

多模式离子推力器放电室和栅极设计 及其性能实验研究*

李建鹏¹⁾²⁾ 赵以德²⁾ 靳伍银^{1)†} 张兴民²⁾ 李娟²⁾ 王彦龙²⁾

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)

(2022 年 4 月 17 日收到; 2022 年 6 月 9 日收到修改稿)

针对小天体探测任务对离子推力器设计要求, 完成总体方案设计, 开展了四极环形磁钢会切场放电室和凸面三栅变孔径栅极设计, 采用试验研究和理论分析的方法研究了放电室、栅极设计的合理性及匹配性, 试验结果表明: 多模式离子推力器实现了宽范围稳定放电和引出, 在 277—3120 W 功率下, 推力从 9.9 mN 线性增加到 117.2 mN, 比冲从 1269 s 台阶上升到 3492 s, 束流发散角从 30.7°下降到 26.8°并趋于稳定, 各工作点矢量偏角小于 1.5°, 束流平直度大于 0.75, 栅极稳定化处理是控制栅间距一致性的重要方法, 采用应力释放钨安装环热设计后栅极间距极差得到有效控制, 最大下降百分比为 90%, 本研究为离子推力器多模式化设计及在轨应用工程研制提供参考。

关键词: 离子推力器, 多模式, 环形磁钢会切场, 凸面三栅变孔径, 热设计

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

DOI: 10.7498/aps.71.20220720

1 引言

离子电推进因其高比冲、长寿命、推力宽范围精确可调等优势成为先进卫星平台的标志, 为航天器提供动力, 在星际深空探测领域, 多模式离子推力器更是受到各国的普遍重视并得到工程应用^[1–3]. 美国 DS-1 和 DAWN 号深空探测器配备 NSTAR-30 推力器, 口径为 30 cm, 放电室设计采用三极环型会切场, 离子光学系统采用凸面钨双栅, 推力在 20—92 mN 宽范围可调^[4–6], 随后研发 36 cm NEXT 推力器, 放电室采用多极环切场, 并采取多余物抑制措施, 离子光学系统为钨双栅结构, 推进剂采用放电室反向供给, 推力在 26—236 mN 宽范围可调, 比冲最高 4200 s^[7]. 同时针对深空探测美国也开发

了口径为 57 cm 的 NEXIS 推力器, 放电室采用六极环切场, 离子光学系统采用碳碳复合材料, 功率覆盖范围 13—28 kW^[8]. 22 cm T6 推力器采用发散场磁场构型放电室, 钨钨空心阴极, 变孔径钨屏栅 + 碳加速栅凹面双栅离子光学系统, 在 2.43—4.50 kW 功率下, 推力 75—145 mN, 比冲最高达到 4120 s^[9].

国内外学者就多模式离子推力器等离子体运动、碰撞、激发、电离、输送、约束等开展了大量理论研究^[10–14], 放电室仿真模拟方面, Brophy 和 Wilbur^[15] 建立了描述放电室性能的零维模型, Arakawa 和 Wilbur^[16] 与 Mahalingam 和 Menart^[17] 基于 PIC-MCC 算法通过二维模型探究了磁场结构对放电室等离子体的约束. Wang 等^[18]、陈茂林等^[19]、龙建飞等^[20] 以及 Wirz 和 Goebel^[21] 通过仿

* 国家自然科学基金 (批准号: 61601210)、甘肃省青年科技基金计划 (批准号: 22JR5RA789)、甘肃省科技计划 (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

真研究了多模式离子推力器离子光学系统设计及其对推力器的影响,多模式离子推力器在国外已实现在轨应用,公开研究成果聚集于在轨表现,地面磨损测试等方面,但对离子推力器多模式化研究、详细工程设计报道较少.

我国研究起步较晚,兰州空间技术物理研究所研制的单工况点 LIPS-200、双工况点 LIPS-300 推力器适用于地球同步轨道卫星,分别于 2017 年、2020 年实现在轨工程应用^[22–24],针对我国首次小天体探测任务探测器与太阳距离 1—3.5 AU 大范围变化需求,设计了 300—3000 W 多工作点电推进系统,为小天体探测器从地球向主带彗星转移段提供必要的推力^[25].

本文基于我国首次小天体探测任务对推力器的实际需求,提出总体方案设计,开展放电室宽范围适应性、离子光学系统屏栅变孔径及热稳定性设计,搭建性能测试、热稳定性和束流分布特性测试平台,验证推力器放电室、离子光学系统设计的合理性及匹配性,本文的研究对离子推力器多模式化设计及工程化样机研制有重要意义.

2 多模式离子推力器设计

离子推力器多模式设计要求提供原初电子的主阴极具有宽范围电子发射能力,放电室兼顾宽范围适应性和小功率放电稳定性,离子光学系统要解决大功率模式下栅极中心束流欠聚焦和小功率模式下栅极边缘束流过聚焦问题,最终通过放电室与离子光学系统匹配设计实现较高的束流平直度,离子推力器在结构、几何参数一定的条件下,通过电气参数的控制实现多模式调节和稳定输出.

2.1 总体方案设计

推力器总体方案设计:为了提升放电室放电效率、改善放电室下游束流分布特性,放电室采用四极环形会切场构型,永磁铁为耐高温低磁损钕钴材料,空心阴极采用 20 A 全石墨触持极六硼化镧发射体方案,离子光学系统采用高引出、低溅射率三栅极技术方案以提高工作寿命,并采用应力释放结构及钼材料安装环增加了热稳定性,供电采用高低压分组及大电流供电内引线三线并联技术方案,总体承力结构采用主支撑环集成式框架设计.

2.2 放电室

放电室是产生和约束等离子体的场所,小天体探测多模式离子推力器放电室的设计需要重点考虑功率宽范围适应性和低功率下放电稳定性.

束电流口径设计是推力器设计的初始条件,由 Child-Langmuir 方程可得栅极组件的最大束电流密度为^[26]

$$J_{\max} = \frac{4}{9} \varepsilon_0 \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \frac{V_t^{3/2}}{l_g^2}, \quad (1)$$

式中, ε_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; l_g 为栅极有效栅间距, $l_g = \sqrt{(l_g + t_s)^2 + \frac{d_s^2}{4}}$, l_g 为栅极间距, t_s 为屏栅厚度, d_s 为屏栅孔直径; V_t 为屏栅与加速栅之间的电压.

考虑推力器可靠性设计裕度,取极限束电流密度的 80% 为推力器工作最大电流密度,则束电流口径:

$$D_b = 2 \sqrt{\frac{I_{b \max}}{(J_{\max} \times 80\%) \cdot \pi}}. \quad (2)$$

推力器最大工况下 $I_{b \max} = 2.1$ A,结合下文栅极设计参数,束电流口径需大于 24.6 cm,考虑设计裕度及栅极抗力学特性,栅极口径设计为 30 cm.

其中放电室口径 D_d 取值一般较束电流口径略大^[27],取:

$$D_d = (1-1.2) D_b. \quad (3)$$

放电室长度设计需要兼顾工质利用率和电离效率,长径比 L_d/D_d 一般在 0.4—1 范围内分布,放电室几何构型采用直段阳极筒+锥段阳极筒的方式,这主要是为了增加原初电子的约束长度,提高推力器效率和束流均匀性,减少对栅极的溅射刻蚀,提升推力器寿命.

多模式离子推力器整体结构设计参数来源于最大功率约束条件下束流口径,极限束电流密度等.最小功率点下,离子推力器放电室内工质气体流率较小,为了兼顾最大功率点设计要求,放电室几何参数较大,小流率下放电室中性气体浓度低,当阴极发射电流一定,放电室等离子体密度低容易引发放电不稳定.

因此主阴极发射电流和工质流量大小也是影响推力器小功率下放电稳定性的重要因素,通过增加放电室气体工质流量,牺牲推力器工质利用率,

增大主阴极触持电流牺牲效率可提高多模式离子推力器小功率下放电稳定性. 但为了提升推力器性能, 拓宽推力器多模式调节能力, 需要开展磁场的优化设计.

多模式离子推力器放电室磁场由四组磁环组成, 如图 1 所示, 分别为上磁极、中磁极、锥段磁极和下磁极, 通过偶数的四极场可以使靠近栅极的区域趋向为无场区, 使得喷口处等离子体密度均匀性得到改善, 满足功率宽范围多工作点输出要求.

环形会切场放电室将摆放永磁铁的四周打开, 南北极方向交替的永磁体组成的磁场结构如图 2 所示, 从图可以看出, 永磁铁会形成尖头形磁力线结构, 靠近永磁铁的磁感应强度有一个最大值, 并沿着腔内方向变小, 这种结构使得放电室等离子体空间的大部分为无磁场区.

其中放电室磁场强度的空间分布为^[26]

$$B_y(x, y) = \frac{\pi w B_0}{2d} \cos\left(\frac{\pi x}{d}\right) e^{-\pi y/d}. \quad (4)$$

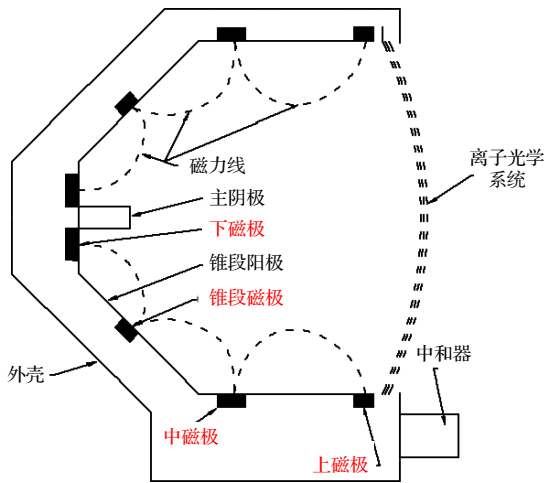


图 1 四极环形磁铁会切场示意图

Fig. 1. Schematic diagram of ring magnets cusp field.

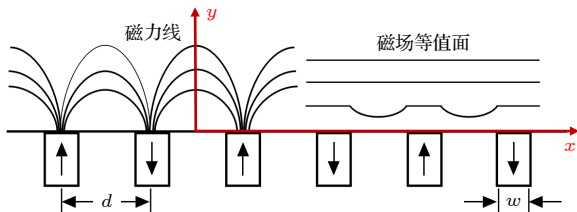


图 2 四极会切磁场多极边界剖面图, 包括磁力线及磁场等值线分布

Fig. 2. Cross section (side) view of a four-ring-cusp magnetic multipole boundary showing the magnetic field lines and examples of contours of constant magnetic field.

B_y 是磁极表面的磁场强度, d 是磁极间的距离, w 是磁极的宽度, x 是沿着阳极壁面距离磁极的距离, y 是与阳极壁垂直的方向.

磁铁间中心线总的磁场强度为

$$B(y) = \frac{2(2q\delta)yd}{\left(\frac{d^2}{4} + y^2\right)^2} = \frac{2Myd}{\left(\frac{d^2}{4} + y^2\right)^2}. \quad (5)$$

q 是磁偶极子数量, δ 是磁铁高度的一半, M 是每个磁铁单位长度的磁偶极子磁场强度, 等于磁偶极子的数量乘以磁铁长度:

$$M = \frac{B_r V_m}{4\pi w}, \quad (6)$$

其中 B_r 是磁铁剩磁, V_m 是磁铁体积.

由上式可知, 当 $y = \frac{d}{2\sqrt{3}}$ 时, 磁场强度最大, 为

$$B(y_{\max}) = 5.2 \frac{M}{d^2}. \quad (7)$$

放电室磁场设计要兼顾放电高效性、均匀性、小功率下稳定性, 磁场强度高可提升推力器效率, 但太高会导致阳极吸收面积较小, 阳极面积小到一定值时等离子体电位将变为负值, 放电电压一定, 负等离子体电位降低了原初电子能量, 电子、原子的碰撞频率降低, 电离率下降, 放电室在小功率下放电震荡变大, 甚至导致推力器熄弧.

离子推力器放电电流:

$$I_a = \frac{1}{4} \left(\frac{8k_B T}{\pi m} \right)^{1/2} e n_e A_a \exp(-e\phi/k_B T_e), \quad (8)$$

其中 k_B 为玻尔兹曼常数, $1.3807 \times 10^{-23} \text{ J/K}$; T_e 为电子温度, eV; m 为电子质量, kg; e 为电子电量, $1.602 \times 10^{-19} \text{ C}$; n_e 为等离子体电子密度, m^{-3} ; A_a 为阳极表面能吸收电子和离子的面积大小, m^2 ; ϕ 为阳极的等离子电势, V.

A_a 与电子和离子的拉莫尔半径有关:

$$A_a = 4r_h L_c = 4\sqrt{r_e r_i} L_c, \quad (9)$$

其中 r_h 为混合拉莫尔半径, m; L_c 为磁极的总长度, m; r_e 为电子拉莫尔半径, m; r_i 为离子拉莫尔半径, m.

从 (9) 式可以看出, 随着磁场强度减小, 阳极表面能吸收电子和离子的面积 A_a 增大, 放电电流增大, 即放电电流与磁场强度成反比. 为了避免小功率下推力器出现放电不稳定甚至熄弧现象, 通过减弱放电室磁场强度可增加磁空区, 进而提高放电均匀性, 同时由于磁场对原初电子运动约束能力的

降低, 放电电流增加, 通过减弱磁场与放电电流的设计匹配, 可满足小天体多模式离子推力器低功率下稳定放电需求.

基于离子推力器口径和放电室几何构型, 尺寸, 磁场设计中磁极数量和强度的选择要考虑将磁场控制在阳极表面区域, 增大放电室内部的磁空区, 迭代优化后放电室内部磁感应强度分布如图 3 所示, 兼顾宽范围放电室均匀性和小功率下放电稳定性, 多模式离子推力器放电室设计参数如表 1 所列.

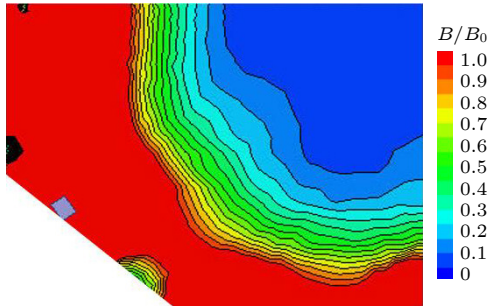


图 3 放电室磁感应强度等值线

Fig. 3. Magnetic field contours in the ion thruster discharge chamber.

表 1 离子推力器放电室设计参数

Table 1. Design parameters of the ion thruster discharge chamber.

几何构型	直段 + 锥段阳极筒
放电室口径和栅极直径比	1—1.2
长径比	0.4—1
磁极数	4
无量纲后磁极间距离	0.6—0.85
闭合磁等势线/Gs	50—60
磁体体积宽度比/cm ²	0.4—0.8
永磁体剩磁/Gs	≥9500
永磁体矫顽力/(kA·m ⁻¹)	≥700

2.3 离子光学系统

离子光学系统其引出性能取决于本身的设计特性和与上游放电室等离子体分布的匹配性. 离子光学系统引出束流因空间电荷效应限制而遵守 Child-Langmuir 方程, 一定总加速电压下, 用单孔导流系数 p 表征离子光学系统的引出能力

$$p = \frac{i_b}{V_t^{3/2}} = \frac{\pi \epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \frac{d_s^2}{l_e^2}. \quad (10)$$

i_b 为单孔束流强度, 因此, 要使离子光学系统获得较大的导流系数就需要栅极的孔径大于栅间距, 理

想的离子光学系统要求是束流密度高、发散角小、均匀度高, 选取合适的栅极孔径和栅间距离可以获得适宜的导流系数, 从而获得较好的离子引出, 减小对栅极的轰击.

凹面栅极会挤占放电室空间, 沿栅极表面想要设计成无场区较困难, 束流平直度较差, 进而引起栅极温度梯度增加, 溅射加剧, 同时选择球面凸栅可保证栅极在宽范围引出热循环工况下形变方向的一致性, 因此选择面向小天体探测的多模式离子推力器采用凸面三栅结构.

束流均匀性直接关系着推力器的寿命和可靠性, 为了提升推力器束流均匀性, 采用变孔径屏栅孔径 $d_s(r)$ 与等离子体密度 $n_i(r)$ 和电子温度 $T_e(r)$ 分布相匹配, 即屏栅上不同径向位置的屏栅孔径按该位置的 n_i 和 T_e 来确定, 单孔束流 i_b 与等离子体密度 n_i 、电子温度 T_e 、损失因子 $\exp(-2t_s/d_s)$ 和屏栅孔径 d_s 各个参数的关系为 [27]

$$i_b \propto n_i \sqrt{T_e} \exp\left(-\frac{2t_s}{d_s}\right) d_s^2. \quad (11)$$

将屏栅进行分区, 然后计算出各区域 n_i 和 T_e 的相对平均值, 若将 (11) 式指数项展开为级数, 可得

$$\exp\left(-\frac{2t_s}{d_s}\right) = 1 - \frac{2t_s}{d_s} + \frac{2t_s^2}{d_s^2} - \dots \quad (12)$$

一般 $\frac{t_s}{d_s}$ 取 0.15—0.2, $\frac{2t_s^2}{d_s^2} \approx 0.06$, 一级近似可忽略二次方以上项, 根据 (11) 式和 (12) 式可得

$$\frac{i_{b,k}}{i_{b,j}} = \frac{n_{i,k} \sqrt{T_{e,k}} \left(1 - \frac{2t_s}{d_{s,k}}\right) d_{s,k}^2}{n_{i,j} \sqrt{T_{e,j}} \left(1 - \frac{2t_s}{d_{s,j}}\right) d_{s,j}^2}, \quad (13)$$

式中, 下标 k 代表 k 区域, 下标 j 代表 j 区域. 根据各区域内单孔引出束流相同, 即 $i_{b,k} = i_{b,j}$, 确定不同区域的屏栅孔径 $d_s(r)$, 参数如表 2 所列, 通过不同的孔径引出相同的束流来改善束流密度均匀性, 其示意图如图 4 所示.

表 2 离子光学系统屏栅变孔径分区及归一化后参数

Table 2. Normalized parameters for screen grids with variable aperture zones.

分区	分区范围	孔径
0—OA	0—3	1
OA—OB	3—5	1.05
OB—OC	5—12	1
OC—OD	12—15	0.94

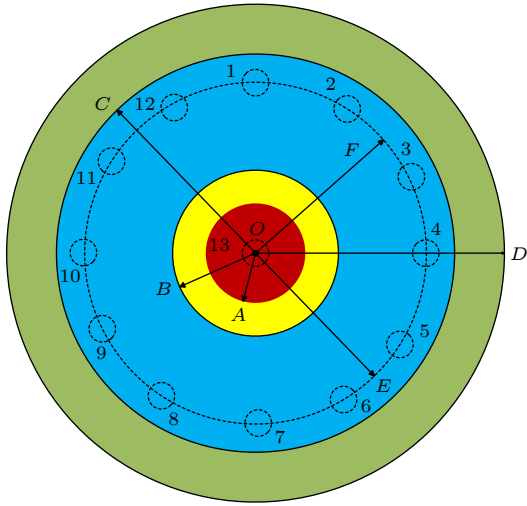


图4 变孔径屏栅示意图

Fig. 4. Diagram of the variable aperture screen grid.

推力器热态点火时, 栅极材料受热膨胀造成屏栅、加速栅和减速栅之间的间距沿着半径方向发生变化, 由于各电极间厚度、几何透明度、能量沉积的差异性, 三栅极工作时各电极的变形速率和变形量不同, 栅间距分布不一致使得导流系数发生改变, 栅孔对中性差使得离子运动轨迹发生偏移, 影响束流均匀性和推力器寿命. 栅极组件初始设计采用无应力释放钛合金支撑环方案, 点火中推力器双栅间束流闪烁较多, 在高功率点火后甚至出现栅片边缘翘曲现象, 如图5所示.

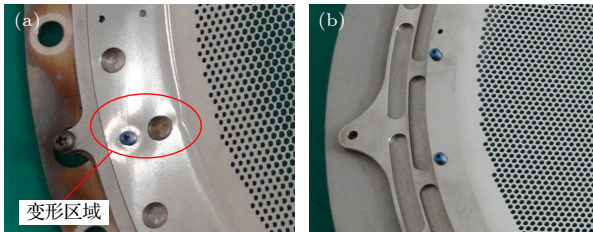


图5 改进前后栅极边缘变形情况对比 (a) 无应力释放钛安装环; (b) 应力释放钼安装环

Fig. 5. Comparison of grid edge deformation before and after improvement: (a) Ti mounting ring without strain relief; (b) Mo mounting ring with strain relief.

为了满足多模式离子推力器栅极组件宽范围束流引出需求, 提高束流均匀性, 延长寿命. 采取以下措施提高栅极组件热稳定性: 1) 将栅极组件安装环设计在推力器放电室外部, 以降低安装环处温度, 减小放电室对栅极组件边缘的热影响; 2) 栅极安装环采用钼材料代替之前的钛合金材料, 使工作时安装环与栅片间的热变形协调一致; 3) 栅极安装环设计应力释放槽, 提高栅极在高温下的形变

一致性, 图5给出了优化前采用无应力释放钛安装环和优化后采用应力释放钼安装环栅极边缘变形示意图, 可以看出优化后推力器高温工况下栅片边缘无翘曲, 热稳定性好.

基于多模式离子推力器离子光学系统束流宽范围引出特性, 设计参数如表3所列.

表3 离子光学系统设计参数

Table 3. Design parameters of the ion optical system for ion thrusters.

参数名称	参数指标
栅极材料	Mo
栅极直径/cm	30
束流直径/cm	28.6
屏栅加速栅厚度比	1:1.1
加速栅减速栅厚度比	1:1.1
屏栅加速栅孔径比	3:2
屏栅减速栅孔径比	9:8
栅间距	1
屏栅加速栅透明度比	1.45
屏栅减速栅透明度比	2.52

空心阴极设计发射电流 20 A, 为了满足长寿命需要, 阴极触持极为全石墨材料, 空心阴极发射体为六硼化钨材料. 图6为推力器原理样机照片, 图7为推力器现场工作图.

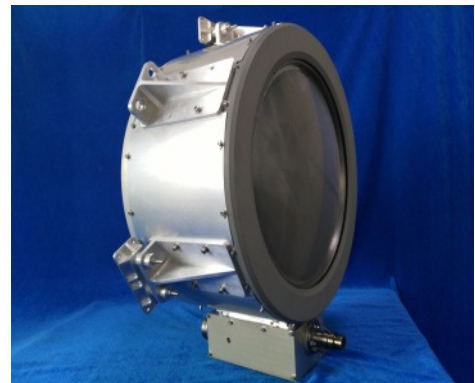


图6 离子推力器原理样机

Fig. 6. Ion thruster prototype model.

3 试验系统和方法

离子推力器性能测试实验是在 TS-7 B 电推进真空实验系统上开展的, 设备参数参考文献 [3], 试验组成如图8所示, 采用激光干涉推力测量系统对推力进行实测, 对比冲进行计算.



图 7 离子推力器点火照片
Fig. 7. Discharge of the ion thruster.

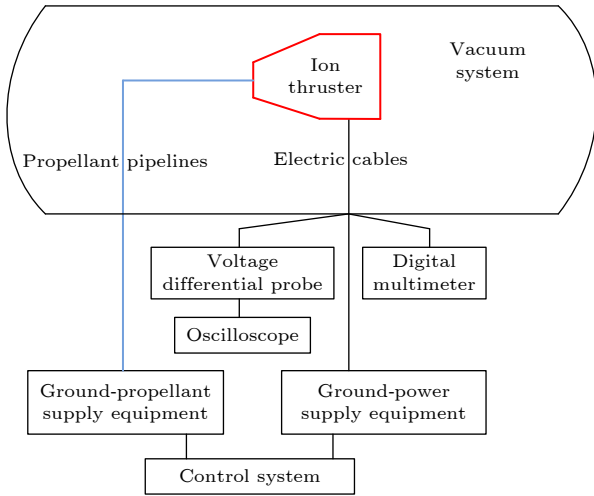


图 8 试验组成图
Fig. 8. Schematic diagram of experimental principle.

束流发散角和推力偏角是束流特性的重要表征量,其测试方法是:通过探针采集所在测点的电流密度来确定束流面积和束流中心,根据束流面积计算束发散角 γ ,根据束流中心计算推力偏心角 λ ,束流发散角通过测量离子推力器出口下游 1000 mm 处束流密度分布得到,束流均匀性分布测量采用单法拉第探针在束流下游通过线扫描的方式进行测量。

束发散角:

$$\gamma = 2\arctg \frac{\Phi_T - \Phi_B}{2L}, \quad (14)$$

式中, γ 为推力器束流发散全角,一般指束流覆盖 90% 的区域; Φ_B 为推力器束径 (300 mm); Φ_T 为束发散角测试直径; L 为法拉第筒到推力器出口的距离。

推力偏角:

$$\lambda = \tan^{-1} \frac{d}{L_0}, \quad (15)$$

其中 d 为法拉第探测面处束流中心到推力器中心轴线的距离; L_0 为束流发散角所在直线与推力器中心轴线的交点到法拉第探针探测面的距离。

性能测试试验:在额定供电、供气参数下进行 23 个工作点下的测试试验^[25],采用激光干涉推力测量系统进行推力实测和比冲计算。

栅极热稳定性设计验证:在推力器不引束流的冷态情况下开展栅极间距测试,测试时,在栅片上设置有 13 个间距测量点,其中 1—12 测量区域为栅极半径 OF (200 mm) 处所在直径 15 mm 的圆心区域,如上图 3 所示,表征栅极四周区域间距的变化,13 测量区域为圆心 O 所在直径 15 mm 区域,表征栅极中心区域的间距变化。

4 结果和讨论

4.1 功率与束电流、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:

$$P_{in} = V_b I_b + V_d I_d + |V_a| I_a + V_k I_k + V_n I_n, \quad (16)$$

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。

离子推力器工作参数与性能的关系如下^[23]:

推力:

$$F = \alpha\beta\sqrt{\frac{2M}{e}}U_b I_b, \quad (17)$$

其中 α 为发散角修正系数; β 为双荷离子修正系数; M 是氙离子的质量, 2.18×10^{-25} kg; g 为重力加速度, 9.8 m/s^2 ; e 是电子的电量, 1.6×10^{-19} C; U_b 为束电压; θ 为 90% 束流区域内的发散角半角。

采用激光干涉推力测量系统对推力进行实测并与 (17) 式对比修正, α 取 0.972, β 取 0.977. 比冲按 (18) 式计算:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g}. \quad (18)$$

从图 9 和图 10 可以看出,多模式离子推力器设计合理,实现了功率宽范围稳定放电和束流可靠引出,能够满足多工作点变推力需求,束电流随功率增大,从 0.3 A 不断上升到 2.1 A,推力随功率近线性增加,在 277—3120 W 功率下能够实现 9.9—117.2 mN 变推力宽范围工作,推力实测值与计算

值最大误差小于 2.7%，比冲随功率增加开始快速增大，台阶上升，到达一定值后趋于稳定。

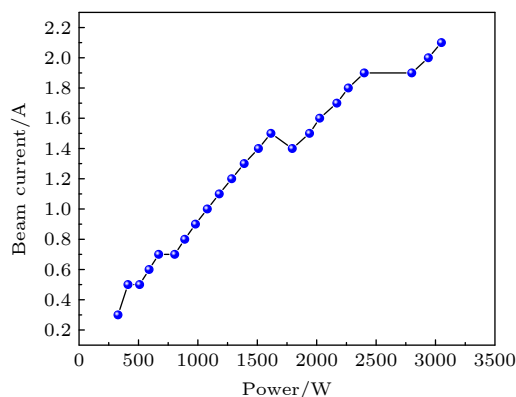


图 9 离子束电流随功率变化曲线

Fig. 9. Ion beam current as a function of input power.

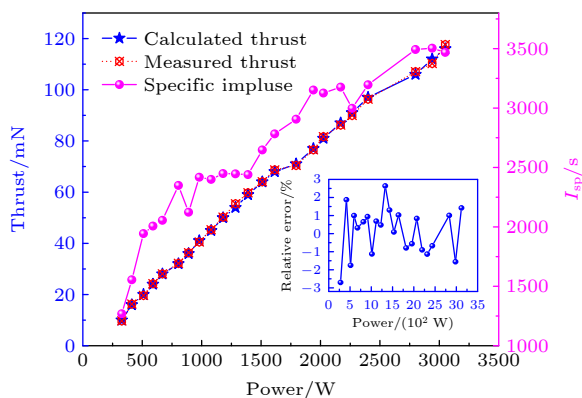


图 10 推力、比冲随功率变化曲线

Fig. 10. Thrust, specific impulse as a function of input power.

功率宽范围调节策略分为 2 步，首先是保持屏栅电压一定，精确调节阳极电流和放电室流率，在其屏栅电压下引出不同束流，实现功率小范围调节，再通过大步长调节屏栅电压实现功率的宽范围调节，离子推力器工质流量供给分为 3 路，即中和器、主阴极和阳极，一定栅极电压下，离子推力器的比冲取决于流率，推力器宽范围调节流率设置原则是：工作点一定，主阴极、中和器工作在点状模式且比冲最大化，即中和器、阴极工作在点状模式的流率最小值为该工作点流率设计值，阳极流率设置要求是放电室工质利用率不高于放电损耗突增转折点，且最高不超过 90%，通过电气参数大小步长迭代调节能够实现比冲在 1269—3492 s 宽范围工作。

4.2 栅极热稳定性设计验证

栅间距和栅间距分布一致性是离子推力器多

模式调节和长寿命实现的重要影响因素，这是由于栅极几何参数不变，一定束电流下，受离子光学系统交叉限制和导流系数限制，栅极可正常聚焦的总加速电压范围一定，即栅极束流正常聚焦引出的限制其实为束电流和总加速电压之间的限制关系^[26]。如果栅间距不一致，则交叉限制屏栅电压受限于栅极的最小热态栅间距，同时导流系数限制屏栅电压又受限于栅极的最大热态栅间距，栅极可正常聚焦多模式调节范围变小，当工作在最优导流系数附近，栅极通过静电场的作用对离子聚焦、定向和加速，能够避免栅极对离子的拦截。当工作电压或者是电流超过极限范围后，由于栅极间的空间电荷饱和效应会造成离子发散角急剧增加，并导致高能离子对加速栅和减速栅直接轰击，降低推力器工作寿命。

离子推力器栅极为薄壁多孔弱刚度结构，由于受到等离子轰击存在热变形，在工程应用中为了保证栅极组件在多次热冲击下的稳定性，通常在栅极初始装配后开展栅极稳定化热处理，方法是将初装的栅极组件装配与离子推力器上按照低功率-高功率，高功率-低功率顺序开展束流引出，通过高低温循环释放栅极加工、制造、装配产生的应力，因此在热稳定性验证实验中分别测量初始装配和热稳定化后栅极间距用以评估热设计。

图 11 给出了栅极组件采用无应力释放钛安装环和应力释放铝安装环屏栅-加速栅各测量点间距测量值。优化前，栅极组件初始装配后屏栅-加速栅二者间距为 0.912 mm，稳定化后释放了应力，二者间距增大到 1.140 mm，初始装配与稳定化后间距对比，四周变化百分比 25%，中心变化百分比 25.8%。优化后，栅极组件初始装配后屏栅-加速栅二者间距为 0.892 mm，稳定化后变化为 1.023 mm，四周前后变化百分比 14.6%，中心变化百分比 18.5%。

图 12 给出了优化前后加速-减速栅各测量点间距测量值，采用无应力释放钛安装环，栅极初始装配和稳定化处理后加速-减速栅二者间距分别为 0.798 mm 和 1.004 mm，采用应力释放铝安装环栅极初始装配后加速-减速栅二者间距为 0.804 mm，稳定化后变为 0.825 mm，四周前后变化百分比从优化前的 25.8% 降低到 2.6%，中心前后变化百分比从优化前的 20.8% 降低到 7.4%。表 4 给出了优化前后栅极稳定化处理后栅间距变化对比数据。从表 4 可以看出，采用应力释放结构优化和铝安装环材料优化热设计提升了栅极热稳定性，屏栅-加速

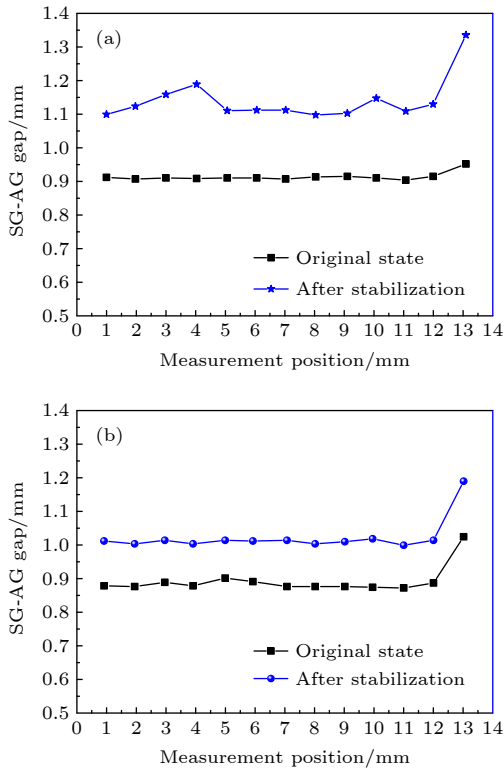


图 11 不同测量点屏栅-加速栅间距 (a) 优化前; (b) 优化后
Fig. 11. Screen grid-acceleration grid spacing at different measurement position: (a) Before optimization; (b) after optimization.

四周极差从 0.1 mm 降低到 0.01 mm, 中心极差从 0.330 mm 降低到 0.180 mm, 加速-减速四周极差从 0.290 mm 减低到 0.075 mm, 中心极差从 0.290 mm 降低到 0.115 mm, 中心极差较四周大, 主要是因为离子推力器栅片连接采用四周固定, 在栅极组件经历高温工况后远离固定位置的中心发生较大的偏移.

4.3 束流分布特性

图 13 给出了推力器不同工作点下的束流发散角、推力偏角测试结果, 可以看出最小功率工作点 277 W 时, 束流发散角为 30.7° , 其余工作点束流发散角均小于 30° , 矢量偏角均在 1.5° 以内, 符合设计预期, 有利于长寿命实现, 且随着功率的增加, 束流发散角呈现变小趋势并趋于稳定, 分析认为该现象与栅极组件引束流的聚焦性有关, 离子鞘层形状相对栅极位置并非固定不变, 而是受等离子体密度, 栅间电压, 栅极材料特性、栅孔孔径和间距等各种因素的影响, 理想工作条件下, 鞘层弯曲成球冠状, 凹面对着屏栅孔, 使得鞘面发射的离子全部进入屏栅孔内, 离子有理想聚焦的运动轨迹, 小功

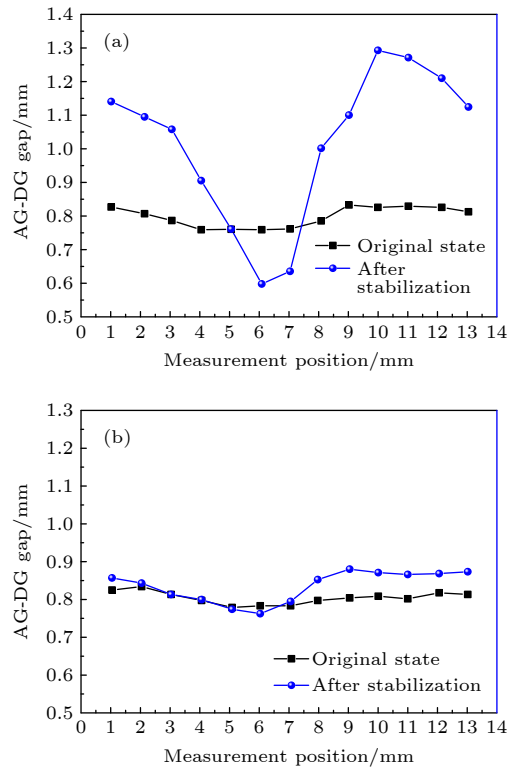


图 12 不同测量点加速栅-减速栅间距 (a) 优化前; (b) 优化后
Fig. 12. Accelerator-decelerator spacing at different measurement position: (a) Before optimization; (b) after optimization.

表 4 优化前后栅极稳定化处理后栅间距变化量
Table 4. Variation in grid gap with stabilization before and after optimization.

		四周变化量/mm	中心变化量/mm	四周极差/mm	中心极差/mm
屏栅-加速	优化前	0.228	0.235	0.100	0.330
	优化后	0.131	0.165	0.010	0.180
加速-减速	优化前	0.206	0.166	0.290	0.290
	优化后	0.021	0.060	0.075	0.115

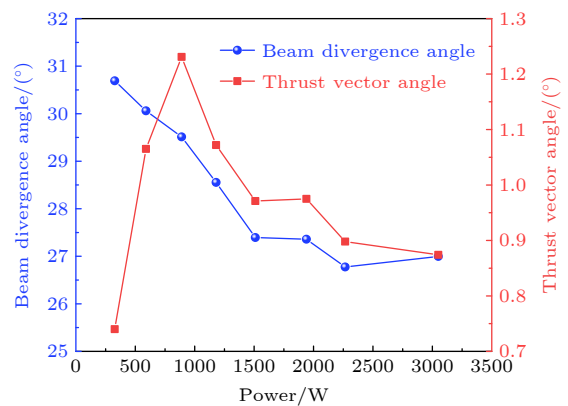


图 13 推力器不同工作点下的束流发散角和矢量偏角
Fig. 13. Beam divergence angle and thrust vector angle at different operating points.

率工作点下等离子体密度低,鞘层与离子加速区域较远,部分离子束过聚焦导致束流发散角大^[23].此外,高功率下束流发散角较小也与导流系数 p 有关,随着功率的增大,等离子体密度增大,沉积在栅极组件的能量变大,栅极有效间距 le 减小促使栅极导流能力增强,束流发散角变小,后续采用边缘变孔径设计,以解决小功率下边缘区域束流欠聚焦问题.

离子束流的均匀性是离子推力器设计的关键指标,是影响离子推力器宽范围调节和长寿命实现的关键因素.推力器束流密度径向分布测试是准确评估束流平直度的有效方法,束流密度径向分布曲线是束流均匀性的表征量,可为推力器性能改善和寿命优化提供数据,图14给出了推力器功率最大工况点1.2倍拉偏下栅极热稳定性设计优化前后束流密度对比曲线,可以看出,改进前离子推力器束流密度分布呈双山峰形,改进后密度分布曲线基

本为平顶形,束流均匀性较好,束流平直度提升了10%.图15给出了优化后7个典型工作点下束流密度径向分布特性测试结果,可以看出多模式离子推力器随着功率增大,束电流密度增大,在不同的工作点下束流密度分布曲线无尖峰,较平缓,束流均匀性较好,束流平直度达到0.75,说明多模式离子推力器放电室磁场和离子光学系统设计合理且匹配良好,能够满足电推进系统多模式、长寿命设计要求.

5 结 论

1) 基于小天体探测任务对电推进系统的设计需求,提出四极环形会切场放电室,凸面三栅变孔径栅极,全石墨触持极六硼化镧发射体空心阴极、集成式主支撑环承力结构的总体设计方案,开展了功率宽范围适应性、低功率放电稳定性的放电室参数详细设计;

2) 通过变孔径屏栅设计方案实现了引出束流与放电室电子温度分布相匹配,束流均匀性好,各工况下束流平直度大于0.75,提出应力释放铝安装环热设计并开展试验验证,结果表明:栅极稳定化处理是控制栅间距一致性的重要方法,优化后栅极变形得到有效控制,栅极间距极差最大下降百分比为90%,优化前后屏栅-加速,加速-减速四周极差分别从0.10 mm, 0.290 mm下降到0.01 mm和0.075 mm,中心极差分别从0.330 mm, 0.290 mm下降到0.180 mm和0.115 mm;

3) 搭建了离子推力器性能测试和束流特性测试平台,试验结果表明:多模式离子推力器推力随功率近线性增加,比冲随功率台阶上升,束流发散角随功率呈现变小趋势并趋于稳定,在277—3120 W功率下能够实现推力在9.9—117.2 mN,比冲在1269—3492 s宽范围稳定工作,各工作点束流发散角小于30°,矢量偏角小于1.5°.

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] Li J P, Jin W Y, Zhao Y D 2022 *Acta Phys. Sin.* **71** 015202 (in Chinese) [李建鹏, 靳伍银, 赵以德 2022 物理学报 **71** 015202]
- [4] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, Garner C E, Henry M D, Nakazono B, Noon D 2003 *Presented at the 39th*

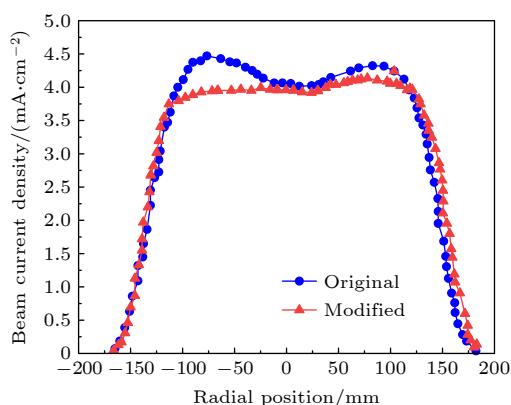


图14 栅极热稳定设计优化前后束流密度分布

Fig. 14. Radial beam current density profile before and after optimization of grid thermal stabilization design.

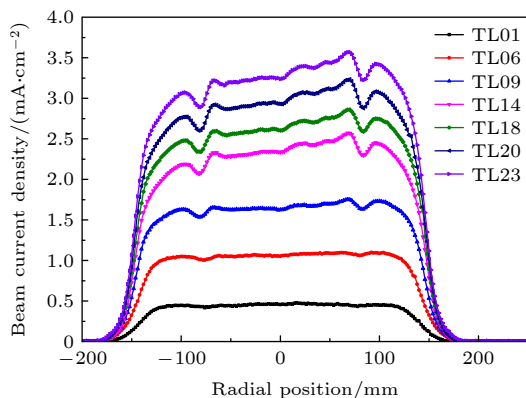


图15 推力器不同工作点下的束流密度分布

Fig. 15. Radial beam current density profile at different operating points.

- AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, USA, July 20–23, 2003 p2003-4542-1
- [5] Rayman M D, Varghese P, Lehman D H, Livesay L 2000 *Acta Astronaut* **47** 475
- [6] 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
- [7] 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
- [8] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J 2007 Presented at the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Cincinnati, USA, July 08–11, 2007 p2007-5212-1
- [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] Jahn R G, Von J W 2006 *Physics of Electric Propulsion* (New York: Dover Pubns) p68
- [12] Farnell C C, Williams J D 2011 *Plasma Sources Sci. Technol* **20** 025006
- [13] Bittencourt J A 1980 *Fundamentals of Plasma Physics* (New York: Springer) p95
- [14] Piel A, Brown M 2011 *Phys. Today* **64** 55
- [15] Brophy J R, Wilbur P J 1985 *AIAA J* **23** 1731
- [16] Arakawa Y, Wilbur P J 1991 *J. Propul. Power* **7** 125
- [17] Mahalingam S, Menart J A 2002 Presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences Indianapolis, USA, July 7–10, 2002 p2002-4262-1
- [18] Wang J, Polk J, Brophy J, Katz I 2003 *J. Propul. Power* **19** 1192
- [19] 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]
- [20] 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]
- [21] Wirz R, Goebel D M 2008 *Plasma Sources Sci. Technol* **17** 035010
- [22] 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
- [23] 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]
- [24] 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]
- [25] Li J P, Jin W Y, Zhao Y D 2022 *Acta Phys. Sin.* **71** 075203 (in Chinese) [李建鹏, 靳伍银, 赵以德 2022 物理学报 **71** 075203]
- [26] Goebel D M, Katz I 2008 *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster* (Hoboken: John Wiley and Sons) p115
- [27] Zhang T P, Yang F Q, Li J 2020 *Technology of ion electric propulsion* (Shanghai: Science Press) p91 (in Chinese) [张天平, 杨福全, 李娟 2020 离子电推进技术 (上海: 科学出版社) 第91页]

Design and performance test of discharge chamber and grid for multi-mode ion thrusters^{*}

Li Jian-Peng¹⁾²⁾ Zhao Yi-De²⁾ Jin Wu-Yin^{1)†}
Zhang Xing-Min²⁾ Li Juan²⁾ Wang Yan-Long²⁾

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

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

(Received 17 April 2022; revised manuscript received 9 June 2022)

Abstract

In view of the application requirements of electric propulsion system for China's asteroid deep space exploration mission, the overall scheme is designed, an ion thruster prototype model is established by using a four-ring-cusp field discharge chamber, 30-cm beam current extraction diameter three-grid ion optics system. Reasonableness and compatibility of discharge chamber and grid design are verified experimentally and theoretically. The test results are shown below. The ion thruster can operate steadily over an input power envelope of 277–3120 W, thrust increases linearly from 9.9 to 117.2 mN, specific impulse rises from 1269 to 3492 s, the beam divergence angle drops from 30.7° to 26.8° and stabilizes above a certain power value, the thrust vector angle is less than 1.5° and beam flatness parameter is greater than 0.75 at different operating points. The maximum percentage reduction in grid gap aberration is 90% with the strain relief molybdenum mounting ring thermal design. This research provides a reference for multi-mode ion thruster design and in-orbit engineering applications.

Keywords: ion thruster, multi-mode, ring-cusp field, convex triple grids with variable aperture, thermal design

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

DOI: 10.7498/aps.71.20220720

^{*} Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61601210), the Gansu Province Young Science and Technology Talents Support Project (Grant No. 22JR5RA789), 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

多模式离子推力器放电室和栅极设计及其性能实验研究

李建鹏 赵以德 靳伍银 张兴民 李娟 王彦龙

Design and performance test of discharge chamber and grid for multi-mode ion thrusters

Li Jian-Peng Zhao Yi-De Jin Wu-Yin Zhang Xing-Min Li Juan Wang Yan-Long

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 71, 195203 (2022) DOI: 10.7498/aps.71.20220720

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.71.20220720>

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

多模式离子推力器输入参数设计及工作特性研究

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

物理学报. 2022, 71(7): 075203 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20212045>

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>

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>

纳米组装相变储热材料的热设计前沿

Thermal design frontiers of nano-assembled phase change materials for heat storage

物理学报. 2022, 71(1): 016501 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211776>

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>

使用不同工质的会切磁场等离子体推力器

Cusped field thruster using different propellants

物理学报. 2018, 67(14): 145201 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20180366>