Schematic of the experimental system.

如下.

1) 微波功率的测量. 由于调节微波增大或减小时, 个人习惯会导致读数偏高或偏低, 实验前需对微波源进行多次标定, 取算术平均值来减小误差. 实验时, 由于测量束流引出时, 等离子体内部存在波动性, 这会导致反射功率出现 0.5% 的波动, 虽然波动很小, 但仍需要会记录多组数据, 并取算术平均值来减小误差. 同时, 为了防止微波源长时间工作后微波传输发生变化, 第二天实验前仍会进行重新标定.

2) 引出离子束流的测量. 同上可知, 引出束流时内部等离子体存在波动, 引出束流的测量值会出现 1% 左右的波动, 采取记录多组数据后取算术平均值来减小误差.

3 实验结果与讨论

3.1 不同磁路和天线位置的离子源束流引出实验

保持天线位置参数不变, 取 $L_1 = 2.5 \text{ mm}$, $L_2 = 0.7 \text{ mm}$, 采用同样结构的栅极结构, 利用表 2 给出的四种放电室结构形成四种离子源用于实验研究磁路结构对离子源性能的影响. 离子源独立工作时, 入射功率 P_i 为 2—3 W、气体流量 q 为 0.1—0.3 sccm ($1 \text{ sccm} = 1 \text{ mL/min}$), 不同磁路下离子源离子束

流引出的实验结果如图 6 所示. 可知不同功率下, 引出的离子束流与推进剂流量呈正相关, 1 号离子源的束流明显低于其他三种离子源. 功率 2 W、流量增加时, 4 号离子源束流逐渐大于其他三种离子源, 2, 3 号离子源的离子束流逐渐大于 1 号离子源. 功率 3 W 时, 流量增加, 1 号离子源的离子束流最低, 3, 4 号离子源的离子束流都高于 2 号离子源, 3 号离子源的离子束流逐渐大于 4 号离子源.

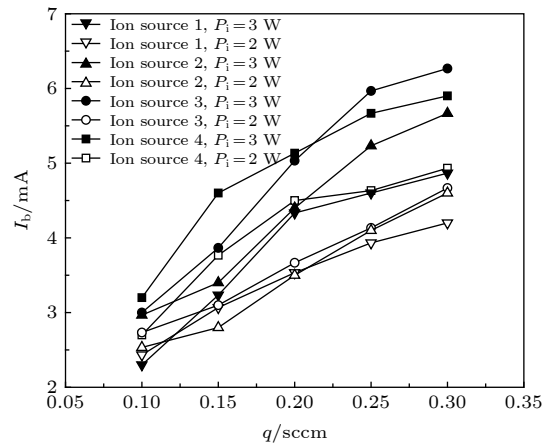


图 6 固定天线位置下四种离子源引出的离子束流

Fig. 6. Ion beam current of four ion sources at fixed antenna position.

在 2.2 节中可知 4 号源的电子获能较优, 而且带电粒子损失最小, 故 4 号源引出效果优于 1, 2, 3 号源. 但也存在意外情况: 当功率为 3 W, 流量大

于 0.2 sccm 时, 3 号源引出束流却高于 4 号源. 虽然与 4 号源相比, 3 号源 ECR 区整体电子获能分布较差, 带电粒子损失较大, 但 3 号源在天线环形段附近的 ECR 区电子获能高于 4 号源, 相同流量下且 ECR 区附近中性原子密度高于 4 号源. 故功率为 3 W, 流量大于 0.2 sccm 时, 3 号源电离产生的离子远多于损失的离子, 从而其引出束流高于 4 号源.

针对功率为 2 W 时, 束流引出性能较好的

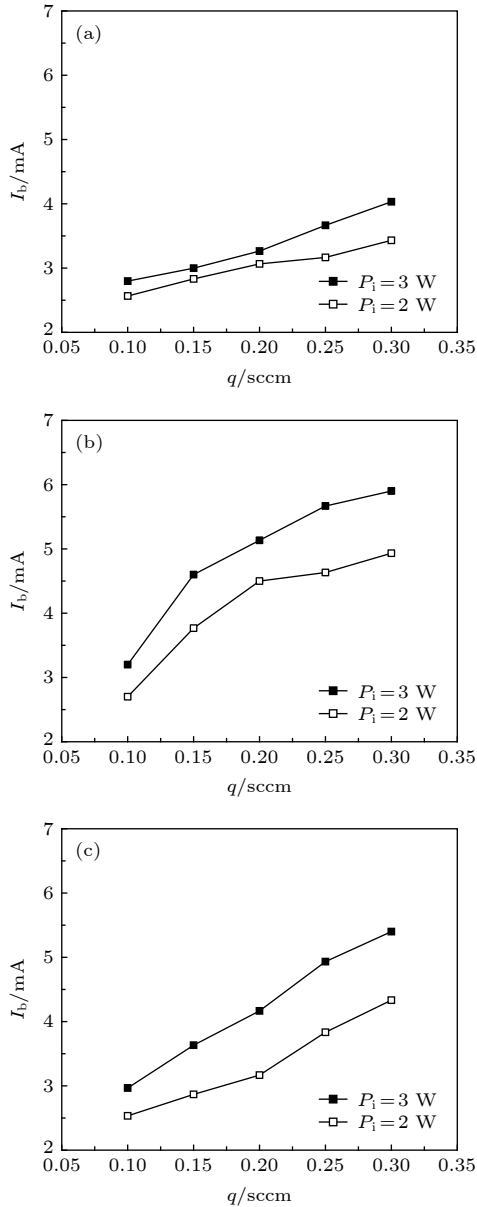


图 7 不同的天线位置下 4 号离子源的离子束流引出实验结果 (a) $L_1 = 2.1$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (b) $L_1 = 2.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (c) $L_1 = 2.9$ mm, $L_2 = 0.7$ mm

Fig. 7. Ion beam current of ion source 4 at different antenna position: (a) $L_1 = 2.1$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (b) $L_1 = 2.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm; (c) $L_1 = 2.9$ mm, $L_2 = 0.7$ mm.

4 号离子源, 固定 $L_2 = 0.7$ mm, 实验研究 L_1 对引出束流的影响. 图 7 为其实验结果, 可以看出, 引出离子束流与流量、微波输入功率成正相关. 在功率和流量变化范围内, 4 号离子源的离子束流随 L_1 先增加后减小, $L_1 = 2.5$ mm 时束流最高. 其原因是天线位置参数 L_1 代表了离子源内部放电容积, L_1 过短, 狭小的放电空间使高能电子与内壁面碰撞损失速率远大于与中性原子碰撞电离速率, 造成大部分能量损失, 导致束流降低; 另外, 根据前述分析, L_1 增加, 电子在迁移扩散到栅极的过程中损失更多, 从而导致引出的离子束流减小. 文献 [26] 的实验结果也证实了过大或过小的放电容积会影响束流引出. 由此可见, $L_1 = 2.5$ mm 时, 引出的离子束流最大.

综上所述, 功率、流量、磁路和天线位置都会影响离子源的束流引出. 引出束流随功率、流量的增加而增加. 磁路是影响源内电子获能高低和等离子体分布的重要因素, 而在相同功率、流量和磁路下, 天线位置是影响带电粒子的损失的重要因素. 故改进磁路和天线位置是提高离子源性能最直接的方式.

3.2 中和器独立工作时电子引出电压的变化规律实验

根据离子源实验情况, 确定中和器给定的引出电子电流为 4 mA. 在此条件下以电子引出电压 U_{p2} 最低为目标, 通过实验研究, 确定出合理的放电室磁路结构、天线位置以及工作参数. 确定此实验目标是因为中和器独立工作时 U_{p2} 越低, 则当中和器与离子源协同工作时, 耦合电压 U_{p1} 越低, 壁面鞘层电势差越低, 由此能缓解中和器壁面的离子溅射并提升其可靠性与寿命 [28].

保持天线位置不变, 取 $L_1 = 3.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm, 采用同样结构的电子引出孔板, 利用表 2 给出的四种放电室结构形成四种中和器用于实验研究磁路结构对中和器 U_{p2} 的影响, 实验结果如图 8 所示. 可以看出, 中和器的 U_{p2} 都随 I_e 的增加而增加. 在相同流量下, 功率越高, 中和器引出相同的 I_e 所需 U_{p2} 越低, 反映出功率较高产生的等离子体密度高, 中和器 U_{p2} 低. 在相同功率下, 流量增加, 中和器引出相同 I_e 所需 U_{p2} 略微降低. 文献 [27] 的实验结果也证实了功率和流量与引出电压呈负相关. 在微波输入功率和流量的全部范围

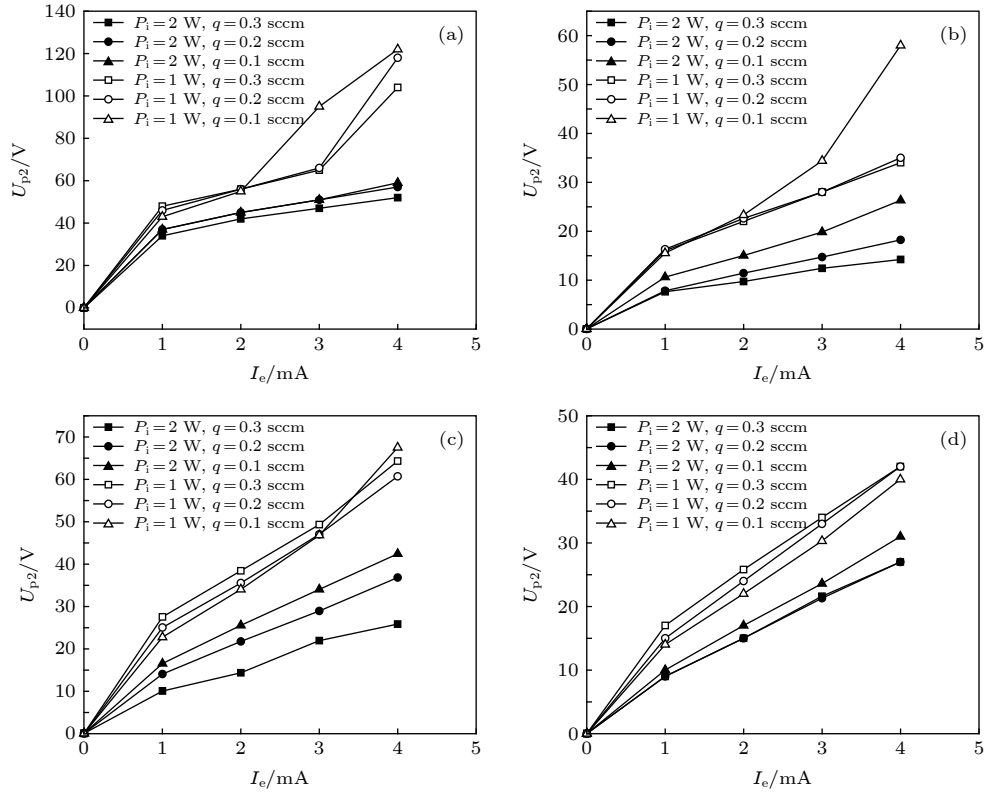


图 8 电子引出电压随电子束流的变化 (a) 1号中和器; (b) 2号中和器; (c) 3号中和器; (d) 4号中和器

Fig. 8. Voltage for electron extraction vs. electron beam current from different neutralizers: (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3; (d) No.4.

内, 2号中和器引出相同 I_e 的 U_{p2} 均低于其他中和器. 与1, 2号中和器相比, 3, 4号中和器的 ECR 区距离电子引出板较近, 当等离子体向引出板扩散时, 部分高能电子未发生电离碰撞便被引出, 导致放电室内等离子体密度较低; 同时3, 4号中和器距离进气孔较远, 在相同流量下 ECR 区附近的中性原子密度低, 导致电离频率和等离子体密度低, 因而引出相同的 I_e 所需 U_{p2} 高. 而1号中和器获能效果不如2号中和器, 且粒子损失较大, 故在相同功率、流量下, 2号中和器内能产生较高的等离子体密度, 从而引出相同的电子束流所需的电子引出电压低.

根据图 8, 在 $L_2 = 0.7 \text{ mm}$ 和微波输入功率 1 W 条件下, 选择电子引出电压 U_{p2} 较低的 2 号中和器, 进行天线位置参数 L_1 和流量工作参数对 U_{p2} 影响的实验研究, 实验结果如图 9 所示. 从图 9 可以看出, L_1 相同时 2 号中和器引出相同 I_e 所需的 U_{p2} 随着流量增加而略微降低. 原因是 L_1 相同条件下, 流量增加即放电室内中性原子增多, 从而电子与原子碰撞频率增大, 生成的等离子体密度增大, 故引出相同 I_e 所需的 U_{p2} 降低; 但当流量大于

0.2 sccm 时, 由于微波功率为 1 W, ECR 区加热的高能电子与中性原子碰撞电离趋于饱和, 故引出相同 I_e 所需的 U_{p2} 变化不明显. 当流量相同时, 随着 L_1 增大, 引出相同 I_e 所需 U_{p2} 降低. 分析原因是 L_1 减小时, 相同流量下, L_1 越小放电室内气体压强越大, 电子与原子之间发生的碰撞频率更高, 从而破坏了电子的 ECR 加热过程, 导致等离子体密度

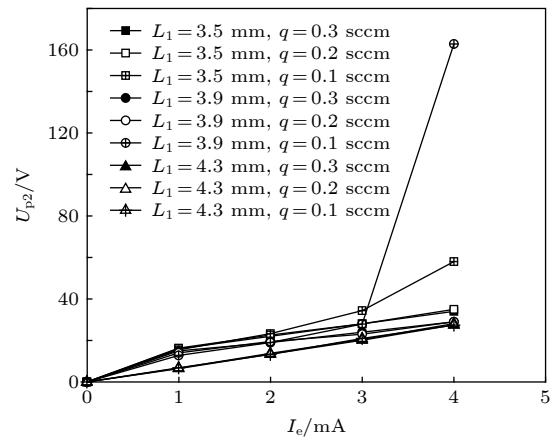


图 9 不同 L_1 尺寸下 2 号中和器在 $P_1 = 1 \text{ W}$ 时的电子引出结果

Fig. 9. Electron extraction results of neutralizer 2 with different L_1 at $P_1 = 1 \text{ W}$.

降低, 引出的电子束流受限. 但当推进剂流量为 0.1 sccm 和引出的电子束流为 4 mA 时, U_{p2} 值分别为 58, 162.9 和 27.4 V, 即随 L_1 先增加后减小. 其原因是 L_1 尺寸的增加会导致电子在壁面上的损失增加, 但又有利于降低电子-原子碰撞频率, 使电子能获得足够的能量发生电离碰撞. 故当 L_1 增加至 4.3 mm 时, 电子与原子的碰撞频率合理, 电子在 ECR 区能够充分获得微波能量, 形成高密度的等离子体从而降低电子引出电压.

综上所述, 功率、流量、磁路和天线位置都会影响中和器的电子引出电压. 引出压随功率、流量的增加而减小. 磁路对中和器的影响与离子源不同, 因为中和器内部等离子体会受引出板电压的影响, ECR 区与引出板距离过近, 会导致高能电子未电离就损耗, 从而影响中和器的引出电压. 天线位置会影响带电粒子的壁面损失和电离频率, 只有当电子与原子的碰撞频率和粒子损失都合理时, 中和器内等离子体密度高, 从而降低电子的引出电压.

3.3 离子源和中和器协同工作性能实验

根据离子源和中和器的磁路和天线位置优化结果, 选择 $L_1 = 2.5$ mm, $L_2 = 0.7$ mm 的 4 号离子源, $L_1 = 4.3$ mm, $L_2 = 0.7$ mm 的 2 号中和器进行中和实验研究. 中和器工作参数固定为输入功率 1 W、流量 0.1 sccm, 图 10 为离子源在 2 W 和 3 W 以及不同流量下完全中和时引出的束流实验结果, 图 11 为离子束完全中和时中和器耦合电压实验结果. 对比图 10 和图 7 (b), 可以发现离子束中和时的离子源引出束流有所提高, 但低流量下差

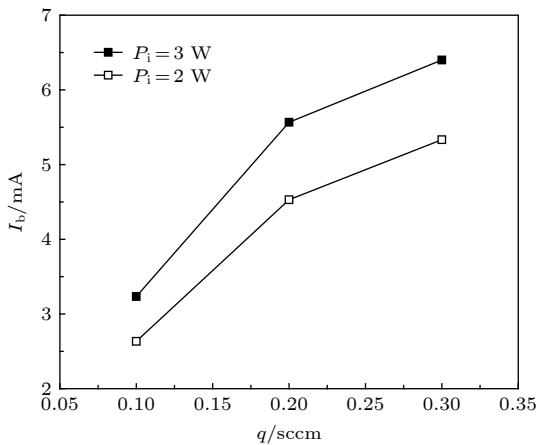


图 10 中和时引出离子束流变化规律

Fig. 10. Ion beam current at the neutralization state.

别不大. 文献 [30] 实验结果也证实了有无中和器工作对离子源引出束流影响甚微. 图 11 表明离子束流完全中和时, 中和器所需的耦合电压 U_{p1} 为 12.0—17.4 V, 比单独中和器引出相同电流所需的引出电压 U_{p2} 低, 这是因为正电势的离子束使电子容易引出, 从而降低了中和器所需的耦合电压.

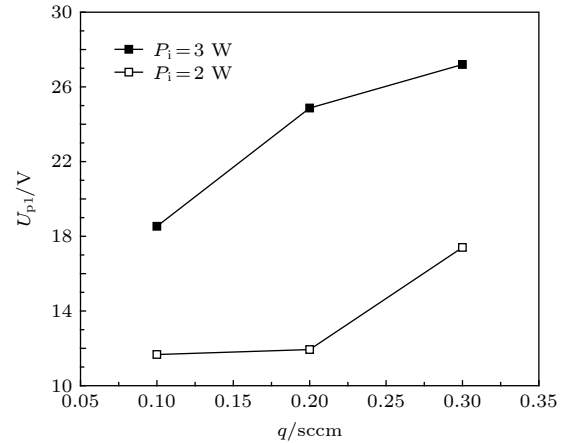


图 11 中和时中和器耦合电压变化规律

Fig. 11. The coupling voltage of neutralizer at the neutralization state.

3.4 推力器最优结构性能计算

假设氙原子只进行一次电离, 2 cm ECRIT 的推力 T 、放电损耗 ϵ_b 、推进剂利用率 η_m 和比冲 I_{sp} 由下式计算 [28]:

$$T = \gamma I_b \sqrt{2 \frac{M U_b}{e}}, \quad (2)$$

$$\epsilon_b = (P_i - P_r) / I_b, \quad (3)$$

$$\eta_m = \frac{I_b M}{e \dot{m}_p}, \quad (4)$$

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

其中 U_b , P_i , P_r , M , \dot{m}_p 和 g 分别是离子加速电压、微波入射功率、反射功率、氙原子质量、Xe 气质量流量和重力加速度; γ 为修正参数, 根据经验取 0.98 (假离子束流发散半角为 5 度, 含有 5% 的二价离子). 根据 3.3 节实验结果, 计算最优结构的中和器和离子源协同工作下的性能参数. 即, 在中和器 $P_i = 1$ W, $q = 0.1$ sccm 时, 离子源在 $P_i = 2$ W, $q = 0.2$ sccm 条件下, $I_b = 4.53$ mA, 计算得到 $T = 315.3 \mu\text{N}$, $\epsilon_b = 407.1$ W/A, $\eta_m = 31.63\%$, $I_{sp} = 1639.1$ s; 离子源在 $P_i = 2$ W, $q = 0.3$ sccm 条件

下, $I_b = 5.3 \text{ mA}$, 计算得到 $T = 368.6 \text{ } \mu\text{N}$, $\epsilon_b = 337.5 \text{ W/A}$, $\eta_m = 24.7\%$, $I_{sp} = 1277.6 \text{ s}$.

4 结 论

实验研究了磁路结构以及天线位置对 2 cm ECRIT 离子源引出束流和中和器耦合电压的影响, 并获得了结构最优的离子源和中和器, 实验分析了中和器协同工作条件下的离子源引出束流特征, 获得了结构最优 2 cm ECRIT 的性能, 结论如下.

1) 离子源 ECR 区位置影响离子束流的引出. 当 ECR 区高于天线环形段上表面, 电子获能高并且带电粒子损失少, 离子源能够引出最大的离子束流. 对于中和器, 若 ECR 区低于天线环形段表面, 高能电子在天线表面的损失过大, 形成的等离子体密度低, 从而使电子引出效果不佳; 若 ECR 区高于天线环形段表面, ECR 区附近的中性原子密度低以及部分高能电子未与中性原子发生电离碰撞便被引出, 使得等离子体密度低从而使电子引出效果差.

2) 固定的磁路结构与天线参数 $L_2 = 0.7 \text{ mm}$ 时, 离子源存在一个最佳天线位置参数 $L_1 = 2.5 \text{ mm}$, 使得离子束流引出效果最优. L_1 过短会导致引出的离子束流减小, L_1 过长会使得离子损失增加从而减小引出的离子束流. 同样, 中和器也存在一个最佳参数 $L_1 = 4.3 \text{ mm}$ 使得电子束流引出效果更好.

3) 随功率增加, 离子源引出束流增加、中和器电子引出电压降低. 在不同功率下, 中和器以及离子源引出束流与流量呈正相关. 优化的中和器与离子源协同工作实验表明离子源引出束流略高于无中和器情况, 并且中和器引出相同的电子束流时所需的电压降低.

4) 中和器输入功率和流量为 1 W, 0.1 sccm, 离子源输入功率和流量为 2 W, 0.3 sccm 时, 推力器引出离子束流 5.3 mA, 推力和比冲分别为 368.6 μN 和 1277.6 s, 推进剂放电损耗和利用率分别为 337.5 W/A 和 24.7%, 中和器所需的耦合电压为 17.4 V.

参考文献

[1] Pencil E J, Kamhawi H, Arrington L A 2004 *Proceedings of*

40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Fort Lauderdale, U.S.A., July 11–14, 2004 p3455

[2] Marcuccio S 2003 *Proceedings of 28th International Electric Propulsion Conference* Toulouse, France, March 17–21, 2003 p241

[3] Wirz R, Katz I 2005 *Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Tucson, U.S.A., July 10–13, 2005 p3690

[4] Patterson M, Haag T, Rawlin V, Kussmaul M 1994 *Proceedings of 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Indianapolis, U.S.A., June 27–29, 1994 p2849

[5] Beattie J R, Matossian J N, Robson R 1990 *J. Propulsion* **6** 145

[6] Loeb H W, Feili D, Popov G A, Obukhov V A, Balashov V V, Mogulkin A I, Murashko V M, Nesterenko A N, Khartov S 2011 *Proceedings of 32nd International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011 p290

[7] Bassner H, Killinger R, Leiter H, Müller J 2001 *Proceedings of 27th International Electric Propulsion Conference* Pasadena, U.S.A., October 15–19, 2001 p105

[8] Takao Y, Masui H, Miyamoto T, Kataharada H, Ijiri H, Nakashima H 2004 *Vacuum* **73** 449

[9] Jin Y Z, Yang J, Feng B B, Luo L T, Tang M J 2016 *Acta Phys. Sin.* **65** 045201 (in Chinese) [金逸舟, 杨涓, 冯冰冰, 罗立涛, 汤明杰 2016 *物理学报* **65** 045201]

[10] Satori S, Kuminaka H, Ohtaki M, Ishikawa Y 1997 *Proceedings of 25th International Electric Propulsion Conference* Cleveland, Ohio, August 24–28, 1997 p31

[11] Wen J M, Peng S X, Ren H T, Zhang T, Zhang J F, Wu W B, Sun J, Guo Z Y, Chen J E 2018 *Chin. Phys. B* **27** 055204

[12] Peng S X, Zhang A L, Ren H T, Zhang T, Xu Y, Zhang J F, Gong J H, Guo Z Y, Chen J E 2015 *Chin. Phys. B* **24** 075203

[13] Koizumi H, Inagaki T, Kasagi Y, Naoi T, Hayashi T, Funase R, Komurasaki K 2014 *Proceedings of 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* Utah, U.S.A., August 4–7, 2014 p6

[14] Koizumi H, Kawahara H, Yaginuma K, Asakawa J, Nakagawa Y, Nakamura Y, Kojima S, Matsuguma T, Funase R, Nakatsuka J, Komurasaki K 2016 *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* **14** 13

[15] Koizumi H, Komurasaki K, Aoyama J, Yamaguchi K 2017 *J. Propuls. Power* **34** 960

[16] Nishiyama K, Hosoda S, Kuminaka H, Toyoda Y 2009 *Proceedings of 31st International Electric Propulsion Conference* Ann Arbor, U.S.A., September 20–24, 2009 p21

[17] Koizumi H, Kuminaka H 2008 *Proceedings of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Hartford, U.S.A., July 21–23, 2008 p4531

[18] Koizumi H, Kuminaka H 2010 *J. Propuls. Power* **26** 601

[19] Koizumi H, Kuminaka H 2010 *Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Nashville, U.S.A., July 25–28, 2010 p6617

[20] Sugita Y, Koizumi H, Tsukizaki R, Kuminaka H, Takao Y, Yamagiwa Y, Matsui M 2013 *Proceedings of 33rd International Electric Propulsion Conference* Washington, U.S.A., October 6–10, 2013 p245

[21] Takao Y, Koizumi H, Komurasaki K, Eriguchi K, Ono K 2014 *Plasma Sources Sci. Technol.* **23** 064004

[22] Hiramoto K, Nakagawa Y, Koizumi H, Takao Y 2017 *Phys. Plasmas* **24** 064504

[23] Hiramoto K, Nakagawa Y, Koizumi H, Komurasaki K, Takao Y 2016 *Proceedings of 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint*

- Propulsion Conference & Exhibit* Salt Lake City, U.S.A., July 25–27, 2016 p4946
- [24] Koizumi H, Kuminaka H 2009 *Trans. JSASS Space Tech. Japan* **7** 89
- [25] Koizumi H, Kuminaka H 2009 *Proceedings of 31st International Electric Propulsion Conference* Ann Arbor, U.S.A., September 20–24, 2009 p178
- [26] Tang M J, Yang J, Jin Y Z, Feng B B, Luo L T 2015 *Acta Phys. Sin.* **64** 215202 (in Chinese) [汤明杰, 杨涓, 金逸舟, 冯冰冰, 罗立涛 2015 物理学报 **64** 215202]
- [27] Meng H B, Yang J, Zhu K W, Sun J, Huang Y Z, Jin Y Z, Liu X C 2018 *J. NorthWest. Polytech. Univ.* **36** 42 (in Chinese) [孟海波, 杨涓, 朱康武, 孙俊, 黄益智, 金逸舟, 刘宪闯 2018 西北工业大学学报 **36** 42]
- [28] Huang Y Z 2018 *M. S. Thesis* (Xi'an: Northwestern Polytechnical University) (in Chinese) [黄益智 2018 硕士学位论文 (西安: 西北工业大学)]
- [29] Lieberman M A, Lichtenberg A J (translated by Pu Y K) 2007 *Principles of Plasma Discharges and Materials Processing* (Beijing: Science Press) pp379–383 (in Chinese) [迈克尔 A. 力伯曼, 阿伦 J. 里登伯格 著 (蒲以康 译) 2007 等离子体放电原理与材料处理 (北京: 科学出版社) 第 379—383 页]
- [30] Yamamoto N, Chikaoka T, Shinya K, Masui H, Nakashima H, Yoshiyuki T 2006 *Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Sacramento, U.S.A., July 9–12, 2006 p5177

Experimental study of magnetic circuit and antenna position influence on performance of 2 cm electron cyclotron resonance ion thruster*

Xia Xu¹⁾ Yang Juan^{1)†} Jin Yi-Zhou²⁾ Hang Guan-Rong²⁾Fu Yu-Liang¹⁾ Hu Zhan¹⁾1) (*School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*)2) (*Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China*)

(Received 21 July 2019; revised manuscript received 17 September 2019)

Abstract

The advantages of miniature electron cyclotron resonance ion thruster (ECRIT) for space propulsion are long-life and simple-structure. The magnetic circuit and antenna position of ECRIT are crucial in the electron heating, plasma confinement and transportation process, which affect the beam extraction and the coupling voltage of neutralizer. In this article, the experimental studies on the ion beam extraction and coupling voltage of 2 cm ECRIT with different magnetic circuits and antenna positions are carried out. By comparing the beam extraction characteristics of the ion source and neutralizer of different magnetic circuits, a reasonable magnetic circuit structure is selected. And the influences of different antenna positions on the beam are compared. The influences of the magnetic circuit and antenna position on the performance of ECRIT are summarized to obtain a reasonable thruster structure. The experimental results show that the extracted beam increases with microwave power and xenon mass flow rate increasing. When the spatial position of antenna is fixed, a suitable magnetic circuit structure can increase electron heating and reduce particle loss, which is suitable for extracting ions and reducing the coupling voltage. With a suitable magnetic circuit, there is a suitable antenna position favourable for extracting ions and reducing the coupling voltage. According to the experimental results, the optimal structure of ion source and neutralizer are selected for neutralization experiments. The results show that when the neutralizer works, the beam extraction of the ion source is affected very little. When the neutralizer and ion source operate under the parameters of power and mass flow rate, respectively, of 1 W and 0.1 sccm (1 sccm = 1 mL/min), and also 2 W and 0.3 sccm, the thruster can operate coordinately to generate an ion beam of 5.3 mA, a discharge loss of 337.5 W/A, propellant utilization efficiency of 24.7%, thrust force of 368.6 μN , thrust specific impulse of 1277.6 s, and neutralizer coupling voltage of 17.4 V. The results can conduce to understanding the mechanism of the thruster and thus providing a reference for its design and performance optimization.

Keywords: electron cyclotron resonance ion thruster, beam extraction, neutralization

PACS: 52.50.Sw, 52.59.Dk, 52.75.Di

DOI: 10.7498/aps.68.20191122

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 11875222).

† Corresponding author. E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn