



## 多模式离子推力器输入参数设计及工作特性研究

李建鹏 靳伍银 赵以德

### Design of input parameters and operating characteristics for multi-mode ion thruster

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

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 71, 075203 (2022) DOI: 10.7498/aps.71.20212045

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.71.20212045>

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

#### 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>

#### 屏栅边缘小孔孔径对离子推力器性能的影响

Influence of screen grid aperture diameter in outer region on performance of dual-mode ion thruster

物理学报. 2020, 69(11): 115203 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20200358>

#### 加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响

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

物理学报. 2022, 71(1): 015202 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211316>

#### 腔体结构参数对毛细管放电型脉冲等离子体推力器放电特性的影响

Influence of cavity configuration parameters on discharge characteristics of capillary discharge based pulsed plasma thruster

物理学报. 2021, 70(23): 235204 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20211198>

#### 工作参数对平行轨道加速器放电模式的影响

Influence of operating parameters on discharge mode of parallel-rail accelerator

物理学报. 2021, 70(20): 205205 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20210484>

#### 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

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

物理学报. 2019, 68(23): 235202 <https://doi.org/10.7498/aps.68.20191122>

## 多模式离子推力器输入参数设计及工作特性研究\*

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11月4日收到; 2021年11月21日收到修改稿)

针对我国小行星探测任务对电推进系统离子推力器设计要求, 基于等离子体基本理论建立了多模式离子推力器输入参数与输出特性关系, 完成各工作点下屏栅电压、束电流、阳极电流、加速电压、流率等输入参数设计, 采用试验研究和理论分析的方法研究了推力器工作特性. 试验结果表明: 在设计输入参数下, 23个工作点推力最大误差小于3%, 比冲最大误差小于4%, 在功率为289—3106 W下, 推力为9.7—117.6 mN, 比冲为1220—3517 s, 效率为23.4%—67.8%, 电子返流极限电压随着推力增加单调减小, 最小、最大推力下分别为-79.5 V和-137 V, 放电损耗随着功率增大从359.7 W/A下降到210 W/A, 并在886 W时存在明显拐点, 效率随功率增大而上升, 在1700 W后增速变缓并趋于稳定, 在轨应用可综合推力器性能、任务剖面要求、寿命, 合理设计输入参数区间, 制定控制策略.

**关键词:** 离子推力器, 多模式, 输入参数设计, 放电损耗**PACS:** 52.75.Di, 41.75.Ak, 41.85.Ew, 42.65.Jx**DOI:** 10.7498/aps.71.20212045

## 1 引言

离子电推进系统因其比冲高、寿命长、可增加航天器有效载荷比, 较化学推进具有显著优势, 尤其在深空探测任务中采用传统化学推进作为主推进需要携带大量化学推进剂, 对于更远的深空探测, 不采用电推进甚至不能完成任务<sup>[1-3]</sup>. 深空探测器不断飞行使之与太阳距离不断发生变化, 造成太阳能帆板输出功率不同, 为了保证航天器发动机与帆板输出功率匹配, 需要研究可实现功率宽范围调节的变推力、多模式离子推力器.

在深空探测领域, 多模式离子电推进因其显著优势成为各国研究热点, 美国深空1号和黎明号探测器采用30 cm口径NSTAR承担主推进任务, 该推力器具备宽范围多模式工作能力, 在功率

0.5—2.3 kW下, 推力20—92 mN, 比冲最高可达3100 s, 效率38%—59%<sup>[4-7]</sup>, NEXT推力器在功率0.5—6.9 kW下可实现推力26—236 mN宽范围调节, 比冲最高为4200 s, 效率最高为71%, 地面验证寿命已超过51000 h<sup>[8]</sup>. XIPS-25推力器在0.3—4.5 kW下, 推力为14.4—173.7 mN, 比冲为1610—3674 s, 效率为35%—67%<sup>[9]</sup>. 水星探测器采用英国研制的22 cm口径T6离子推力器作为巡航阶段主推进, 水星探测器随着任务进行与太阳距离逐渐减小, 太阳帆板功率逐渐增加, 设置了4个工作点, 对应功率/推力/比冲分别为2.43 kW/75 mN/1710 s, 3.16 kW/100 mN/3940 s, 3.92 kW/125 mN/4080 s, 4.50 kW/145 mN/4120 s<sup>[10]</sup>. 我国离子推力器研究起步较晚, 兰州空间技术物理研究所研制的20 cm口径1 kW单模式和30 cm口径5 kW双模式离子推力器适用于地球同步轨道卫

\* 国家自然科学基金(批准号: 61601210)、甘肃省科技计划项目(批准号: 21JR7RA744)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: 1171341698@qq.com

星, 5 kW 双模式离子推力器 2020 年实现首次在轨应用, 针对木星探测等任务还开发了 10 kW 推力器原理样机<sup>[11–13]</sup>.

国内外学者就多模式离子推力器气体放电机理、等离子产生和粒子间相互作用、带电离子输运、等离子边界等开展了大量理论研究<sup>[14–17]</sup>, Mahalingam 和 Menart<sup>[18,19]</sup> 数值仿真研究了推力器放电过程及相应物理规律, Brophy 等<sup>[20]</sup>、Wang 等<sup>[21]</sup>、陈茂林等<sup>[22]</sup>、龙建飞等<sup>[23]</sup>、赵以德等<sup>[24]</sup> 和 Wirz 与 Goebel<sup>[25]</sup> 分别通过数值模拟仿真研究了离子光学系统电势分布、离子聚集性、离子运动轨迹、CEX 离子、栅极溅射腐蚀等参数对多模式离子推力器的影响, 多模式离子推力器在国外已完成在轨飞行应用, 研究团队成果发布集中在推进系统在轨表现、地面性能测试等方面, 但对多模式工作参数设计、详细工程设计及控制策略报道较少.

针对我国首次小行星探测任务主带彗星巡航阶段探测器与太阳距离 1 至 3.5 AU 大范围变化应用需求, 为了匹配探测器与太阳距离变化下的帆板输出功率值, 离子电推进系统需要在 300—3000 W 功率范围内进行多模式调节, 设计寿命要求达到 36000 h.

本文基于我国首次小天体探测任务剖面实际需求, 针对多模式离子推力器, 通过工作输入参数与输出特性数理模型和经验公式开展了工作参数设计, 完成测试平台建设, 验证了工作参数设计方法的正确性, 研究了多模式离子推力器在不同工作点下推力、比冲、效率、放电损耗、电子返流极限电压、加减速截获电流、工质利用率等工作特性, 并通过高功率工况 300 h 短期试验对离子推力器工作稳定性进行评价, 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 多模式离子推力器输入参数设计

针对小天体探测任务需要离子推力器在工作过程设置 20 多个变推力工作点, 在功率 300—3000 W 下, 推力达到 10—116 mN, 比冲达到 1518—3485 s 的任务要求, 对屏栅电压、束电流、阳极电流、加速电压, 流率等关键工作输入参数进行分析计算.

### 2.1 屏栅电压和束电流的设计

离子推力器推力, 比冲计算公式为

$$F = \alpha\beta\sqrt{\frac{2M}{e}}I_b\sqrt{V_b}, \quad (1)$$

$$I_{sp} = F/(\dot{m}g). \quad (2)$$

束流可以用流率等效, 计算公式为

$$I_b = \eta_m e \dot{m} / M. \quad (3)$$

由 (1) 式—(3) 式可得以下关系式:

$$V_b = \frac{M}{2e} \left( \frac{\alpha\beta I_{sp} g}{\eta_m} \right)^2, \quad (4)$$

式中,  $F$  为推力, N;  $M$  是氙离子的质量, 取  $2.18 \times 10^{-25}$  kg;  $e$  是电子的电量, 取  $1.6 \times 10^{-19}$  C;  $V_b$  为屏栅电压, V;  $I_b$  为束流, A;  $\alpha, \beta$  分别为束流发散角和双荷离子修正系数, 根据前期试验测试数据, 其值分别为 0.976 和 0.977;  $I_{sp}$  为比冲;  $\eta_m$  为工质利用率;  $\dot{m}$  为推进剂总流量, kg/s;  $g$  为重力加速度,  $9.8 \text{ m/s}^2$ .

离子推力器多模式调节可采取两种控制策略: 一是分档调节束电流, 精确调节屏栅电压; 二是分档调节屏栅电压, 精确调节束电流. 其中策略一对供电单元屏栅电源的要求更高, 研制难度大, 策略二对氙气供给系统流率控制和供电单元阳极电源电流精调能力要求更高. 在任务剖面推力、比冲条件下, 工质利用率  $\eta_m$  取 65—90%, 从 (4) 式可得不同推力下屏栅电压范围为 394—1231 V, 基于目前我国星载空间用电源处理单元 (PPU) 技术水平, 选择策略二将屏栅电压设置为 5 档, 采用精确调节工质气体流率以保证推力器较佳的工质利用率, 屏栅电压调节设置范围为 420—1260 V, 将屏栅电压设计值代入 (1) 式可得 TL01—TL23 工作点束流区间为 0.309—2.072 A, 取 2% 的裕度并取整, 束电流设计范围为 0.3—2.1 A, 离子推力器屏栅电压, 束电流理论计算值和实际设计值详见表 1.

### 2.2 阳极电流和加速电压的设计

阳极电流取决于所要求的束电流和放电室放电效率 (即放电损耗和工质利用率), 对于环形会切磁场构型离子推力器, 为了实现多模式调节, 在 65%—90% 工质利用率下, 放电损耗一般在 150—360 W/A 之间<sup>[4,5]</sup>, 对同一离子推力器放电损耗存在随功率增加而减小的趋势. 因此, 千瓦级多模式环型会切场离子推力器阳极电流  $I_a$  与束电流  $I_b$  之间按照以下公式估算设计:

$$I_a \approx (7 - 13)I_b. \quad (5)$$

表 1 离子推力器 23 个工作点下的工作参数  
Table 1. Operating parameters at 23 modes.

工作点	比冲要求值/s	推力要求值/mN	屏栅电压计算值/V	屏栅电压设计值/V	束流计算值/A	束流设计值/A	流率计算值/(mg·s <sup>-1</sup> )	流率设计值/(mg·s <sup>-1</sup> )
TL01	1518	10	394	420	0.309	0.3	0.672	0.804
TL02	1675	16	414	420	0.495	0.5	0.975	1.05
TL03	2064	20	628	630	0.505	0.5	0.989	1.05
TL04	2108	24	602	630	0.606	0.6	1.162	1.22
TL05	2141	28	621	630	0.707	0.7	1.334	1.39
TL06	2467	32	825	840	0.700	0.7	1.324	1.39
TL07	2194	36	652	840	0.787	0.8	1.674	1.73
TL08	2467	41	825	840	0.897	0.9	1.696	1.73
TL09	2491	45	841	840	0.984	1	1.843	1.913
TL10	2508	50	852	840	1.094	1.1	2.034	2.083
TL11	2523	54	863	840	1.181	1.2	2.184	2.253
TL12	2470	59	827	840	1.291	1.3	2.437	2.467
TL13	2660	64	840	840	1.400	1.4	2.455	2.467
TL14	2833	68	953	840	1.488	1.5	2.449	2.493
TL15	2972	71	1050	1050	1.390	1.4	2.438	2.493
TL16	3187	77	1065	1050	1.507	1.5	2.465	2.493
TL17	3128	81	1026	1050	1.585	1.6	2.642	2.644
TL18	3161	87	1048	1050	1.703	1.7	2.808	2.795
TL19	3000	91	944	1050	1.781	1.8	3.095	3.097
TL20	3180	97	1060	1050	1.898	1.9	3.113	3.097
TL21	3497	106	1223	1260	1.894	1.9	3.093	3.097
TL22	3508	112	1231	1260	2.001	2	3.258	3.262
TL23	3485	116	1214	1260	2.072	2.1	3.396	3.413

最低推力工作点 TL01 阳极电流设计为  $I_{aTL01} = 13 \times 0.31 \approx 4$  A, TL23 工作点阳极电流设计为  $I_{aTL23} = 7 \times 2.15 \approx 15$  A, 即阳极电流调节范围为 4—15 A, 其中影响阳极电流与束电流比例关系的放电室放电效率受到推力器口径、磁场结构类型、离子光学系统性能、空心阴极性能等因素影响, 对于宽范围多模式离子推力器, 在推力器工作时, 为了保证推力精确控制, 通过阳极电流的调节实现束电流闭环在一定范围.

栅极组件单孔导流系数与其几何结构参数有关, 单孔导流系数:

$$P_0 = \frac{\pi \epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{M}} \left( \frac{d_s^2}{[(l_g + t_s)^2 + d_s^2/4]} \right). \quad (6)$$

$\epsilon_0$  为真空介电常数,  $d_s$ ,  $t_s$  分别为屏栅孔径和厚度;  $l_g$  为栅极间距. 最大推力 TL23 工况下, 最大导流系数为  $3.8 \times 10^{-5}$  A/V<sup>3/2</sup>. 根据栅极组件束流引出能力关系式:

$$I_b = P_0(V_b + V_a)^{3/2}. \quad (7)$$

将 TL23 工况下的最大导流系数和束电流代入 (7) 式可得加速栅电压为-168 V.

电子返流极限电压绝对值的表达式为如下, 式中  $l_e$  为有效加速长度,  $t_a$  为加速栅厚度,  $d_a$  为加速栅孔径. 在一定的栅极几何参数下:

$$|V_a| = \frac{V_b}{2\pi \frac{l_e}{d_a} \exp\left(\frac{t_a}{d_a}\right) - 1}. \quad (8)$$

从 (8) 式可得 TL23 和 TL01 工况下的电子返流极限电压分别为-138 V 和-71 V, 因为电子返流极限电压绝对值小于加速栅电压绝对值, 考虑 1.5 倍设计裕度, 离子推力器加速电压设计为-200 V.

### 2.3 流率的设计

(2) 式变换可得不同工作点下推进剂流率计算值区间为 0.6—3.5 mg/s, 实际设计中推进剂流率要略高于计算值, 这主要是考虑到离子推力器设计

裕度和供气调节阀的不稳定性, 供气不足会导致放电室放电电压峰峰值震荡, 增加高能离子对屏栅的溅射刻蚀, 影响推力器寿命, 同时中和器流率不足也会导致其工作在羽状模式造成放电不稳定, 推力器流率计算值和实际设计值见表 1, 其中 TL01 这一最低功率点流率值超出了流率参数设计范围.

### 3 试验系统和方法

LIPS-300 S 是兰州空间物理研究所为小天体深空探测任务研发的一款 30 cm 口径多模式离子推力器, 放电室采用环形会切场磁场构型方案, 设计重点为小功率下的放电稳定性和宽范围下的放电适应性, 空心阴极选择六硼化镧发射体和全石墨触持极, 设计重点为宽范围电子发射特性和长寿命可靠性, 栅极组件采用屏栅变孔径凸面钨材料三栅, 设计重点为多工作点下束电流宽范围聚焦引出性, 气路电绝缘器采用电压分割式结构, 放电室供气采用反向供气方式, 图 1 为推力器原理样机照片, 图 2 为推力器现场工作图.



图 1 离子推力器原理样机  
Fig. 1. Ion thruster prototype model.



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

针对 LIPS-300 S 离子推力器原理样机, 开展输入参数设计合理性验证试验及多工作点下推力器工作特性研究试验, 试验组成如图 3 所示. 试验

在真空技术与物理重点实验室 TS-7 B 真空试验系统开展, TS-7 B 主舱  $\Phi 4.5 \text{ m} \times 10 \text{ m}$ , 副舱  $\Phi 2.0 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$ , 真空抽气系统由 26 台低温泵主泵和其他螺杆泵组成, 对氙气有效抽速 25000 L/s, 氙气流率 8.3 mg/s 下工作真空度优于  $1 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ , 供电系统调整率  $\leq \pm 0.04\%$ , 工质流率控制精度为  $\pm 2\%$ .

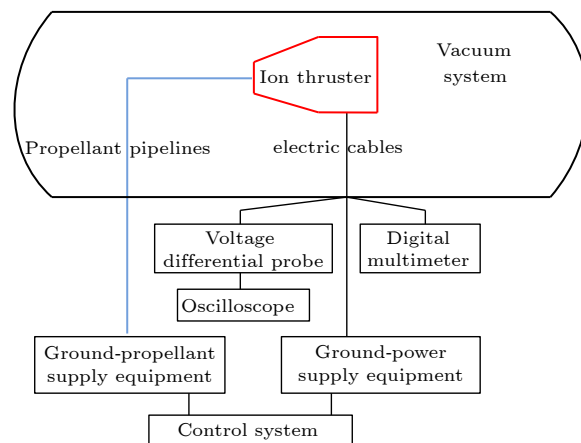


图 3 试验组成图  
Fig. 3. Schematic of experimental principle.

输入参数设计合理性验证试验: 按照表 1 供电、供气参数的实际设计值进行 23 个工作点下的测试试验, 采用激光干涉推力测量系统进行推力实测, 以实测推力为输入对比冲、效率、放电损耗、工质利用率进行计算.

电子返流极限电压测试: 在每个工作点下保持除加速电压外的供电、供气参数不变, 以 5 V 步长从 200 V 不断调节加速电压, 直到加速电流值大于该工作点下束电流的 1%, 得到的加速电压为该点的电子返流极限电压.

放电损耗与工质利用率关系测试试验: 在每个工作点下保持除阳极流率外的供电、供气参数不变, 以放电室工质利用率 93.4% 对应阳极流率值作为起点, 以 0.2 mg/s 步长调节阳极流率直到放电室工质利用率为 53%, 记录每个点下放电电流、放电电压和工质流率等值, 由 (10) 式和 (11) 式计算可得二者曲线关系.

## 4 结果和讨论

### 4.1 推力、比冲

离子推力器输入功率为工作时所输入的所有电功率之和:

$$P_{in} = V_b I_b + V_d I_d + |V_a| I_a + V_k I_k + V_n I_n, \quad (9)$$

式中,  $V_b, V_d, V_a, V_k, V_n$  分别为屏栅电压、放电电压、加速电压、阴极和中和器触持电压, 单位为 V;  $I_b, I_d, I_a, I_k, I_n$  分别为束电流、放电电流、加速电流、阴极和中和器触持电流, 单位为 A. 采用激光干涉推力测量系统对 LIPS-300 S 离子推力器性能关键指标推力进行实测, 比冲按照 (2) 式计算.

图 4 给出了按照表 1 工作参数设计值为输入条件, 23 个工作点的推力、比冲实测值和任务剖面要求设计值的对比曲线, 推力器推力随着功率增大不断增大, 二者成线性关系, 功率 289—3106 W 条件下实现了推力 9.7—117.5 mN 宽范围调节, 比冲随功率增大阶梯增大, 开始快速增长然后趋于稳定, 由比冲表达式 (2) 式可知, 这种阶梯式增长是屏栅电压的分档设计导致的, 比冲与束电压开方成正相关, 在比冲近线性增长阶段屏栅电压为一定值, 精确调节阳极电流和放电室工质流率实现在一定屏栅电压下引出不同束电流, 实现功率宽范围调节下比冲范围为 1220—3517 s.

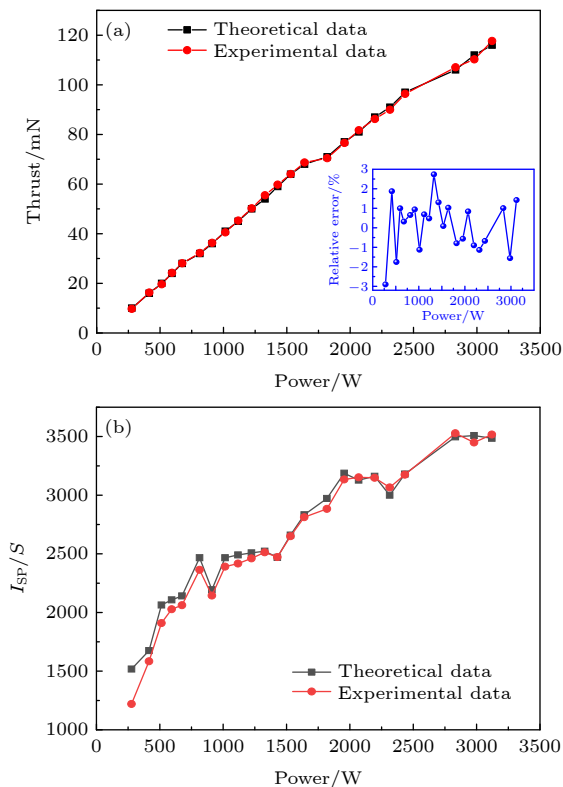


图 4 不同工况下推力、比冲实测值与要求设计值对比曲线 (a) 推力; (b) 比冲

Fig. 4. Comparison of measured thrust and specific impulse values with required design values at different operating modes: (a) Thrust; (b) specific impulse.

从图 4 可以看出, 实测推力与设计要求值吻合较好, 推力器输入参数设计合理, TL01—TL04 前 4 个工作点实测推力与任务要求理论值最大误差小于 3%, TL05—TL23 工作点最大误差小于 2%, 比冲除最小功率 TL01 点外, TL02—TL04 实测比冲与任务要求理论值最大误差小于 4%, TL05—TL23 工作点最大误差小于 3%, TL01 实测点比冲为 1250 s, 低于要求值 1518 s, 出现这种现象的原因是: 为了保证离子推力器在最低功率点的稳定放电, 该工作点实际输入工质流率值高于计算值. 高的磁场强度下, 阳极吸收面积较小, 如果阳极面积非常小, 等离子体电位将变为负值, 在给定的放电电压下, 该负等离子体电位将使得原初电子能量降低, 从而迫使放电室内电子和中性原子的碰撞频率降低, 即放电室电离率降低, 放电将转变为震荡模式, 变得不稳定, 提高放电室流率值可以增加电子和中性原子的碰撞频率. 此外按照小天体探测任务剖面, 小功率工作点工作区间在离子推力器寿命末期, 寿命末期栅极和阴极存在不可避免的结构磨损, 较高的放电室流率设计裕度有助于推力器寿命末期可靠性的提升.

#### 4.2 加、减速电流、电子返流极限电压

加速栅和减速栅截获电流直接表征了栅极组件设计及其与放电室等离子体密度匹配的合理性, 对于多模式离子推力器而言, 栅极组件需要引出宽范围的离子束电流这一指标显得更加重要. 图 5 给出了不同工作点下推力器加速电流和减速电流变化曲线. 从图 5 可以看出, 不同工作点下随着功率增加, 加速电流缓慢增大, 在 0.1—5.6 mA 范围内变

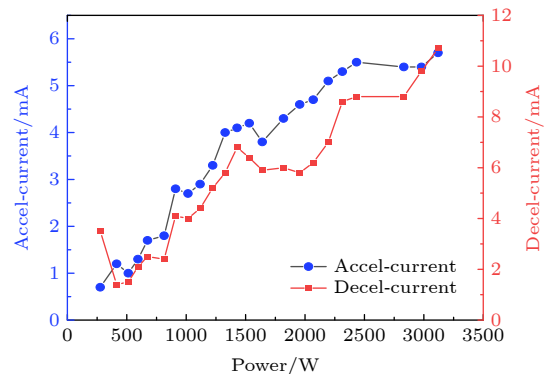


图 5 不同工况下加速和减速电流实测值

Fig. 5. Measured acceleration and deceleration currents at different operating modes.

化, 减速电流除 TL01 点外, 随着功率增加, 减速电流从 1.4 mA 缓慢增加到 10.7 mA, 这主要是因为功率增大, 离子束电流增加, 放电室内的等离子密度相应增加, 加速栅极小孔内鞘层厚度减小, 进而使得鞘层变得扁平, 增加了加速栅极和减速栅极的拦截作用, 造成加速, 减速电流增大, 但 LIPS-300S 离子推力器各工况下加速和减速截获电流值均小于束流的 0.5%, 说明栅极组件几何参数和加速电压参数设计合理, 可以实现宽范围束电流正常聚焦引出。

图 6 给出了推力器电子返流极限电压随束电流变化曲线, 电子返流极限电压是推力器能够阻止电子返流的最小加速电压, 其设计值直接影响推力器的工作性能和寿命. 由图 6 可知, 电子返流极限电压随着束电流增加单调减小, 最小工作点 TL01 对应束电流 0.3 A 下电子返流极限电压为 -79.5 V, 最高工作点 TL23 对应束电流 2.1 A 下电子返流极限电压为 -137 V, 这是因为加速电压使得加速栅孔附近形成负电势垒, 沿着栅孔中心轴向位置存在的最低电势称为鞍点电势<sup>[26]</sup>, 束电流增加会造成加速栅孔中心鞍点电势减小, 电子返流极限电压随之减小是为了阻止电子向栅极方向运动的动能超过鞍点电势能造成电子返流。

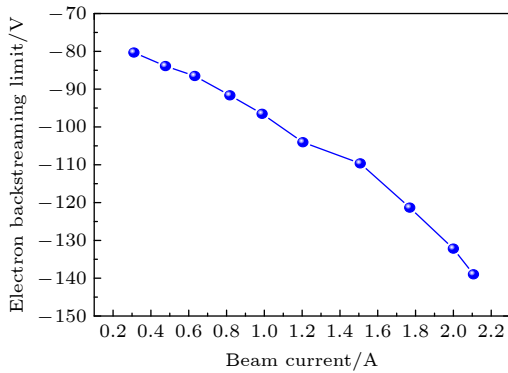


图 6 电子返流极限电压与束电流的关系  
Fig. 6. Electron backstreaming limited voltage versus beam current.

### 4.3 放电损耗、效率

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

$$\varepsilon \approx V_d I_d / I_b, \quad (10)$$

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

放电室工质利用率指以离子引出形式的工质

流率占放电室工质总流率之比<sup>[27]</sup>, 用符号  $\eta_{md}$  表示:

$$\eta_{md} = \frac{I_b m_i}{e \dot{m}_d}, \quad (11)$$

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。

效率为喷出离子功率与输入功率的比值, 表示为

$$\eta = \frac{F I_{SP}}{2 P_{in}}. \quad (12)$$

图 7 给出了不同工作点下离子推力器放电损耗和效率曲线. 从图 7 中可以看出, 放电损耗随功率增大不断降低, 并且存在明显拐点, 超过功率点 886 W 后放电损耗趋于稳定, TL01—TL06 小功率工作点, 放电损耗随功率增大从 359.7 W/A 线性降到 272 W/A, TL06 工作点后, 放电损耗在 210—240 W/A 范围波动. 效率随着功率增大从 23.4% 快速增加到 58.3%, 超过功率点 1700 W (TL14 工作点) 后开始缓慢增长并趋向于稳定, 最高效率为 67.8%. 这是因为功率增大提升了离子推力器电离率, 工质利用率增加, 放电室内等离子密度增多, 离子光学系统引出能力增强, 离子推力器效率增加, 放电损耗降低。

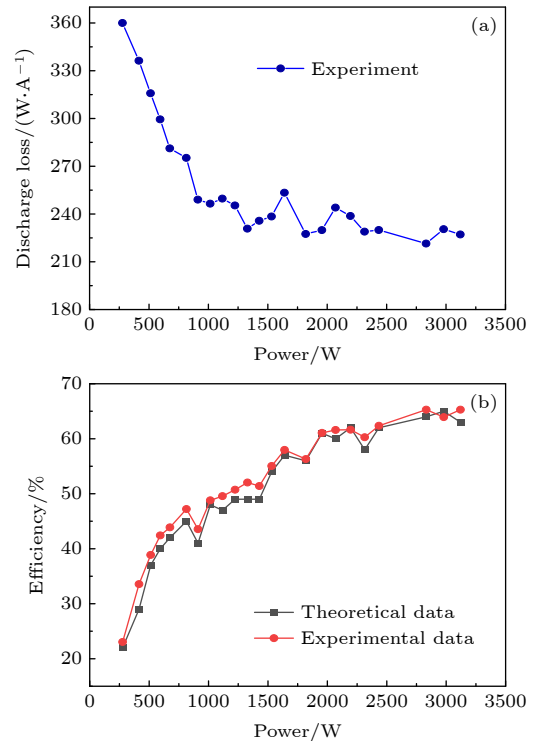


图 7 离子推力器不同工况点下放电损耗和效率 (a) 放电损耗; (b) 效率。

Fig. 7. Discharge losses and efficiency of ion thrusters at different operating modes: (a) Discharge loss; (b) efficiency.

图 8 给出了多模式离子推力器在最高工作点束电流 2.1 A 下, 放电损耗随工质利用率变化曲线. 由图 8 可知, 放电损耗随放电室工质利用率增加单调增大, 当阳极流率减小到放电室工质利用率到一定值后, 放电损耗出现明显转折点, 放电损耗增加速率变快, 在工作输入参数设置时, 可以选择拐点处放电室工质利用率对应的参数值, 从 (11) 式可知, 减少放电室推进剂流率可以增加工质利用率, 但是流率减少会造成放电室等离子密度降低, 导致放电电压增加, 放电电压增大会导致放电损耗

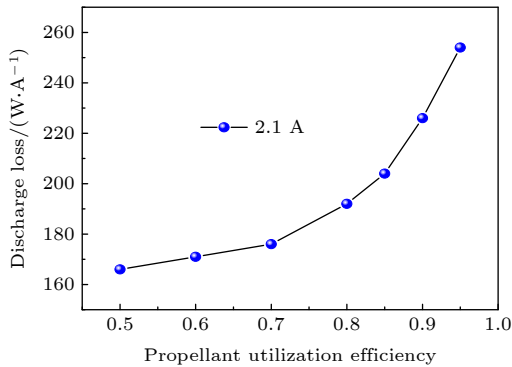


图 8 离子推力器放电损耗与工质利用率

Fig. 8. Ion thruster discharge losses versus propellant utilization efficiency.

增加, 同时增加双荷离子占比, 提高了放电室内离子动能, 导致离子对屏栅溅射刻蚀速率增大<sup>[28]</sup>, 多模式离子推力器流率的设计要综合放电效率和寿命权衡选择.

#### 4.4 高功率点 300 h 性能测试

为了验证多模式离子推力器短期磨损失效模式及工作稳定性, 开展功率 3050 W 工况下 300 h 短期测试, 从图 9 推力器主要指标及性能表征参数随时间变化曲线可以看出, 各性能参数在 300 h 内基本保持不变, 推力器性能变化范围为: 推力为 117.2—118.3 mN, 比冲为 3487—3533 s, 效率为 67.8%—68.3%, 加速电流为 6.2—7.9 mA, 减速电流为 0.6—3.2 mA, 0—25 h 主阴极触持电压为 6.8—7.2 V, 25—300 h 主阴极触持电压为 5.7—5.8 V, 中和器触持电压为 13.8—14.8 V. 试验表明: 推力、比冲和效率参数满足不确定度  $\pm 3\%$  设计要求, 离子推力器设计合理, 通过电源处理单元调节阳极电流可以实现束电流闭环控制, 加速和减速栅截获电流小于束电流的 1%, 离子光学系统能够宽范围正常聚焦引出, 其中减速电流随时间变化整体较加速电流波动略大, 是因为受到真空系统的影

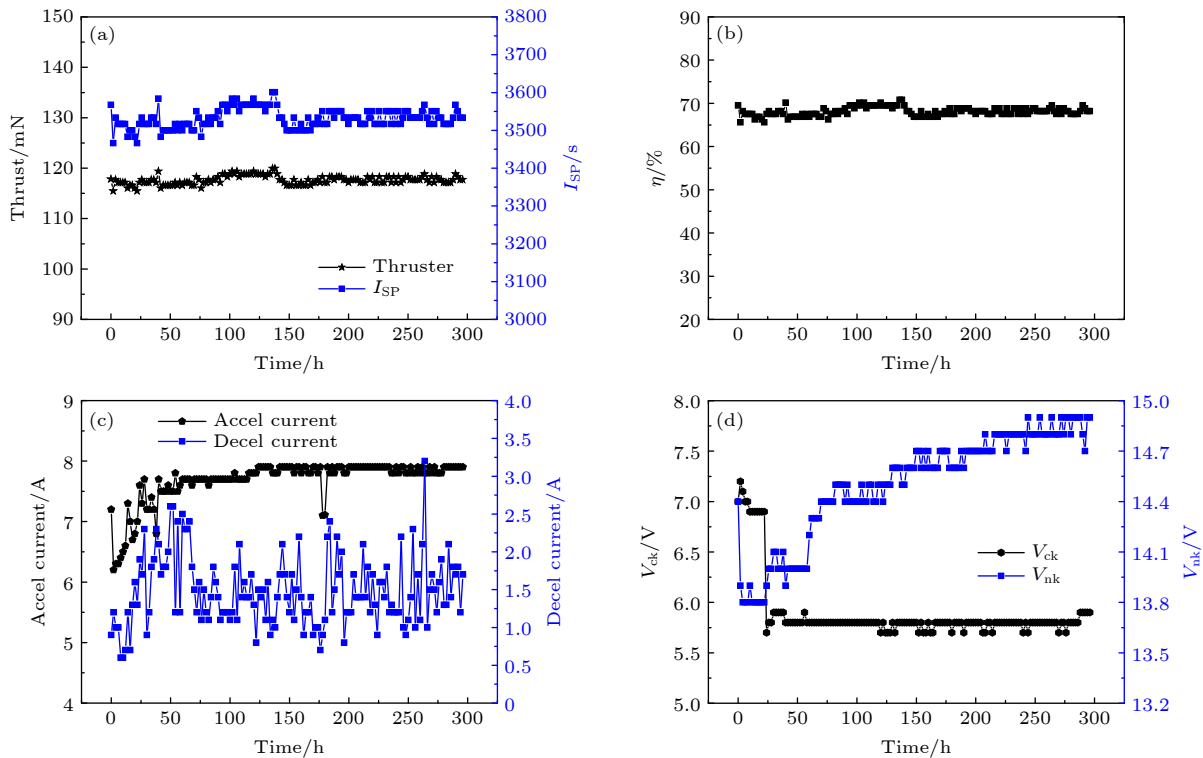


图 9 离子推力器最大推力下 300 h 短期磨损测试 (a) 推力和比冲; (b) 效率; (c) 加速电流和减速电流; (d) 主触电压和中和电压  
Fig. 9. 300 h wear test of ion thruster at maximum power: (a) Thrust and specific impulse; (b) efficiency; (c) acceleration current and deceleration current; (d) main cathode keeper voltage and neutralizer keeper voltage.

响, 试验真空舱压力波动使得推力器产生的交换离子数量不同, 减速栅受到数量不同的电荷交换离子轰击从而引起减速电流的波动, 0—25 h 主阴极触持电压较高, 后续降低并趋于稳定, 这主要是主阴极组装后经历了短期暴露大气, 阴极材料受到轻微表面氧化中毒, 空心阴极发射体功函改变, 阴极发射电子变得困难导致触持电压短暂升高, 经过短期的点火测试, 阴极发射体去除了污染<sup>[29,30]</sup>.

## 5 结 论

1) 针对我国首次小天体探测任务剖面离子推力器工作点设计实际需求, 基于等离子基本理论、工作输入参数与输出特性数理模型和经验公式, 建立了关键输入工作参数与推力器输出参数的表达式, 完成了各工作点屏栅电压、束电流、阳极电流、加速电压, 流率的参数设计。

2) 搭建了离子推力器测试平台并开展验证试验, 试验结果表明: 在设计参数值下, TL01—TL04 4 个工作点实测推力与任务要求理论值最大误差小于 3%, TL05—TL23 工作点最大误差小于 2%, 比冲除最小功率点 TL01 点外, TL02—TL04 实测比冲与任务要求理论值最大误差小于 4%, TL05—TL23 工作点最大误差小于 3%, 验证了工作输入参数设计的合理性。

3) 加速、减速电流随功率增加缓慢增加, 在全工作点周期内, 加速电流在 0.1—5.6 mA 范围内变化, 减速电流在 1.4—10.7 mA 范围内变化, 电子返流极限电压随着束电流增加单调减小, TL01 对应电子返流极限电压为-79.5 V, TL23 对应为-137 V。

4) 放电损耗随功率增大从 359.7 W/A 单调下降到 272 W/A, 在功率 886 W 附近 (TL06) 存在拐点, 超过该点后放电损耗下降速率变缓并趋向稳定, 效率随功率增大从 23.4% 快速增加到 58.3%, 并在 1700 W 附近 (TL14) 存在明显拐点, 开始缓慢增长并趋向于稳定, 最高效率为 67.8%, 放电损耗随工质利用率单调增大, 到一定拐点值时, 放电损耗增加速率变快, 在轨应用控制策略制定可权衡推力器性能、任务剖面要求、寿命合理选择输入参数区间。

5) 高功率点 300 h 性能测试表明, 离子推力器无短期失效模式发生, 推力、比冲和效率参数满足不确定度  $\pm 3\%$  设计要求, 加速, 减速栅截获电

流小于束电流的 1%, 离子光学系统能够正常聚焦引出, 加速、主阴极和中和器参数正常, 各关键部件匹配良好。

## 参考文献

- [1] Burak K K, Deborah A L 2017 *J. Propul. Power* **33** 264
- [2] Li J X, Wang Z H, Zhang Y B, Fu H M, Liu C R, Krishnaswamy S 2016 *J. Propul. Power* **32** 948
- [3] Williams L T, Walker M L R 2014 *J. Propul. Power* **30** 645
- [4] 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
- [5] 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
- [6] Rayman M D, Varghese P, Lehman D H, Livesay L 2000 *Acta Astronaut.* **47** 475
- [7] 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
- [8] 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
- [9] 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
- [10] Snyder J S, Goebel D M, Hofer R R, Polk, J E 2012 *J. Propul. Power.* **28** 371
- [11] 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
- [12] 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, 胡竞 2021 推进技术 **42** 1435]
- [13] 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]
- [14] Jahn R G, Von J W 2006 *Physics of Electric Propulsion* (New York: Dover Pubns) p68
- [15] Farnell C C, Williams J D 2011 *Plasma Sources Sci. Technol.* **20** 025006
- [16] Bittencourt J A 1980 *Fundamentals of Plasma Physics* (New York: Springer) p95
- [17] Piel A, Brown M 2011 *Phys. Today* **64** 55
- [18] Mahalingam S, Menart J A 2010 *J. Propul. Power* **26** 673
- [19] Mahalingam S, Menart J A 2007 *J. Propul. Power* **23** 69
- [20] 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
- [21] Wang J, Polk J, Brophy J, Katz I 2003 *J. Propul. Power* **19** 1192
- [22] 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]

- [23] 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]
- [24] 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]
- [25] Wirz R, Goebel D M 2008 *Plasma Sources Sci. Technol.* **17** 035010
- [26] Goebel D M, Katz I 2008 *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster* (Hoboken: John Wiley and Sons) p245
- [27] Zhao Y D, Wu Z H, Zhang T P, Geng H, Li J, Li J P 2020 *J. Propul. Technol.* **01** 187 (in Chinese) [赵以德, 吴宗海, 张天平, 耿海, 李娟, 李建鹏 2020 推进技术 **01** 187]
- [28] Green T S 1976 *J. Phy. D:Appl. Phys.* **9** 1165
- [29] Boyd I D, Crofton M W 2004 *J. Appl. Phys.* **95** 3285
- [30] Capece A M, Polk J E, Mikellides I G, Shepherd J E 2014 *J. Appl. Phys.* **115** 153302

## Design of input parameters and operating characteristics for multi-mode 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 Electronical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

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

( Received 4 November 2021; revised manuscript received 21 November 2021 )

### Abstract

In view of the requirements for the application of electric propulsion system to China's asteroid deep space exploration mission, the relationship between input parameters and output characteristics of the thruster is established based on the basic plasma theory, and the input parameters such as screen grid voltage, beam current, anode current, acceleration voltage and propellant flow rate at each operating point are designed. The operating characteristics of the thruster are studied experimentally and theoretically. The test results show that under the design input parameter values, the maximum error of thrust is less than 3% and the maximum error of specific impulse is less than 4% at 23 operating points, the ion thruster can operate steadily in an input power range of 289–3106 W, thrust range of 9.7–117 mN, specific impulse range of 1220–3517 s, and efficiency range of 23.4%–67.8%. The electron backstreaming limited voltage decreases monotonically with thrust increasing and its minimum and maximum thrust value are 79.5 V and –137 V, respectively. The discharge loss decreases from 359.7 to 210 W/A as the power increases, and there is an adjusted turning at the input power 886 W, the efficiency increases with power increasing and after 1700 W the efficiency growth rate slows down and stabilizes. The optimum operating interval should be selected in practical on-orbit application. Controlling these parameters reasonably can improve thruster performance and lifetime. A 300-h wear test shows that the thruster works stably and the performance indicators meet the design requirements of  $\pm 3\%$  uncertainty.

**Keywords:** ion thruster, multi-mode, input parameter design, discharge loss

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

**DOI:** 10.7498/aps.71.20212045

\* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61601210), the Science and Technology Program of Gansu Province, China (Grant No. 21JR7RA744), and the Fund for Distinguished Young Scholars of China Academy of Space Technology.

† Corresponding author. E-mail: 1171341698@qq.com