

加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响

李建鹏 靳伍银 赵以德

**Influence of acceleration grid voltage and anode flow rate on performance of ion thruster**

Li Jian-Peng Jin Wu-Yin Zhao Yi-De

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 71, 015202 (2022) DOI: 10.7498/aps.71.20211316

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211316>

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

## 加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响\*

李建鹏<sup>1)2)†</sup> 靳伍银<sup>1)</sup> 赵以德<sup>2)</sup>

1) (兰州理工大学机电工程学院, 兰州 730050)

2) (兰州空间技术物理研究所, 真空技术与物理重点实验室, 兰州 730000)

(2021年7月16日收到; 2021年8月25日收到修改稿)

为了研究离子推力器输入参数对工作性能的影响,采用试验研究和理论分析的方法研究了离子推力器加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响. 研究表明:一定范围内离子束流随着加速电压绝对值的减小不断减小,然后突然增大,大、小推力模式下的电子返流极限电压分别为-140 V和-115 V,放电电压、放电损耗随阳极流率减小单调增大,减速电流单调减小,通过调节阳极电流、栅间电压、工质气体流量,功率为300—4850 W下,推力为11—188 mN,比冲为1800—3567 s,效率为34%—67%,在3000 W时推力器最高效率达到67%,该转折点对推力器设计和应用有关键意义,应用要结合在轨任务剖面选择合理的工作参数区间.

关键词: 离子推力器, 离子束流, 加速电压, 阳极流率

PACS: 52.75.Di, 41.75.Ak, 41.85.Ew, 42.65.Jx

DOI: 10.7498/aps.71.20211316

## 1 引言

离子电推进作为一种先进的空间推进技术,凭借比冲高、寿命长、推力大范围精确可调等优点在航天器姿轨控、深空探测推进等任务得到广泛应用<sup>[1-4]</sup>.我国于2019年12月由长征五号火箭成功发射实践二十试验卫星,兰州空间技术物理研究所研制的LIPS-300双模式离子推力器完成首次在轨

应用,承担卫星的推进任务.

离子推力器多模式调节在无拖曳控制、深空探测任务中其优势更为明显,欧空局研制的GOCE卫星采用英国T5离子电推进系统补偿卫星轨道上地球大气阻力,在55—585 W下实现了1—20 mN推力的多模式调节<sup>[5]</sup>,吉森大学开展了RIT系列射频离子推力器研究,推力覆盖10—500 mN<sup>[6]</sup>.目前已成功应用电推进系统完成深空探测任务的推力器见表1所列.

表1 多模式离子推力器应用情况  
Table 1. Application of multi-mode ion thruster.

离子推力器	推力器性能指标			
	推力/mN	比冲/s	效率	功率/kW
NSTAR <sup>[7-10]</sup>	19.5—92	1951—3083	38%—59%	0.5—2.3
NEXT <sup>[11]</sup>	25.5—236	1400—4190	32%—71%	0.5—6.9
XIPS-25 <sup>[12]</sup>	14.4—173.7	1610—3664	35%—66%	0.3—4.5
IT-500 <sup>[13]</sup>	375, 585, 750	7142	—	18, 28, 35
T6 <sup>[14]</sup>	76.5, 102.1127.7, 147.8	3720, 38803990, 3980	—	2520, 32804040, 4620

\* 国家自然科学基金(批准号: 61601210)和中国空间技术研究院杰出青年人才基金资助的课题.

† 通信作者. E-mail: ljplzjtedu@163.com

多模式离子推力器在国外已完成在轨飞行应用, 近期我国启动小行星探测任务, 电推进系统为轨道机动提供推力. 针对向主带彗星巡航阶段探测器与太阳距离从 1 至 3.5 AU 大范围变化的特点, 需要使用多工作点电推进系统与太阳能帆板输出功率进行匹配, 急需开展推力器研制及输入参数对推力器输出特性的匹配性研究. 同时, 多模式大范围调节技术可推广应用于航天器无拖曳控制离子电推进. 高精度引力场测量卫星和空间微重力试验卫星需要应用推力连续和精确可调的电推进系统补偿某个方向或全部方向的非惯性力 (如大气阻尼).

多模式离子推力器在国外已完成在轨飞行应用, 但对其详细工程设计、工作参数调节约束边界、控制策略报道较少. Herman 等<sup>[15]</sup>探讨了栅间电压、栅极间距与离子束流聚焦引出的关系. Brophy 等<sup>[16]</sup>, Wang 等<sup>[17]</sup>, Chen 等<sup>[18]</sup>, Long 等<sup>[19]</sup>, Zhao 等<sup>[20]</sup>, Wirz 和 Goebel<sup>[21]</sup>通过数值模拟仿真研究了栅极系统电场分布、离子引出路径、离子透过率、交换电荷离子分布、栅极溅射腐蚀等参数对多模式离子推力器的影响, 王雨玮等<sup>[22]</sup>和李建鹏等<sup>[23]</sup>开展了推力器屏栅电压, 阳极电流对推力器工作性能影响研究, 兰州空间技术物理研究所开展了 10 kW 级<sup>[24]</sup>和 1 kW<sup>[25]</sup>级离子推力器性能调节试验, Jahn 和 Won<sup>[26]</sup>, Farnell 和 Williams<sup>[27]</sup>, Bittencourt<sup>[28]</sup>, Piel 和 Brown<sup>[29]</sup>就推力器等离子产生、带电离子输运、放电机理等开展大量研究.

本文针对我国深空探测实际任务剖面需求, 针对 5 kW 级离子推力器, 通过理论分析和试验的方法开展输入参数对推力器性能研究, 完成了离子推力器的设计和测试平台的搭建, 分析讨论离子束流与加速电压, 阳极流率与放电电压、放电损耗、减速电流, 功率与推力、比冲、效率之间的关系, 为离子推力器优化设计、控制策略制定、多模式调节和在轨应用提供有效指导.

## 2 实验设备和方法

离子推力器放电室采用四极环形会切场, 设计重点考虑功率宽范围适应性和低功率下放电稳定性, 离子光学系统采用由屏栅、加速栅、减速栅组成的三栅结构, 为了增加放电电离面积及提高热稳定性采用了凸面栅极, 为了提升离子推力器束流均匀性, 采用变孔径屏栅使孔径与放电室电子温度分

布相匹配, 阴极和中和器采用全石墨触持极和六硼化镧发射体空心阴极, 气路电绝缘器采用电压分割式结构、支撑结构采用主支撑环集成式设计结构.

针对上述多模式离子推力器原理样机, 开展输入参数对工作特性影响测试试验, 其试验图如下图 1 所示. 试验系统主要包括: 电推进真空实验系统, 束流特性测试诊断设备, 推力器推力测量系统, 供电, 供气和控制系统, 其供电连接关系采用了阳极电源与屏栅电源串联连接关系.

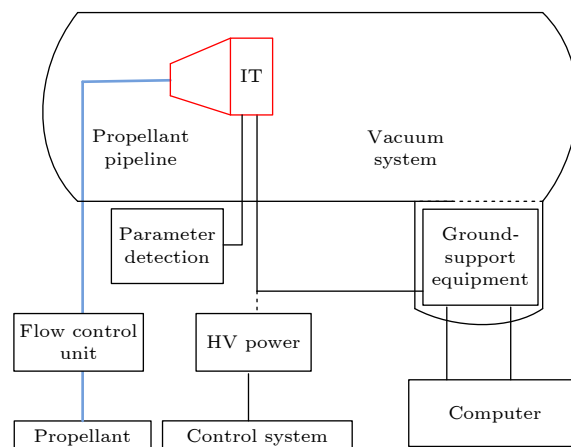


图 1 离子推力器试验组成图

Fig. 1. Schematic of experimental principle.

在离子推力器输入参数对工作特性的性能研究实验中, 以 3 kW 功率为临界点, 根据推力器大范围调节参数匹配将供气供电定义为小推力和大推力两种大的工况, 3 kW 以上定义为大推力模式, 3 kW 以下定义为小推力模式.

离子推力器加速电压对输出特性的性能研究实验中电子返流极限电压是指引起电子返流的加速栅电压临界值, 当减小加速栅电压到该临界值时, 由于电子返流束流增加, 测试方法为分别保持各模式下供气、供电条件不变, 以 30 V 步长调节加速电压, 直到离子束流出现转折点得到电子返流极限电压.

离子推力器阳极流率对输出特性的性能研究实验是分别保持各模式下供电条件不变, 以 0.2 mg/s 步长调节阳极流率, 直到离子束流不能正常引出或放电电压高于 54 V. 通过推力测量装置完成推力测量, 通过离子推力器工作参数和性能计算公式确定了推力器的各性能指标, 图 2 为推力器现场工作图.



图 2 离子推力器点火照片  
Fig. 2. Discharge of the ion thruster.

### 3 结果和讨论

#### 3.1 加速极电压与离子束流

离子光学系统的作用是从放电室等离子体中引出、聚焦、准直、加速喷出离子产生推力, 带有 1000 V 以上的屏栅靠近放电室, 防止加速栅直接受高能离子轰击, 为了保持离子推力器电中性, 在加速栅下游, 离子束正电荷被中和器发射的电子中和, 加速栅极负电压的主要作用是有效的阻止电子返流<sup>[30]</sup>. 在正常情况下, 加速栅的负压会在加速栅孔中心附近形成势垒, 若没有电势阱, 电子返流会严重影响推力器正常工作, 甚至导致推力器或电源的损坏. 图 3 给出了小推力、大推力模式下束电流随着加速电压的变化情况.

从图 3 可以看出, 小推力模式下, 当加速电压绝对值从 220 V 不断减小, 束电流随着加速电压绝对值的减小从 1.68 A 缓慢降低到 1.64 A, 当加速电压绝对值减小到从 115 V 时, 束电流转折突然增大到 1.78 A; 大推力模式下, 加速电压绝对值从 400 V 不断减小, 束电流随着加速电压绝对值的减小从 3.68 A 缓慢降低到 3.36 A, 当加速电压绝对值减小到 140 V 时, 束电流转折, 突然增大到 3.48 A.

出现上述现象的主要原因是: 推力器工作时离子首先从等离子体鞘层发射面引出, 该发射面是曲面对引出的离子有聚焦作用, 屏栅是正电位, 加速栅是负电位, 在电场中离子的受力方向垂直于等势线, 所以栅极间电场聚焦、加速离子后又会有有一定的发散作用, 即栅极系统引出的离子不是会聚的离子, 而是沿轴线发散射出的离子束流, 理想的离子束流方向应平行于轴向, 在一定的栅极几何结构参数下, 可以通过调节栅极电位来控制束流的聚焦情况, 由鞘面发射的离子流经过栅极离子光学系统引

出束流, 因空间电荷效应限制遵循 Child-Langmuir 定律, 修正后的最大单孔束流为

$$i_{b,max} = \frac{\pi}{9} \epsilon_0 \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \frac{V_T^{3/2} d_s^2}{l_c^2}, \quad (1)$$

式中,  $\epsilon_0$  为真空介电常数;  $e$  为元电荷量;  $m_i$  为工质气体离子质量;  $V_T$  为栅极加速电压, 引出的离子束流与总加速电压成正比, 正常工作条件下鞘面是弯曲的, 近似于球面的一个截段, 凹面对着屏栅孔, 鞘面位于屏栅上游, 这种几何形状使鞘面发射的离子全部进入栅孔且具有正常的离子束轨道, 当加速电压绝对值减小, 总加速电压不断减小, 栅极引出能力持续变差使得离子束电流减小, 当减小到一定值时将导致鞘面向栅极孔方向移动, 离子不能正常聚焦, 轨迹呈发散状态, 严重时鞘面凸向栅孔方向造成离子引出欠聚焦, 离子不能正常聚焦通过栅极小孔被加速形成离子束, 离子和栅极发生碰撞导致离子束电流突然增大.

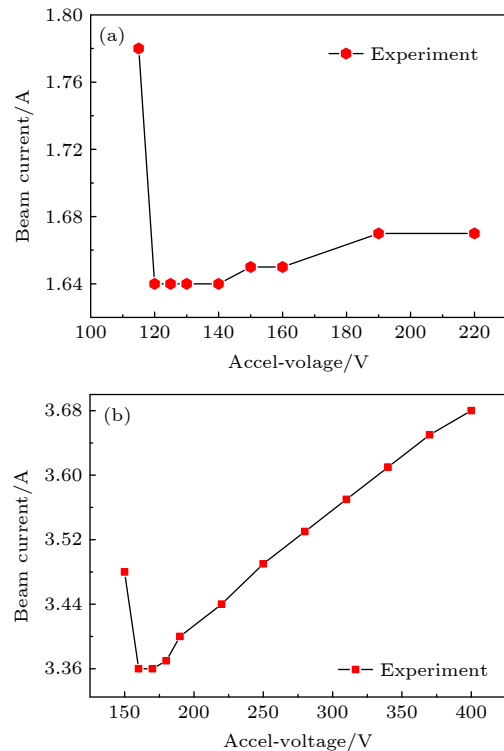


图 3 离子束电流随加速电压变化情况 (a) 小推力模式; (b) 大推力模式

Fig. 3. Beam current as a function of accel-grid voltage for different thrust mode: (a) Low thrust mode; (b) high thrust mode.

电子返流极限电压被定义为随着加速极电压的降低, 屏栅极电流增大 1% 时的加速电压值<sup>[30]</sup>,

电子返流极限电压 $|V_a|$ 的经验公式为

$$|V_a| = \frac{V_b}{2\pi \frac{l_e}{d_a} \exp\left(\frac{t_a}{d_a}\right) - 1}, \quad (2)$$

式中,  $V_b$  为束电压;  $l_e$  为有效加速长度;  $t_a$  为加速栅极的厚度;  $d_a$  为加速栅极的孔径. 从试验得到小推力模式下的电子返流极限电压为 $-115$  V, 大推力模式下的电子返流极限电压为 $-140$  V, 大推力模式下电子返流极限电压小于小推力模式, 原因是束电流的增加会造成在加速栅孔中心鞍点电势绝对值的减小, 阻止电子返流能力降低, 说明推力器随功率增加需要更大的加速电压绝对值以阻止电子返流发生来提升寿命, 同时在推力器寿命末期, 离子轰击溅射导致加速栅孔径不断扩大, 加速栅孔增加使得加速栅孔中心区域的负电势垒绝对值不断降低, 起初工作点给定的加速电压不能满足任务需要, 可以通过在轨补充电参数策略完成任务, 在离子推力器系统设计中要综合功率和性能等综合因素选择加速电压.

### 3.2 阳极流率与放电电压、放电损耗、减速电流

为了实现航天器较大速度增量以实现行星的探测, 要求推力器在宽功率范围内具有高比冲特性. 工质流率大小对推力器性能和寿命有很大影响, 其直接影响推力器放电稳定性和高效性<sup>[31]</sup>, 主要表征在放电电压、放电功耗、减速电流等参数.

图 4 和图 5 给出了大、小推力模式下放电电压、放电损耗随阳极流率变化的曲线. 从图 4 和图 5 可以看出, 小推力模式下, 阳极流率从  $5.143$  mg/s 降低到  $1.443$  mg/s, 放电电压从  $23$  V 增加到  $45$  V, 放电损耗同步从  $190$  W/A 增加到  $315$  W/A; 大推力模式下, 阳极流率从  $6.823$  mg/s 降低到  $3.123$  mg/s, 放电电压从  $29$  V 增加到  $54$  V, 放电损耗同步从  $230$  W/A 增加到  $340$  W/A.

阳极流率通过可以放电室工质利用率来表征, 放电室工质利用率定义为以离子形式流出推力器的工质流率占放电室供给总流率之比, 用符号

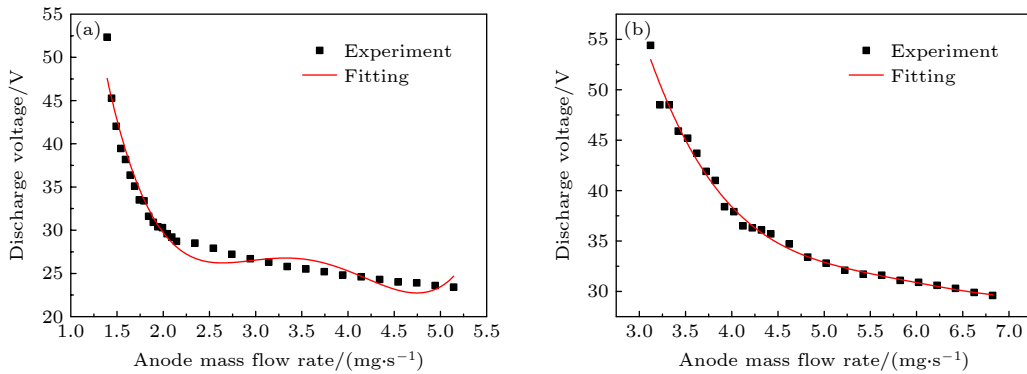


图 4 放电电压随阳极流率的变化情况 (a) 小推力模式; (b) 大推力模式

Fig. 4. Discharge voltage as a function of anode mass flow rate for different thrust mode: (a) Low thrust mode; (b) high thrust mode.

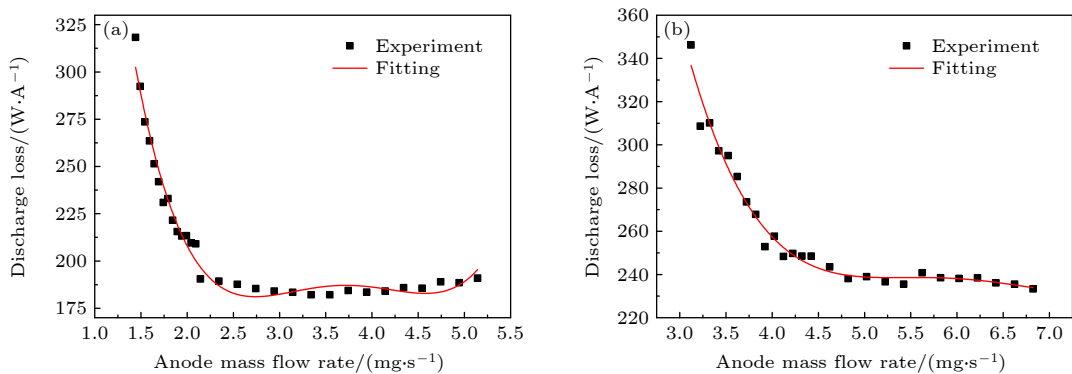


图 5 放电损耗随阳极流率的变化情况 (a) 小推力模式; (b) 大推力模式

Fig. 5. Discharge loss as a function of anode mass flow rate for different thrust mode: (a) Low thrust mode; (b) high thrust mode.

$\eta_{md}$  表示:

$$\eta_{md} = \frac{I_b m_i}{e \dot{m}_d}, \quad (3)$$

式中,  $\dot{m}_d$  为供入放电室的总流率.  $\dot{m}_d = \dot{m}_c + \dot{m}_a$ ,  $\dot{m}_c$  和  $\dot{m}_a$  分别为阴极流率和阳极流率, kg/s;  $m_i$  为氙离子质量,  $2.18 \times 10^{-25}$  kg;  $e$  为电子电荷量,  $1.60 \times 10^{-19}$  C.

放电损耗表征推力器放电效率, 其值越小代表放电效率越高, 计算公式为

$$\varepsilon \approx V_d I_d / I_b, \quad (4)$$

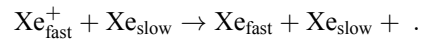
式中,  $V_d$  为放电电压;  $I_d$  为放电电流;  $I_b$  为束电流.

从 (3) 式和 (4) 式可知, 大、小推力模式下放电电压、放电损耗随阳极流率减小不断增大主要是因为当阳极流率减小, 为了保持束电流不变需要维持放电室内的等离子体密度, 放电室工质利用率增加, 从而导致放电电压增大, 放电损耗均增加.

大推力模式较小推力模式放电损耗大, 另外一个原因是大推力模式比小推力模式下放电电流大, 当放电电流增大时, 空心阴极羽流区中的电离比率将对应增大导致电离不稳定性, 该情况下等离子体放电会消耗掉大部分中性气体并引起推力器放电室电压振荡 [32], 通过“离子束流-阴极羽流”间的相互作用发生耦合 [33], 增大了放大电压, 但是高的放电电压会增加双荷离子比例, 双荷离子不仅会造成推力损失, 而且还会增加离子溅射刻蚀速率, 影响推力器寿命, 而低的放电电压会降低放电效率进而降低推力器效率, 同时加剧推力器自身发热, 增加推力器热敏感元器件研制难度. 一般认为将放电电压控制在 30 V 以下时, 放电室离子对屏栅的溅射刻蚀磨损是可接受范围, 权衡放电效率和对屏栅的刻蚀速率, 面向小天体探测研制的多模式离子

推力器在小推力模式下, 最佳流率区间为 1.943—3.743 mg/s, 大推力模式下, 最佳流率区间为 5.223—6.823 mg/s.

同时在试验中得到了如图 6 所示的减速电流在工质不同流量下的变化曲线, 可以看出随着工质气体流量增大减速电流缓慢增加, 这主要是因为: 栅极系统引出离子除在电场力作用下做加速度运动, 还包括粒子之间的碰撞, 电离室中已电离离子与未电离氙原子之间会进行电荷交换而生成低能电荷交换离子, 对于 Xe 电荷交换过程可以表示为



交换电荷离子产生率计算公式为

$$\frac{dn_{\text{cx}}}{dt} = n_i n_n v_i \sigma(v_i), \quad (5)$$

其中  $n_i$  为离子密度;  $n_n$  为中性气体密度;  $v_i$  为离子的速度;  $\sigma(v_i)$  为交换电荷碰撞截面.

当放电室阳极流率增大使得中性气体增多, 产生更多的交换电荷, 减速栅受到电荷交换离子的轰击从而导致减速栅电流增大. 因此, 为了减少电荷交换离子对栅极的轰击, 应该减少未电离的氙原子, 同时要注意选择合理的流率以降低放电损失和放电电压, 减小电离室离子的能量, 特别是要控制双核离子的产生, 延长推力器寿命.

### 3.3 功率与推力、比冲、效率

离子电推进的功率为各配套电源功率之和:

$$P_m = V_b I_b + V_d I_d + |V_a| I_a + V_k I_k + V_n I_n, \quad (6)$$

式中,  $V_b$ ,  $V_d$ ,  $V_a$ ,  $V_k$  和  $V_n$  分别为束电压、放电电压、加速电压、阴极触持电压和中和器触持电压;  $I_b$ ,  $I_d$ ,  $I_a$ ,  $I_k$  和  $I_n$  分别为束电流、放电电流、加速电流、阴极触持电流和中和器触持电流.

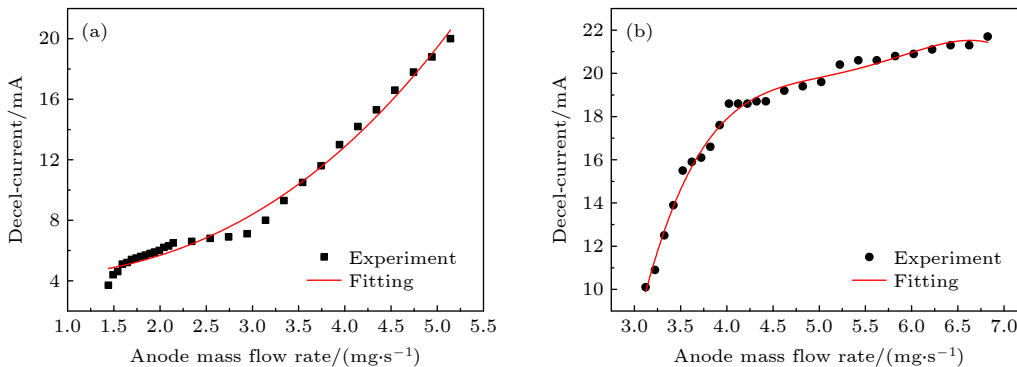


图 6 减速电流随阳极流率的变化情况 (a) 小推力模式; (b) 大推力模式

Fig. 6. Decel-current as a function of anode mass flow rate for different thrust mode: (a) Low thrust mode; (b) high thrust mode.

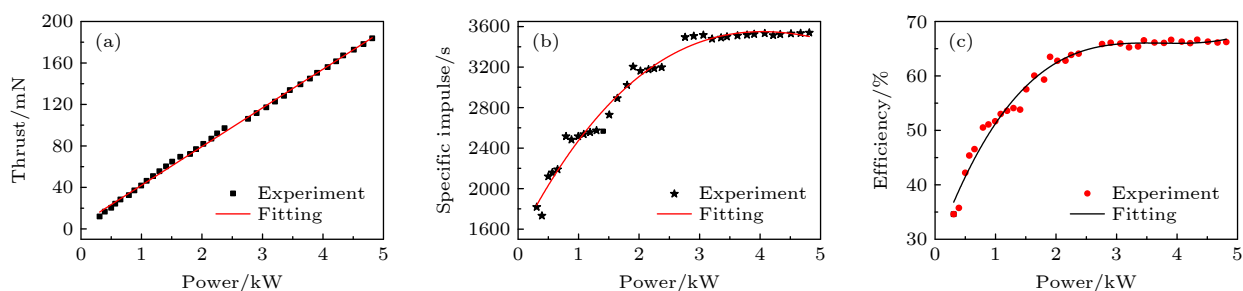


图 7 推力、比冲和效率随功率变化曲线 (a) 推力; (b) 比冲; (c) 效率

Fig. 7. Thrust, specific impulse and efficiency as a function of input power: (a) Thrust; (b) specific impulse; (c) efficiency.

推力、比冲、效率是衡量推力器性能的关键指标,对推力器在不同工作点下推力进行实测,实测推力与理论推力计算公式(7)式对比,根据前期大量试验结果,推力修正系数 $\gamma$ 分布在0.90—0.97范围内.用(8)式和(9)式得到比冲及效率.

推力

$$F = \gamma \sqrt{\frac{2M}{e}} I_b \sqrt{V_b}, \quad (7)$$

式中, $F$ 为推力, N;  $\gamma$ 为推力修正系数;  $M$ 是氦离子的质量,取  $2.18 \times 10^{-25}$  kg;  $e$ 是电子的电量,取  $1.6 \times 10^{-19}$  C;  $V_b$ 为束电压, V;  $I_b$ 为束流, A.

比冲

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g}, \quad (8)$$

其中 $\dot{m}$ —推进剂总流量,为阳极、阴极和中和器流量的总和, kg/s;  $g$ 是地球表面的重力加速度,取  $9.8 \text{ m/s}^2$ .

效率

$$\eta = \frac{F I_{sp}}{2P_{in}}. \quad (9)$$

根据上述推力器工作参数对性能影响试验及文献[23],在阳极电流5.4—28 A,屏栅电压520—1420 V,加速电压120—400 V,阳极流率1.943—5.223 mg/s条件下进行调节,得到推力器推力随着功率增大呈线性增大,比冲随功率的增大阶梯增大,这主要是因为功率增大,放电室内电子增多,电场强度增加,更多的原子电离增加了放电室中氦气电离的氦离子浓度,进而增大了等离子体密度使得引出束流增加,同时束电压的增大提升了光学系统的离子引出能力.

由图7可见,推力器在300—4850 W功率范围稳定工作,推力11—188 mN,比冲1800—3567 s,效率34%—67%,当功率小于1900 W,效率随着功率增大从34%近线性增长到63%,大于该值,效率

随功率增大趋势变缓;在3000 W时推力器最高效率达到67%,并基本保持不变,这是由于功率增大使得推力器放电室电离率增强,推力器的放电损耗降低.

## 4 结 论

针对小行星探测任务剖面研制了多模式离子推力器,并开展了加速电压和阳极流率对推力器工作特性的影响研究,得到以下主要结果和结论:

1) 一定范围内离子束流随着加速电压绝对值的减小不断减小,然后突然增大,大、小推力模式下的电子返流极限电压分别为-140 V和-115 V,推力器在轨工作时要选择合理的电压调节区间,在执行大推力需求任务时,为了阻止电子返流造成对栅极刻蚀,可以提高加速电压绝对值;

2) 离子推力器放电电压、放电损耗随阳极流率减小单调增大,减速电流单调减小,权衡离子推力器效率、对屏栅的刻蚀速率、热设计,离子推力器在轨流率选择时不能导致放电电压过高,减少双核离子的产生,小推力模式下,最佳流率区间为1.943—3.743 mg/s,大推力模式下,最佳流率区间为5.223—6.823 mg/s.

3) 通过调节阳极电流、栅间电压、工质气体流量,推力器在300—4850 W功率范围稳定工作,推力11—188 mN,比冲1800—3567 s,效率34%—67%,在3000 W时推力器最高效率达到67%.

## 参考文献

[1] Hutchins M, Simpson H, Palencia Jiménez J 2015 *Presented at Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nanosatellite Symposium* Hyogo-Kobe, Japan, July 4–10, 2015 p2015-b-1311  
 [2] Burak K K, Deborah A L 2017 *J. Propul. Power* **33** 264  
 [3] Li J X, Wang Z H, Zhang Y B, Fu H M, Liu C R, Krishnaswamy

S 2016 *J. Propul. Power* **32** 948

- [4] Williams L T, Walker M L R 2014 *J. Propul. Power* **30** 645
- [5] Canuto E, Massotti L 2009 *Acta Astronaut.* **64** 325
- [6] Groh K H, Loeb H W 1994 *Rev. Sci. Instrum.* **65** 1741
- [7] Rawlin V K, Sovey J S, Hamley J A 1999 *Presented at the 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Albuquerque, USA, September 28–30, 1999 p99-4612-1
- [8] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, Garner C E, Henry M D, Nakazono B, Noon D 2003 *Presented at the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Huntsville, USA, July 20–23, 2003 p2003-4542-1
- [9] Rayman M D, Varghese P, Lehman D H, Livesay L 2000 *Acta Astronaut.* **47** 475
- [10] Garner C E, Rayman M D, Brophy J R, Mikes S C 2011 *Presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* San Diego, USA, July 31–August 03, 2011 p2011-5661-1
- [11] Malone S P, Soulas G C 2004 *Presented at the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Fort Lauderdale, USA, July 11–14, 2004 p2004-3784-1
- [12] Goebel D M, Martinez-Lavin M, Bond T A, King M 2002 *Presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences* Indianapolis, USA, July 7–10, 2002 p2002-4348-1
- [13] Koroteev A S, Lovtsov A S, Muravlev V A 2017 *Eur. Phys. J. D* **71** 120
- [14] Snyder J S, Goebel D M, Hofer R R, Polk J E 2012 *J. Propul. Power.* **28** 371
- [15] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J 2007 *Presented at the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Cincinnati, USA, July 8–11, 2007 p2007-5212-1
- [16] Brophy J R, Katz I, Polk J E, Anderson J R 2002 *Presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Indianapolis, USA, July 7–10, 2002 p2002-4261-1
- [17] Wang J, Polk J, Brophy J, Katz I 2003 *J. Propul. Power* **19** 1192
- [18] Chen M L, Xia G Q, Mao G W 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 182901 (in Chinese) [陈茂林, 夏广庆, 毛根旺 2014 物理学报 **63** 182901]
- [19] Long J F, Zhang T P, Li J, Jia Y H 2017 *Acta Phys. Sin.* **66** 162901 (in Chinese) [龙建飞, 张天平, 李娟, 贾艳辉 2017 物理学报 **66** 162901]
- [20] Zhao Y D, Li J, Wu Z H, Huang Y J, Li J P, Zhang T P 2020 *Acta Phys. Sin.* **69** 115203 (in Chinese) [赵以德, 李娟, 吴宗海, 黄永杰, 李建鹏, 张天平 2020 物理学报 **69** 115203]
- [21] Wirz R, Goebel D M 2008 *Plasma Sources Sci. Technol.* **17** 035010
- [22] Wang Y W, Ren J X, Ji L J, Tang H B 2016 *Chin. Space Sci. Technol.* **36** 77 (in Chinese) [王雨玮, 任军学, 吉林桔, 汤海滨 2016 中国空间科学技术 **36** 77]
- [23] Li J P, Zhang T P, Zhao Y D, Li J, Guo D Z, Hu J 2021 *J. Propul. Technol.* **42** 1435 (in Chinese) [李建鹏, 张天平, 赵以德, 李娟, 郭德洲, 胡竟 2021 推进技术 **42** 1435]
- [24] Zhao Y D, Zhang T P, Huang Y J, Sun X J, Sun Y K, Li J, Yang F Q, Chi X F 2018 *J. Propul. Technol.* **39** 942 (in Chinese) [赵以德, 张天平, 黄永杰, 孙小菁, 孙运奎, 李娟, 杨福全, 池秀芬 2018 推进技术 **39** 942]
- [25] Zhang T P, Wang X Y, Jiang H C 2013 *Presented at the 33th International Electric Propulsion Conference* Washington, USA, October 6–10, 2013 p2013-48-1
- [26] Jahn R G, Von J W 2006 *Physics of Electric Propulsion* (New York: Dover Pubns) p68
- [27] Farnell C C, Williams J D 2011 *Plasma Sources Sci. Technol.* **20** 025006
- [28] Bittencourt J A 1980 *Fundamentals of Plasma Physics* (New York: Springer) p95
- [29] Piel A, Brown M 2011 *Phys. Today* **64** 55
- [30] Goebel D M, Katz I 2008 *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster* (Hoboken: John Wiley and Sons) p245
- [31] Green T S 1976 *J. Phy. D:Appl. Phys.* **9** 1165
- [32] Goebel D M, Jameson K K, Katz I 2007 *Phys. Plasmas* **14** 103508
- [33] Palluel P, Shroff A M 1980 *J. Appl. Phys.* **51** 2894

# Influence of acceleration grid voltage and anode flow rate on performance of ion thruster\*

Li Jian-Peng<sup>1)2)†</sup> Jin Wu-Yin<sup>1)</sup> Zhao Yi-De<sup>2)</sup>

1) (*School of Mechanical and Electrical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China*)

2) (*Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,  
Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China*)

( Received 16 July 2021; revised manuscript received 25 August 2021 )

## Abstract

In order to achieve the optimal performance and reliability of the ion thruster in a wide power range, the influence of acceleration grid voltage and anode flow rate on the performance of ion thruster are studied experimentally and theoretically. The results show that in a certain range the ion beam current decreases continuously with the decrease of the absolute value of the accelerating voltage, and then increases suddenly. The electron backstreaming limited voltages in large and small thrust modes are  $-140$  and  $-115$  V, respectively. When the anode flow rate increases, the discharge voltage and discharge loss increase monotonically, and the deceleration current decreases monotonously. Under the power of 300–4850 W, the thrust is 11–188 mN, the specific impulse is 1800–3567 s, and the efficiency ranges from 34% to 67% by adjusting the anode current, grid voltage and working fluid gas flow. The maximum efficiency of thruster reaches 67% at 3000 W. This turning point is critical for thruster design and on-orbit applications. Choosing a reasonable range of working parameters can improve the performance and life of the thruster in application.

**Keywords:** ion thruster, ion beam current, acceleration grid voltage, anode flow rate

**PACS:** 52.75.Di, 41.75.Ak, 41.85.Ew, 42.65.Jx

**DOI:** [10.7498/aps.71.20211316](https://doi.org/10.7498/aps.71.20211316)

---

\* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61601210) and the Fund for Distinguished Young Scholars of China Academy of Space Technology.

† Corresponding author. E-mail: [ljplzjtedu@163.com](mailto:ljplzjtedu@163.com)