

# 高分辨率宽范围连续变推力离子推力器设计 及其天地一体化验证\*

胡竟<sup>1)3)†</sup> 谷增杰<sup>1)2)3)</sup> 王成飞<sup>1)3)</sup> 郭德洲<sup>1)3)</sup> 王大年<sup>1)3)</sup> 陈娟娟<sup>1)3)</sup>  
杨三祥<sup>1)3)</sup> 唐福俊<sup>1)3)</sup> 孙明明<sup>3)</sup> 贾艳辉<sup>1)3)</sup> 吴辰宸<sup>1)3)</sup>  
耿海<sup>1)3)</sup> 杨福全<sup>1)3)</sup> 成荣<sup>3)</sup>

1) (兰州空间技术物理研究所, 真空技术与物理全国重点实验室, 兰州 730000)

2) (西安电子科技大学空间科学与技术学院, 西安 710071)

3) (甘肃省空间电推进重点实验室, 兰州 730000)

(2025年6月27日收到; 2025年8月8日收到修改稿)

为满足重力梯度测量卫星无拖曳飞行任务和近地轨道高分辨率观测卫星精确维轨任务对离子推力器连续变推力能力及其高分辨率特性的应用需求, 对高分辨率宽范围变推力离子推力器开展了技术研究与应用验证. 基于 Kaufman 型离子推力器等离子体放电与离子束流引出两大关键物理过程之间的弱耦合性和相对分离性, 提出了发散场构型的宽范围变推力离子推力器技术方案, 开展了放电室宽范围放电稳定性设计、兼顾宽温域启动和高密度引出需求的凹球面离子光学系统构型设计以及空心阴极电流发射连续性设计等研究工作. 基于此, 完成了 10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的设计优化与地面性能评测, 并在 2023 年实现在轨飞行应用. 卫星在轨测试结果表明: 10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器可在 98.3—585.3 W 功率范围内实现 1.39—20.05 mN 的推力调节, 比冲保持在 547—3056 s 范围内, 与地面测试结果相当; 推力响应速率约为 3 mN/s, 推力分辨率不低于 15  $\mu$ N, 较地面测试结果更佳. 相比同类型传统化学推进模式下的卫星轨道控制效果, 基于 10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的卫星维轨精度提高 2 个数量级, 有效保障了卫星在轨工程任务的实施.

**关键词:** 高分辨率, 连续变推力, 离子推力器, 在轨验证

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

**DOI:** 10.7498/aps.74.20250841

**CSTR:** 32037.14.aps.74.20250841

## 1 引言

离子推力器具有寿命长<sup>[1,2]</sup>、比冲高<sup>[3]</sup>、推力精确可调<sup>[4,5]</sup>的显著优势, 在航天器姿轨控任务、深空探测主推进任务中得到广泛应用. 以离子推力器为核心的离子电推进产品能够从根本上解决化学推进发动机的推力脉冲对卫星飞行轨道和姿态控

制干扰大的问题, 是改善高性能轨道飞行器控制性能的有效手段. 尤其在重力梯度测量卫星无拖曳飞行任务和近地轨道高分辨率观测卫星精确维轨任务领域, 为保证卫星有效载荷的测量范围与灵敏度, 唯有采用高分辨率宽范围连续变推力模式的离子推力器方可实现整星工程任务的顺利实施.

在卫星高精姿轨控任务中, 高分辨率宽范围连续变推力离子推力器以其突出优势成为各国研

\* 装备预先研究项目 (批准号: 509230XXXXXX)、国家自然科学基金 (批准号: 62371213) 和国家重点研发计划 (批准号: 2021YFC2202704) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: [hjing37615486@163.com](mailto:hjing37615486@163.com)

研究的热点. 欧洲航天局 GOCE 卫星采用英国 T5 离子推力器开展卫星无拖曳飞行过程中的非重力阻尼补偿, 该推力器具备宽范围变推力调节能力, 在功率 55—585 W 下输出推力 1—20 mN, 推力分辨率 (thrust resolution, 即推力器可稳定输出的最小推力变化量) 优于 12  $\mu\text{N}$ , 在轨累计点火寿命超过 40000 h<sup>[6,7]</sup>. T6 离子推力器在功率 2.5—4.5 kW 下可实现推力 75—143 mN 的宽范围调节, 在 4.5 kW 功率下整机效率达到 64%, 比冲最高达到 4120 s<sup>[8]</sup>, 该推力器已在欧空局 BepiColombo 探测器上实现在轨应用<sup>[9-11]</sup>. 日本 IE-12 离子推力器在功率 403—580 W 下实现 11.5—17 mN 的推力调节, 比冲范围为 1136—1679 s<sup>[12,13]</sup>.

国内外就连续变推力离子推力器的放电室、空心阴极、离子光学系统的设计及其匹配性等方面开展了大量研究. Wilbur 和 Brophy<sup>[14]</sup> 构建了描述离子推力器放电室性能的仿真模型, 重点研究了离子束流、工质气体流率及离子光学系统透明度等参数对放电室性能的影响作用关系, 相关研究结果在 J-Series 推力器<sup>[15]</sup> 和 SERT-II 推力器<sup>[16]</sup> 中得到应用验证. Bennett 等<sup>[17,18]</sup> 优化了放电室磁场分布, 提升了磁场对原初电子的约束能力, 有效提高了放电室推进剂利用率. Hiatt 等<sup>[19]</sup> 研究了阳极安装位置、阴极结构尺寸等放电室关键构型参数对放电功耗及束流均匀性的影响. Menart 等<sup>[20]</sup>、陈娟娟等<sup>[21]</sup>、鹿畅<sup>[22]</sup>、赵志伟等<sup>[23]</sup> 和郭德洲等<sup>[24]</sup> 通过理论分析、实验测试等手段研究了离子推力器放电室、空心阴极及离子光学系统的关键参数设计和相关影响. 宽范围连续变推力离子推力器在国外已实现在轨飞行应用, 其公开研究成果多聚焦于推力器地面性能测试、在轨飞行表现等方面, 但对离子推力器连续变推力原理设计、详细工程设计鲜有报道.

兰州空间技术物理研究所研制的 20 cm 口径 1 kW 级的单模式离子推力器和 30 cm 口径 5 kW 级双模式离子推力器已在地球同步轨道卫星上实现飞行应用<sup>[25,26]</sup>. 本文基于近地轨道卫星无拖曳飞行任务和精确维轨任务对高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的实际应用需求, 提出了总体设计方案, 开展了放电室宽范围放电稳定性、离子光学系统凹球面构型与结构可靠性及空心阴极电流发射连续性的设计, 基于离子推力器性能诊断测试系统验证了放电室、离子光学系统及空心阴极设计的合理性及其匹配性, 最终在 2023 年发射的某卫星

上验证了高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的宽范围变推力能力及系统间的匹配性. 本文的研究对进一步推动高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的设计优化及工程应用具有重要意义.

## 2 宽范围连续变推力离子推力器设计

### 2.1 总体方案

高分辨率宽范围连续变推力离子推力器设计要求放电室可在不同功率条件下的差异化放电模式间快速调节, 并兼顾低功率放电稳定性和高功率工作可靠性的能力; 离子光学系统要解决高功率强放电模式下的低温快速启动和高低功率放电模式转换时的离子束流可靠性聚焦问题; 空心阴极需具有宽范围连续的原初电子发射能力. 在此基础上, 通过放电室、离子光学系统及空心阴极的匹配性设计与优化, 并结合电气参数的控制与调节, 最终实现推力的稳定、可靠、精细化输出.

### 2.2 放电室

放电室是离子推力器的结构中心, 其在实现工质气体电离放电的同时起着维持放电稳定性与连续性的作用. 因此, 其既是约束等离子体的“边界”, 又是控制等离子体的“媒介”. 宽范围连续变推力离子推力器放电室的设计需重点考虑不同放电强度下等离子体密度的快速调节及低功率的放电稳定性与高功率的工作可靠性.

束流直径是离子推力器放电室设计的初始条件, 由离子光学系统引出的最大离子束流和总加速电压决定. 离子光学系统所引离子束流受空间电荷效应约束而遵守 Child-Langmuir 定律, 单孔极限束流密度  $i_{\text{bmax}}$  为<sup>[27]</sup>

$$i_{\text{bmax}} = \frac{\pi}{9} \varepsilon_0 \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \frac{V_T^{3/2} d_s^2}{(l_g + t_s)^2 + d_s^2/4}, \quad (1)$$

式中,  $\varepsilon_0$  为真空介电常数;  $e$  为电子电量;  $V_T$  为离子光学系统的总加速电压;  $d_s$  和  $t_s$  分别为离子光学系统的屏栅极孔径、厚度;  $l_g$  为离子光学系统的间距;  $m_i$  为工质气体电离后的离子质量.

考虑到高功率模式下的工作可靠性和低温快速启动问题, 取极限束流密度的 70% 作为宽范围连续变推力离子推力器离子光学系统引出束流工作的最大电流密度, 由此束流直径  $D_b$  为

$$D_b = 2\sqrt{\frac{I_{b\max}}{(70\% \times i_{b\max}) \cdot \pi}}, \quad (2)$$

式中,  $I_{b\max}$  为高功率状态下的束电流. 宽范围连续变推力离子推力器在最高功率状态下的束电流为 370 mA, 结合离子光学系统设计参数, 束流直径需不低于 9.5 cm. 考虑安全裕度及离子光学系统的结构稳定性, 离子光学系统的口径设计为 10 cm.

放电室口径  $D_d$  一般取束流直径的 1.0—1.2 倍, 可表示为<sup>[28]</sup>

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

放电室长度  $L_d$  设计需综合考虑工质气体电离效率和离子束流均匀性的影响, 其长径比  $L_d/D_d$  一般在 0.2—1.0 的范围内分布, 可表示为<sup>[29]</sup>

$$L_d = \frac{A_p D_d}{1.1\Omega_p}, \quad (4)$$

式中,  $\Omega_p$ ,  $A_p$  分别为原初电子区的体积、面积. 放电室结构采用柱形阳极筒+屏栅筒的形式, 这主要是为了控制中性工质气体在放电室原初电子区的存留时间并约束原初电子的运动路径, 从而提升工质气体的电离效率, 提高等离子体周向发布的均匀性, 降低等离子体对推力器零件的溅射刻蚀速率, 进一步保障离子推力器的工作寿命.

宽范围连续变推力离子推力器要求放电室能够实现等离子体密度的宽范围快速精细化调节. 放电室内等离子体密度  $n_e$  与推力器结构参数、工作参数密切相关, 可表示为<sup>[30]</sup>

$$n_e = \frac{(V_d - V_c + V_p - 2T_{eV})(I_d - I_L) - I_p U^+ - I^* U^*}{f_c v_a A_{as} (T_{eV} + \varphi + V_p/2)}, \quad (5)$$

式中,  $V_d$  为放电室阳极电压;  $V_c$  为主阴极触持电压;  $V_p$  为等离子体电压;  $U^+$  为工质气体的电离能;  $U^*$  为工质气体的平均激发能;  $I^*$  为等离子体内工质气体激发速率;  $I_d$  为阳极电流;  $I_L$  为被阳极吸收的原初电子流;  $I_p$  为原初电子流;  $T_{eV}$  为电子温度;  $v_a$  为离子声速;  $A_{as}$  为阳极面积;  $\varphi$  为等离子体鞘层电位;  $f_c$  为离子约束因子, 与放电室内磁感应强度有关<sup>[30]</sup>:

$$f_c = \frac{v_i}{v_{Bohm}} = \frac{\frac{1}{2}\sqrt{\frac{4kT_e}{m_i}} + \left[ \frac{el}{m_i \mu_e} \left( 1 + \mu_e B^2 - \frac{\gamma_{ei}}{\gamma_{en}} \right) \right]^2}{\sqrt{kT_e/m_i}} - \frac{\left[ \frac{el}{m_i \mu_e} \left( 1 + \mu_e B^2 - \frac{\gamma_{ei}}{\gamma_{en}} \right) \right]}{\sqrt{kT_e/m_i}}, \quad (6)$$

式中,  $\mu_e$  为磁导率,  $\gamma_{ei}$  为电子与离子碰撞频率,  $\gamma_{en}$  为电子与推进剂原子碰撞频率,  $l$  为极靴间离子径向运动的长度,  $k$  为玻尔兹曼常数,  $T_e$  为电子温度,  $B$  为放电室内磁感应强度.

由 (5) 式、(6) 式可知, 推力器内等离子体的密度是关于放电室结构参数与工作参数的函数, 在结构参数确定的情况下, 其只与放电室工作参数相关. 结合离子推力器的工作原理, 为实现等离子体密度的宽范围快速精细化调节, 放电室的阳极供气、磁感应强度及阳极电流等决定工质气体电离程度和等离子体密度的工作参数必须具备实时可调的能力. 由此, 为实现放电室工质气体的高效放电和离子光学系统离子束流的正常引出, 综合等离子体密度调节需求和放电室口径设计结果, 并兼顾低功率下的放电稳定性要求, 宽范围连续变推力离子推力器放电室采用发散场的磁场构型, 如图 1 所示.

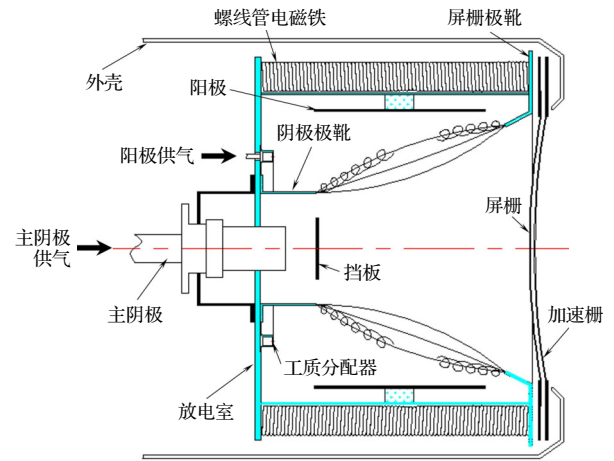


图 1 发散场放电室示意图

Fig. 1. Schematic diagram of a divergent-field discharge chamber.

发散场构型的放电室包括屏栅极靴、阴极极靴、阳极筒、挡板、磁铁、支撑板和工质分配器. 其中, 由屏栅极靴、阴极极靴、磁铁和支撑板组成的磁路结构产生强烈发散的轴向磁场; 磁铁采用螺线管电磁铁的结构形式, 通过励磁电流的调节, 可实现放电室磁感应强度的快速、精细化调节; 挡板将放电室分为两个功能区域: 阴极极靴与挡板包络构成的等离子体耦合区和阳极与挡板包络构成的主放电区, 挡板与阴极极靴电位相同且均低于主阴极发射的电子电位, 在电势梯度和密度梯度的双重驱动作用下<sup>[4]</sup>, 电子通过阴极极靴与挡板之间的环形通道实现等离子体耦合区向主放电区的输运迁移, 环

形通道的几何尺寸直接影响原初电子进入主放电区时的初始速度与能量分布特性, 并将最终决定放电室的等离子体放电电压及其周向分布<sup>[31,32]</sup>; 工质分配器采用压强分级衰减、周向双侧出气的结构形式(如图2所示), 通过降低工质气体压强, 减小了工质气体进入放电室的速度, 延长了驻留时间, 同时其在放电室内周向分布的均匀性得到有效提升, 进而改善了等离子体分布的均匀性. 为兼顾低功率的放电稳定性和高功率的工作可靠性, 发散场磁路设计中必须确保不同工作条件下最佳工作磁场不高于临界磁场. 临界磁场  $B_c$  与原初电子状态有关<sup>[29]</sup>:

$$B_c = \frac{7.6}{D_d} \cdot \frac{m_e v_{er}}{e} \cdot \sqrt{\frac{\langle \sigma_{en} v_e \rangle}{3 \langle \sigma_i v_e \rangle}}, \quad (7)$$

式中,  $m_e$  为电子质量;  $v_{er}$  为电子径向速度;  $\sigma_{en}$  为电子与中性原子的碰撞截面, 包含弹性/非弹性/电离等所有过程;  $\sigma_i$  为电子与中性原子的电离截面, 主要聚焦于中性原子被碰撞后的电离事件;  $\langle \cdot \rangle$  内的量表示按电子速度分布求平均. 从(7)式可以看出, 在放电室口径确定的情况下, 临界磁场与电子速度密切相关. 结合发散场放电室的基本特性, 磁场发散度、挡板直径及阴极位置是影响放电室原初电子状态与磁场特性的关键参量.

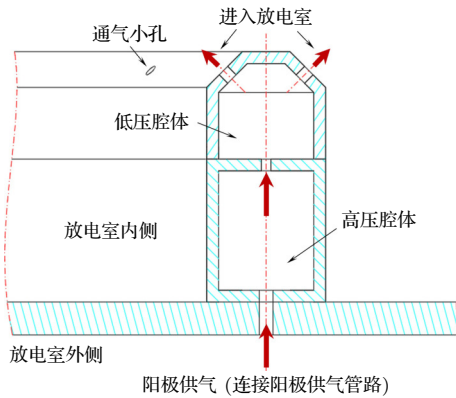


图2 工质分配器供气结构示意图

Fig. 2. Schematic diagram of the propellant distributor gas supply structure.

宽范围连续变推力离子推力器整体构型设计的最大包络来源于最大功率约束下的离子束流口径和离子光学系统的最大电流密度, 以此为边界确定可在最大功率下实现高效、可靠工作的磁路构型和放电室整体结构. 在此基础上, 通过放电室磁感应强度与阳极电流的精细化组合调节并配合阳极供气的联动, 实现宽范围连续变推力离子推力器在

小推力低功率工作点下的放电稳定性, 解决大推力高功率工作点与小推力低功率工作点间的等离子体密度大跨度、快速调节问题. 采用粒子模拟/蒙特卡罗算法 (particle-in-cell/Monte Carlo collision, PIC/MCC) 开展了电磁场耦合下的等离子体放电特性分析, 迭代优化后放电室在大推力高功率工作点下的电磁场及等离子体特征参数分布如图3所示. 宽范围变推力离子推力器放电室设计参数如表1所示.

表1 放电室设计参数 ( $1 \text{ Gs} = 10^{-4} \text{ T}$ )

Table 1. Discharge chamber design parameters ( $1 \text{ Gs} = 10^{-4} \text{ T}$ ).

参数名称	设计结果
几何构型	柱形阳极筒+屏栅筒
长径比	1:0.78
磁场发散度/%	73
挡板直径/mm	26
磁感应强度调节范围/Gs	3—35
阳极电流调节范围/A	0.7—2.9
阳极供气调节范围/( $\text{mg}\cdot\text{s}^{-1}$ )	0.01—0.50

### 2.3 离子光学系统

离子光学系统的功能主要体现在3个方面: 1) 从放电室的等离子体云团中聚焦离子; 2) 离子加速喷出产生推力; 3) 防止中和器电子反流. 因此, 离子光学系统的设计就是通过自身几何结构的参数设计与与上游放电室等离子体特征的匹配性设计, 使其满足加速引出所需离子束流的导流能力.

离子光学系统的等离子体鞘层发射的离子束流受空间电荷效应的约束而遵守 Child-Langmuir 定律, 在总加速电压一定的情况下, 可以用单孔导流系数表征离子光学系统所能通过的束流能力  $P$ <sup>[27]</sup>:

$$P = \frac{i_{b\max}}{V_t^{3/2}} = \frac{\pi}{9} \cdot \epsilon_0 \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \frac{d_s^2}{(l_g + t_s)^2 + d_s^2/4}. \quad (8)$$

可以看出, 离子光学系统要获得良好的导流能力, 就应确保屏栅孔径大于间距, 且保证屏栅极具有足够溅射损耗寿命的情况下, 其厚度不宜过大.

理想的离子光学系统应具有较高的离子束流导流能力, 且离子束流的发散角小, 均匀性好<sup>[33]</sup>. 适当增大屏栅孔径, 可提高离子光学系统的几何透明度 (屏栅小孔总面积与屏栅开孔区域面积之比), 当透明度增大时, 即可获得较高的导流能力, 抽取更多的离子束流, 且发散角小. 但屏栅孔径过大时,

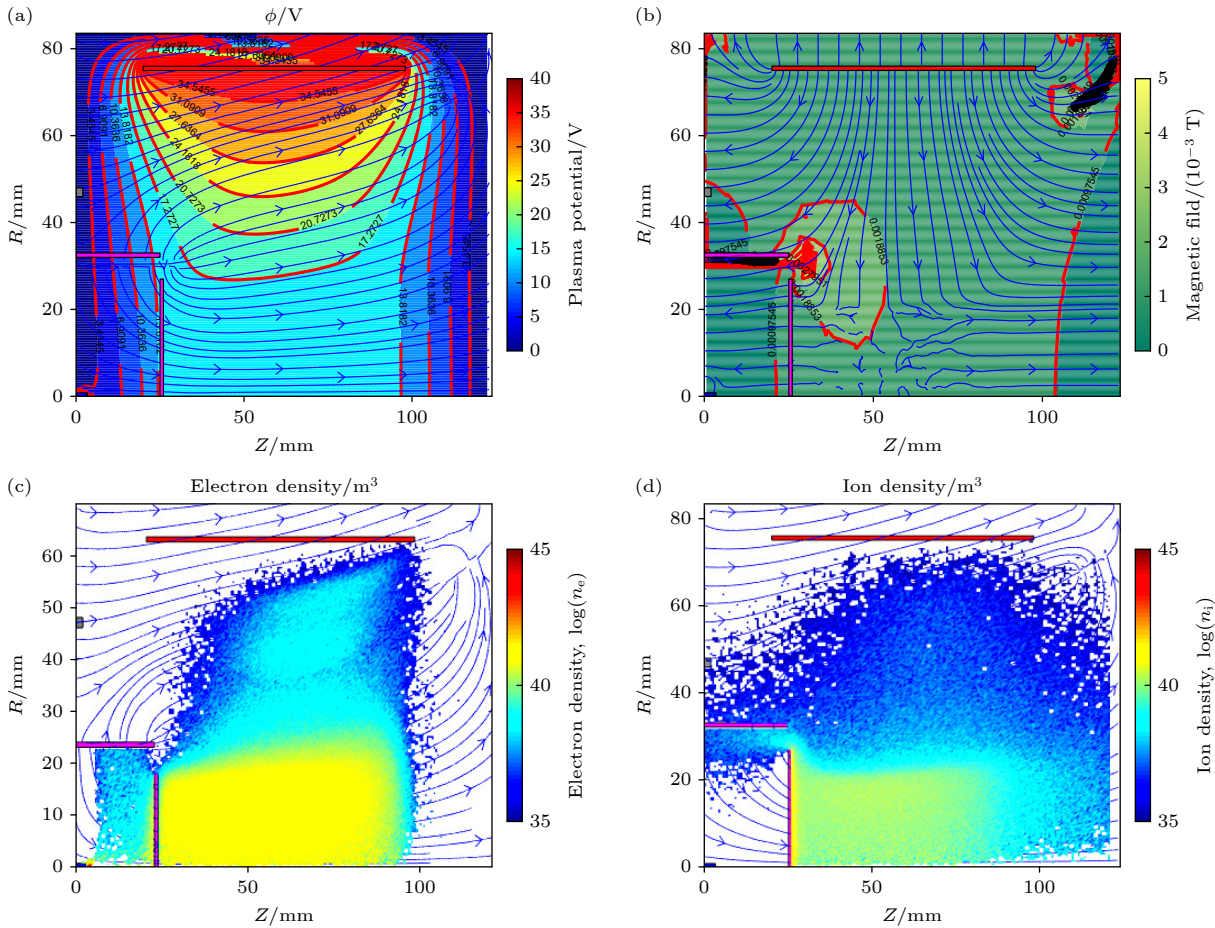


图3 大推力大功率工作点下放电室电磁场及等离子体特征参数分布 (a) 电势等势线与磁力线; (b) 电场线与磁场等势线; (c) 稳态时放电室内电子分布; (d) 稳态时放电室内离子密度分布  
 Fig. 3. Distribution of electromagnetic field and plasma characteristic parameters in the discharge chamber at a high-power, high-thrust operating point: (a) Equipotential lines and magnetic field lines; (b) electric field lines and magnetic equipotential lines; (c) electron distribution in the discharge chamber at steady state; (d) ion density distribution in the discharge chamber at steady state.

会造成中性工质气体损耗的上升, 整体利用率下降. 与此同时, 屏栅孔径过大会降低离子光学系统的抗力学性能, 在力学振动和冲击环境中结构破损风险会大幅增加. 因此, 为改善离子光学系统的抗力学性能, 宽范围连续变推力离子推力器采用球面构型.

离子光学系统的球面构型有两种形式: 1) 球面朝向放电室的凹面形式, 如图1所示; 2) 球面背向放电室的凸面形式, 如图4所示. 两种球面形式的离子光学系统的工质气体电离损耗、离子束流均匀性及低温快速启动特性均存在明显差异. 宽范围连续变推力离子推力器对两种球面形式离子光学系统下的推力器工作性能进行了系统性研究, 表2所列两种球面形式下的推力器工作参数对比. 图5所示为两种球面形式下的离子光学系统引出束流密度分布及低温启动特性曲线对比.

分析表2和图5数据信息可以看出:

1) 与凸球面构型离子光学系统相比, 推力器在凹球面构型下的放电室工质气体电离损耗上升

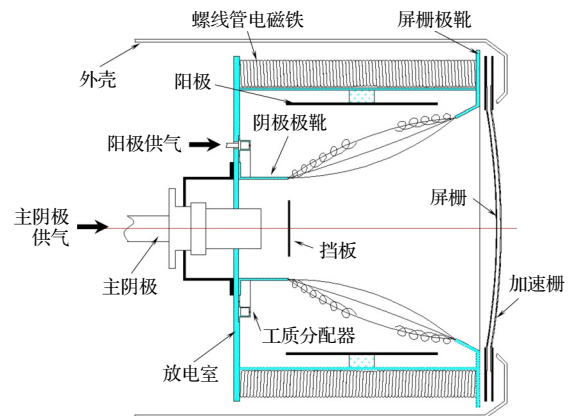


图4 基于凸球面离子光学系统的离子推力器放电室结构示意图

Fig. 4. Schematic diagram of an ion thruster discharge chamber structure based on a convex spherical surface ion optics system.

约 5%。究其原因是在推力器放电室设计状态完全一致的情况下,凹球面构型的离子光学系统挤占了放电室体积,导致放电室实际体积减小,电子与中性工质气体碰撞、电离的空间被压缩,总路径缩短,放电效率随之下降。此外,放电室等离子体放电产

生的热量辐射到离子光学系统后,凸球面构型的离子光学系统栅间距呈减小趋势,中心区域的离子束流引出效率增大,放电效率提高。而凹球面构型的离子光学系统呈现出完全相反的现象与规律。

2) 相同的离子束流强度下,凹球面构型离子光学系统的离子束流发散角较凸球面构型降低约 19%,离子束流平直度下降约 20%。这主要是因为凹球面构型下离子束流呈聚焦状态,束流直径缩小,中心区域的束流密度峰值提高,从而导致离子束流平直度的明显下降,而这将增加离子光学系统中心区域的等离子体溅射刻蚀速度,最终降低离子光学系统结构的耐磨损寿命。

3) 模拟空间  $-90\text{ }^{\circ}\text{C}$  的低温环境下,凹球面构型离子光学系统 10 s 左右可实现离子束流的满功率启动,凸球面构型离子光学系统通过阶梯式调节阳极电流实现离子束流的逐步加载,启动约 1500 s 后方可达到满功率工作点。显然,凹球面构型离子光学系统的低温启动性能明显优于凸球面构型,这是由于球面构型的离子光学系统在启动过程中间距变化的规律不同,凸球面构型离子光学系统的栅间距在启动过程中呈减小的趋势,在高密度等离子体诱发下局部容易形成电通路,导致离子束流闪烁频繁。对此,唯有通过阶梯式启动的方式,人为调节离子束流密度与离子光学系统形变间距的匹配性,从而抑制离子束流的闪烁。而凹球面构型离子光学系统的栅间距呈现出增大的趋势,不会诱发离子束流闪烁,可快速引出高密度离子束流。

综合上述影响分析,结合近地轨道卫星频繁低温启动执行空间任务的工程应用策略,宽范围连续变推力离子推力器离子光学系统采用了凹球面构型的结构形式,通过牺牲部分工作性能与服役寿命换取在轨工作的可靠性。表 3 所列为宽范围变推力离子推力器离子光学系统设计参数。

表 2 两种球面形式下的推力器工作参数对比  
Table 2. Comparison of thruster operating parameters for the two surface forms.

参数名称	球面形式	
	凸面	凹面
栅极电流/mA	354	352
加速电流/mA	1.2	1.8
阳极电压/V	40.3	40.6
阳极电流/A	2.53	2.67
主阴极触持电流/A	0.81	0.81
90%束流发散角/ $^{\circ}$	22.1	18.1
95%束流发散角/ $^{\circ}$	25.7	19.3

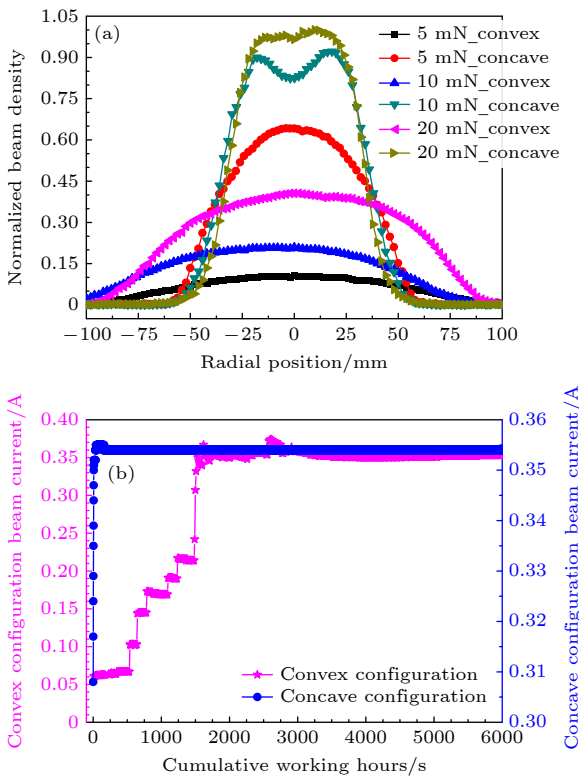


图 5 两种曲面形式下离子光学系统引出束流密度分布及低温启动特性曲线对比 (a) 引出束流密度分布对比; (b)  $-90\text{ }^{\circ}\text{C}$  低温环境下引出束流特性曲线对比

Fig. 5. Comparison of extracted beam current density distribution and cold-start characteristics for two different surface forms of the ion optics system: (a) Comparison of extracted beam current density distribution; (b) comparison of extracted beam current characteristic curves at  $-90\text{ }^{\circ}\text{C}$  low-temperature environment.

表 3 离子光学系统设计参数

Table 3. Ion optics system design parameters.

参数名称	设计结果
栅片材料	Mo
束流直径/cm	10
球面拱高/cm	5
栅极加速栅厚度比	1:0.8
栅极加速栅孔径比	1:1.51
间距	0.55

## 2.4 空心阴极

空心阴极是离子推力器内部工作温度最高、等离子体密度最高、电流密度最大的部件, 由此也成为影响离子推力器工作性能、服役寿命与可靠性的最关键的组件之一<sup>[34]</sup>. 空心阴极设计中最重要也是首先需要解决的是选择合适的发射体材料, 在此基础上开展匹配发射体工作特性的结构设计. 现阶段在轨应用最广泛的是六硼化镧发射体和钡钨发射体, 六硼化镧发射体具有复杂环境下抗中毒能力强、电子发射密度高的突出优势, 在我国离子电推进技术领域得到广泛应用, 具有丰富的技术基础和工程经验. 基于此, 宽范围连续变推力离子推力器采用六硼化镧发射体材料作为空心阴极的发射体.

根据推力器在最大功率下放电室阳极电流设计结果和六硼化镧发射体材料的面发射电流密度, 估算发射体内径  $d$ <sup>[35]</sup>:

$$d = \sqrt{\frac{0.7I_d}{2\pi J_e}} \quad (9)$$

式中,  $I_d$  为空心阴极放电电流, 主要由空心阴极内部工质气体电离产生的电子电流和发射体表面发射的热电子电流  $I_{ce}$  组成,  $I_{ce} \approx 0.7I_d$ ;  $J_e$  为发射体的发射电子电流密度, 由 Richardson-Dushman 方程<sup>[28]</sup> 描述:  $J_e = D_{emitter} T^2 \exp[-e\varphi_{wf}/(kT)]$ ,  $D_{emitter}$  为与发射体材料相关的常数,  $T$  为发射体温度,  $\varphi_{wf}$  为发射体材料表面功函数,  $k$  为玻尔兹曼常数. 显然, 在发射体材料确定的情况下, 通过控制发射体的温度即可发射高密度的电子电流, 由此必须为空心阴极设计具有良好的加热与保温功能的组件.

在推力器点火累计工作寿命确定的情况下, 六硼化镧发射体的厚度  $h$  为<sup>[36]</sup>

$$h \approx A \cdot \{D \exp [4I_{ce}/(\pi d^2 L_e)] / B + C\} t_e, \quad (10)$$

式中,  $L_e$  为发射体长度, 一般为发射体内径的 2 倍左右;  $t_e$  为发射体蒸发损耗寿命;  $A, B, C, D$  为常数, 分别为 1.25, 0.10777 A/mm<sup>2</sup>, 6.480×10<sup>-6</sup> mm/h 和 38.166×10<sup>-6</sup> mm/h. 可以看出, 发射体的厚度是关于发射体内径和蒸发损耗寿命的函数. 鉴于结构尺寸的限制, 发射体内径不能过大. 由此, 通过适当提高发射体蒸发损耗寿命设计要求, 从而增大发射体厚度, 以提升空心阴极长期高密度电子电流发射状态的可靠性与安全性.

为保障空心阴极在放电室放电电流最小状态(放电室等离子体放电强度最弱、功率最小)下的原初电子发射能力及其发射稳定性, 在工质气体流率

一定的情况下, 必须保证空心阴极内部气体压强稳定在正常放电所需的范围内, 而不会随着放电电流的宽范围变化而出现明显波动. 由此, 结合空心阴极结构原理, 需对阴极顶小孔直径  $d_0$  进行适应性设计<sup>[37]</sup>:

$$d_0 = \sqrt{\frac{\dot{m}_c}{p_0} (13.7 + 7.82I_d) \times 133.3 \times 10^{-6}}, \quad (11)$$

式中,  $p_0$  为既定的工质气体流率下空心阴极的阴极管内气体压强;  $\dot{m}_c$  为空心阴极的工质气体流率. 显然,  $d_0$  应基于宽范围变推力离子推力器空心阴极稳态放电的最大发射电流进行设计, 但考虑到最小发射电流的稳定工作要求, 需对影响阴极管内部气体压强的小孔直径及其长度进行折中设计.

基于六硼化镧发射体的原初电子发射特性, 宽范围变推力离子推力器空心阴极设计参数如表 4 所列. 图 6 所示为宽范围变推力离子推力器实物照片.

表 4 空心阴极设计参数  
Table 4. Hollow cathode design parameters.

参数名称	设计结果
发射体材料	六硼化镧
阴极顶小孔长径比	1:12
发射体内径与长度比	1:2.05
发射电流/A	0.5—3.4
发射体厚度与内直径比	1:0.78
发射体设计蒸发损耗寿命/h	40000

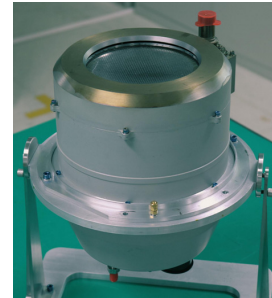


图 6 宽范围变推力离子推力器实物照片  
Fig. 6. Photograph of a wide-range variable thrust ion thruster.

## 3 地面性能评测

### 3.1 评测系统和方法

宽范围变推力离子推力器地面性能评测在兰州空间技术物理研究所 TS-6S 离子电推进产品性能测试设备中开展, 设备供电供气条件参考文献<sup>[38]</sup>, 试验系统组成如图 7 所示, 采用高精度微

小推力测量装置对不同工作点的推力进行了实测,并计算了比冲.

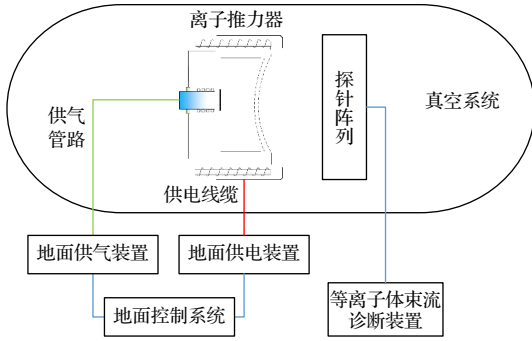


图 7 试验系统组成  
Fig. 7. Composition of the test system.

为降低电推进系统的技术复杂性及调节控制难度,结合阳极电流、励磁电流及阳极供气对离子束流影响权重的差异化特性,宽范围变推力离子推力器变推力调节的策略是:保持除阳极电流、阳极供气和励磁电流外的其他工作参数稳定不变,将阳极供气分解为 8 组,每组阳极供气对应 1 挡阳极电流;将励磁电流作为推力调节的主控参数,通过励磁电流的精确调控实现推力的小范围、精细化调节;在此基础上,结合阳极供气与阳极电流的大跨步调节实现推力的宽范围、连续调节.阳极供气设置是结合各推力工作点的比冲要求,依据比冲最大化和推进剂利用率不低于 86% 的原则.阳极电流设置的要求是所属阳极供气流量下,宽范围调节励磁电流可覆盖要求的推力范围,且要求的最大推力工作点下阳极电压及其震荡分别不高于 41 V 和 20 V,励磁电流调节过程中放电损耗不低于 310 W/A,且其最大变化量不超过 30%.离子推力器变推力调节的阳极供气及阳极电流参数值见表 5.

表 5 离子推力器变推力调节的阳极供气及阳极电流参数

Table 5. Anode gas supply and anode current parameters for ion thruster variable thrust adjustment.

推力覆盖范围/mN	阳极电流/A	阳极供气/(mg·s <sup>-1</sup> )
1—3	0.55	0.100
4—5	0.80	0.150
6—8	1.45	0.185
9—11	2.00	0.250
12—14	2.20	0.335
15—16	2.35	0.390
17—18	2.50	0.450
19—20	2.70	0.500

### 3.2 工作性能评价及结果

宽范围变推力离子推力器功率  $P$  为所有电极的电功率之和:

$$P = V_b I_b + V_a I_a + V_d I_d + V_k I_k + V_{ck} I_{ck} + V_m I_m, \quad (12)$$

式中,  $V_b$ ,  $V_a$ ,  $V_d$ ,  $V_k$ ,  $V_{ck}$  和  $V_m$  分别为屏栅电压、加速栅电压、阳极电压、主阴极触持电压、中和器触持电压和螺线管电磁铁电压;  $I_b$ ,  $I_a$ ,  $I_d$ ,  $I_k$ ,  $I_{ck}$  和  $I_m$  分别为屏栅电流、加速栅电流、阳极电流、主阴极触持电流、中和器触持电流和螺线管电磁铁电流.

宽范围变推力离子推力器推力与屏栅电流密切相关:

$$F = \alpha \beta I_b \sqrt{\frac{2m_i}{e}} U_b, \quad (13)$$

式中,  $\alpha$ ,  $\beta$  分别为离子束流的发散角修正系数和双荷离子修正系数,基于离子束流的发散角和双荷离子比例测试结果确定修正系数;  $U_b$  为净加速电压,宽范围变推力离子推力器的屏栅电源与阳极电源采取串联的接线方式,  $U_b = V_b + V_d$ .比冲按照 (14) 式计算:

$$I_{sp} = F / (\dot{m}g), \quad (14)$$

式中,  $\dot{m}$  为输入推力器的工质气体总流量;  $g$  为重力加速度.

基于图 7 所示试验系统,对宽范围变推力离子推力器工作性能开展了测试,图 8 所示为推力器在 1 mN, 5 mN, 15 mN 及 20 mN 推力点的引出束流工作照片.图 9 给出了宽范围变推力离子推力器主要性能参数变化规律.

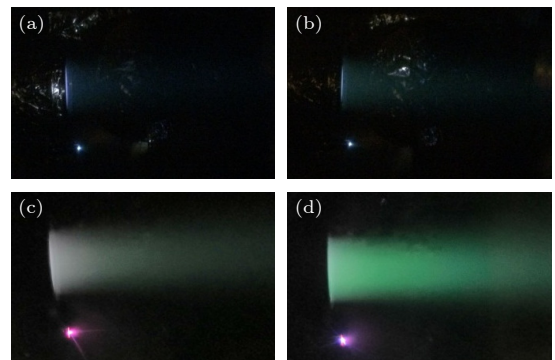


图 8 推力器在不同推力工作点的引出束流照片 (a) 1 mN; (b) 5 mN; (c) 15 mN; (d) 20 mN

Fig. 8. Photographs of the thruster's extracted beam at different thrust operating points: (a) 1 mN; (b) 5 mN; (c) 15 mN; (d) 20 mN.

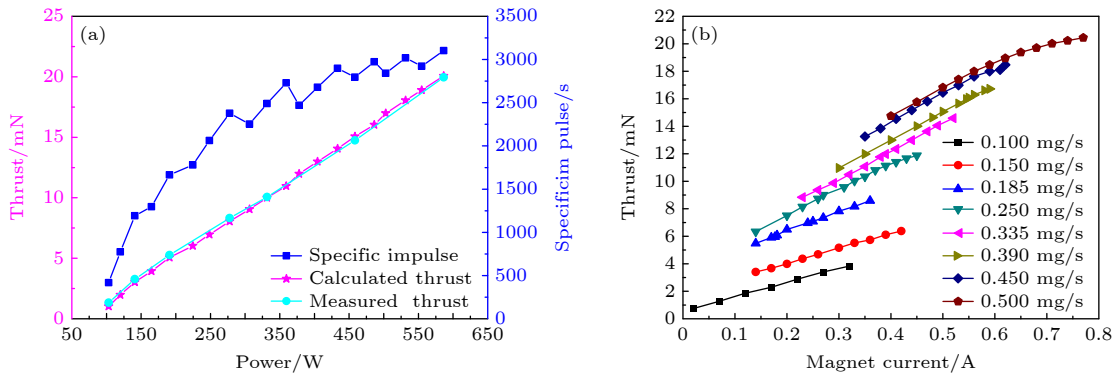


图 9 宽范围变推力离子推力器主要性能参数变化规律 (a) 推力、比冲随功耗的变化曲线; (b) 励磁电流对推力影响规律  
 Fig. 9. Variation patterns of the main performance parameters for the wide-range variable thrust ion thruster: (a) Thrust and specific impulse versus power consumption; (b) influence law of magnet current on thrust.

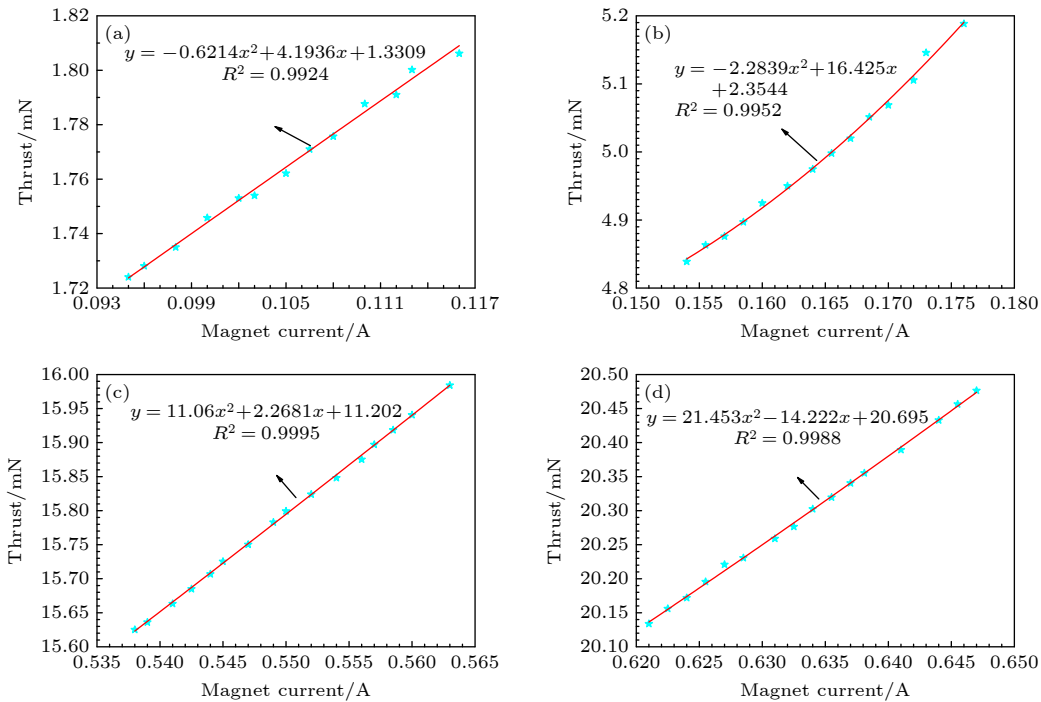


图 10 宽范围推力点下推力分辨率测试结果 (a) 1 mN; (b) 5 mN; (c) 15 mN; (d) 20 mN  
 Fig. 10. Thrust resolution test results at wide-range thrust points: (a) 1 mN; (b) 5 mN; (c) 15 mN; (d) 20 mN.

从图 8 和图 9 可以看出, 宽范围变推力离子推力器的设计方案合理、正确, 放电室与离子光学系统、空心阴极的匹配性良好, 实现了宽范围稳定放电和离子束流引出, 在不同的阳极供气、阳极电流下调节励磁电流能够满足高精度变推力调节需求, 在 103—586 W 功率下可以实现 1.02—20.07 mN 的变推力调节, 推力变比达到 20:1, 比冲保持在 410—3100 s 范围内, 推力调节速率优于 2.5 mN/s, 且推力实测结果与理论计算结果符合性较好。在 7—20 mN 推力范围内, 推力器的工质气体利用率均保持在 80% 以上, 放电损耗不高于 480 W/A,

表明宽范围变推力离子推力器在较宽的推力区间内均可保持高性能状态。其中, 在 20 mN 工作点的整机功率仅为 585 W, 比冲约为 3105 s, 整机工作效率达到 60%, 与英国 T5 离子推力器的性能水平相当<sup>[39]</sup>。图 10 给出了 1 mN, 5 mN, 15 mN 及 20 mN 推力点下励磁电流精细化调节过程中推力分辨率测试结果。

从图 10 可以看出, 基于地面设备的电气供给特性, 宽范围变推力离子推力器在 1—20 mN 推力范围内均可实现优于 20  $\mu$ N 的推力分辨率, 符合设计预期。显然, 在放电室阳极供气及阳极电流保

持稳定且精度符合要求的情况下, 通过调节励磁电流能够精细化调整等离子体的密度, 进而实现推力的精准输出.

### 3.3 长时间工作性能评价及结果

为验证宽范围变推力离子推力器在不同推力工作点的长期工作稳定性, 在 5 mN, 10 mN 及 20 mN 工作点开展了累计 1000 h 的工作性能测试, 其中 5 mN, 10 mN 工作点分别各工作 200 h, 20 mN 工作点工作 600 h. 从图 11 所示基于地面测试设备的推力器主要性能参数随时间的变化曲线可以看出, 在不同推力工作点下推力器的性能参数保持不变, 推力、比冲和功率等关键性能指标及主触电流、中触电流和加速栅电流等主要工作参数均稳定在设计范围内, 进一步验证了宽范围变推力离子推力器设计方案的合理性和变推力技术措施的有效性及其正确性.

## 4 在轨应用验证

为考核宽范围变推力离子推力器在近地轨道空间环境下的工作可靠性与环境适应性, 2023 年

发射的某卫星配备连续变推力离子推力器对其宽范围变推力能力及系统间的匹配性进行了验证, 据此实施了我国首次性能连续可调电推进技术的精确维轨效果评价.

卫星采用主备份的模式配备两台宽范围变推力离子推力器, 对此利用一台电源处理与控制单元的两个功率模块和一台氙气供给单元的两个流量控制模块对离子推力器进行电气供给, 图 12 所示为离子推力器在轨供电供气控制系统简图.

按照在轨验证策略及工程任务规划, 为尽可能减小宽范围变推力离子推力器性能验证对整星姿态及运行状态的影响并降低性能验证后整星状态恢复的控制难度, 结合主备份离子推力器的星上布局, 两台离子推力器开展了差异化的快速变推力能力、高分辨率推力调节能力及单推力点高精维轨能力的验证, 图 13 给出了离子推力器快速变推力能力与高分辨率推力调节能力的在轨验证测试结果.

从图 13 可以看出, 主份离子推力器主要在 5 mN 以下的小推力工作点开展了快速变推力调节, 备份离子推力器主要在 4—20 mN 的推力区间内开展快速变推力调节, 并分别在 15 mN, 20 mN 工作点开展了高分辨率推力调节. 结果显示: 宽范围

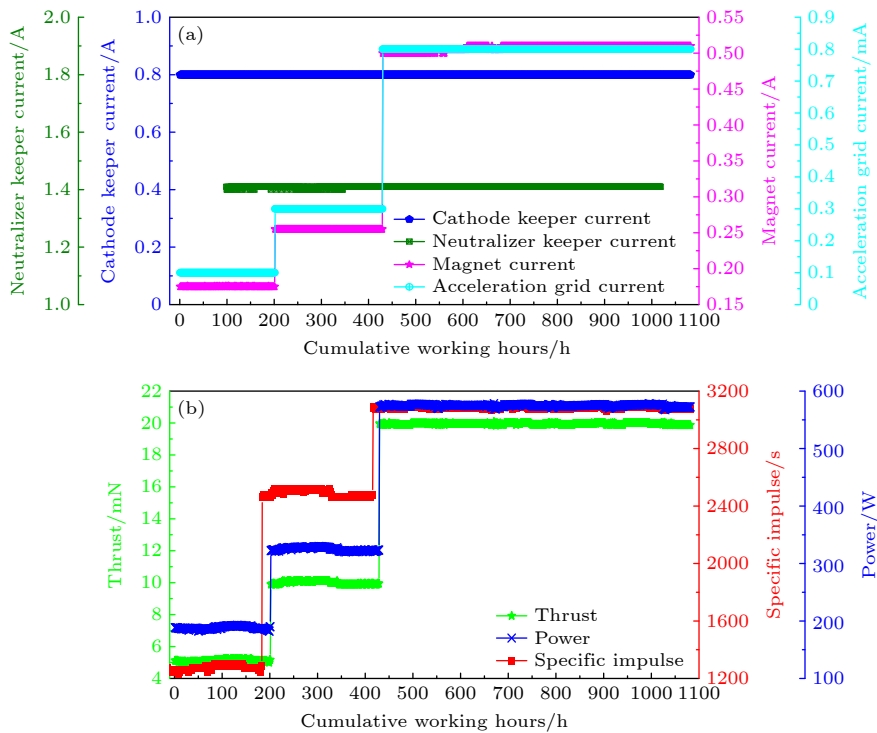


图 11 基于地面测试设备的推力器主要性能参数变化情况 (a) 主阴极触持极电流、中和器触持极电流、励磁电流及加速栅电流; (b) 推力、比冲及功率

Fig. 11. Variation of main performance parameters of the thruster based on ground test equipment: (a) Cathode keeper current, neutralizer keeper current, magnet current, and acceleration grid current; (b) thrust, specific impulse, and power.

变推力离子推力器飞行任务期间可在 98.3—585.3 W 功率范围内实现 1.39—20.05 mN 的推力调节, 比冲保持在 547—3056 s 范围内; 在轨推力响应速率约为 3 mN/s, 推力分辨率不低于 15  $\mu$ N, 性能水平相

较地面测试结果更佳, 究其原因是卫星供电电源和供气单元的电气参数控制精度与稳定性均高于地面设备水平, 且不存在地面设备运行过程中存在的微小振动环境, 从而实现了更高的性能测试结果.

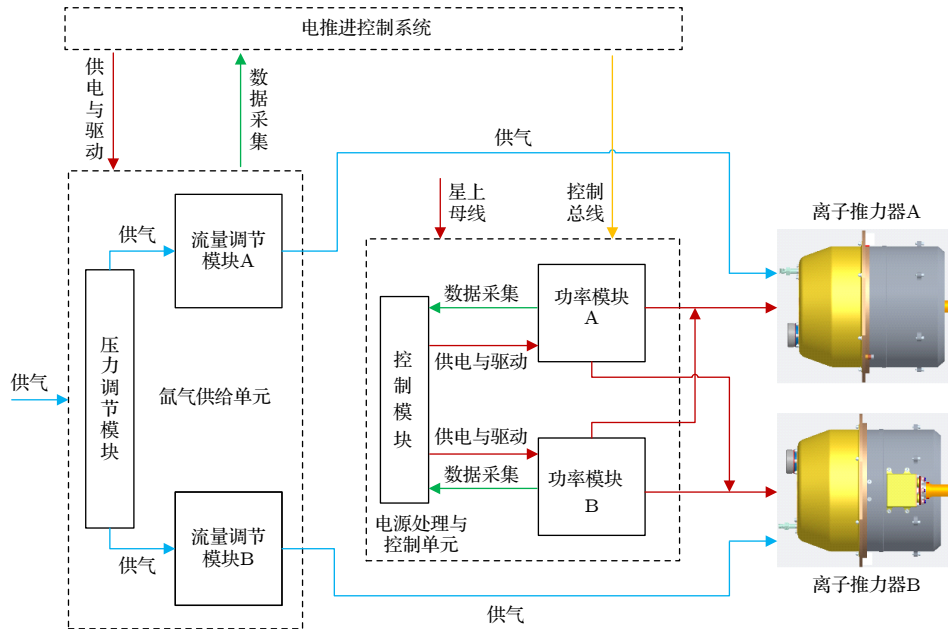


图 12 离子推力器在轨供电供气控制系统简图  
Fig. 12. Simplified diagram of the on-orbit power and gas supply.

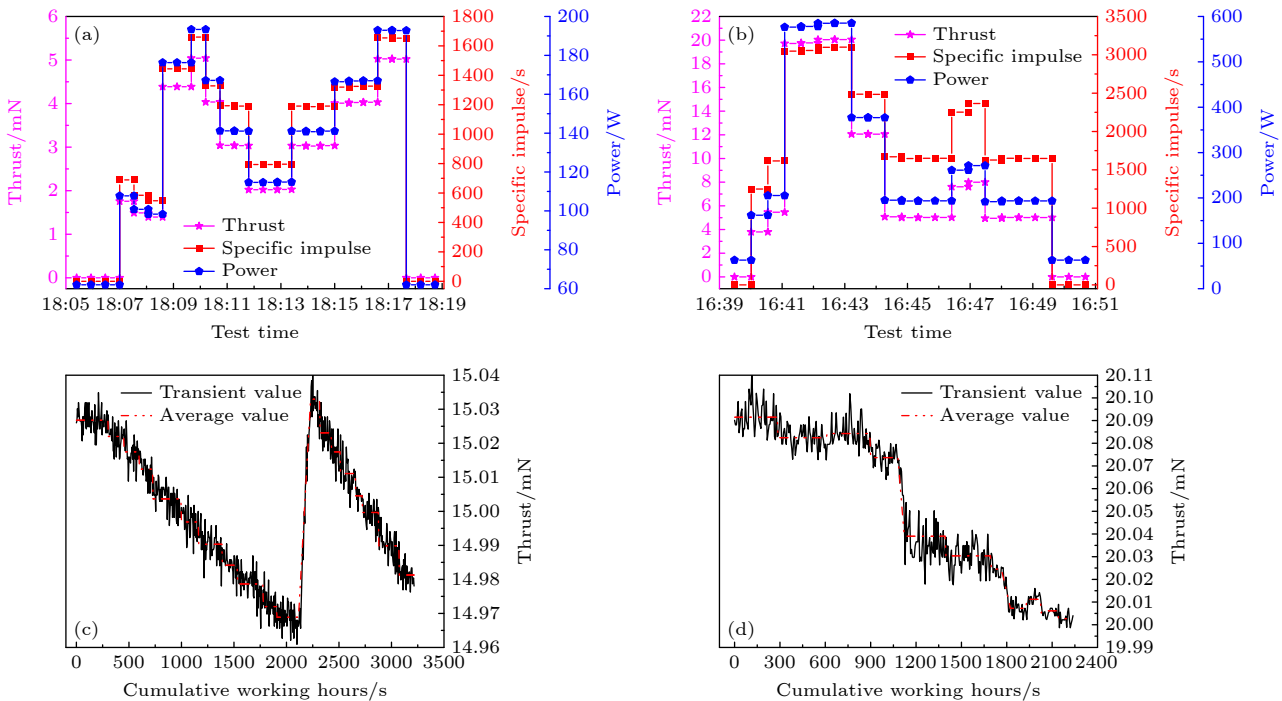


图 13 离子推力器快速变推力能力与高分辨率推力调节能力在轨验证测试结果 (a) 主份推力器快速变推力; (b) 备份推力器快速变推力; (c) 主份推力器 15 mN 高分辨率推力调节; (d) 备份推力器 20 mN 高分辨率推力调节

Fig. 13. On-orbit verification test results of the ion thruster's rapid thrust variation capability and high-resolution thrust adjustment capability: (a) Main thruster rapid thrust variation; (b) backup thruster rapid thrust variation; (c) main thruster 15 mN high-resolution thrust adjustment; (d) backup thruster 20 mN high-resolution thrust adjustment.

图 14 给出了宽范围变推力离子推力器单推力点高精度维轨期间主要工作参数变化情况. 可以看出主备份离子推力器主要在 15 mN, 20 mN 两个工作点进行维轨, 这与近几年剧烈的太阳活动有关. 自 2023 年开始太阳活动进入高年, 受此影响近地轨道高度下的卫星降轨明显, 需连续性输出大推力方可满足高精度维轨需求. 其中, 主份推力器在 20 mN 工作点累计点火工作约 320 h 后转入 15 mN 工作点, 备份离子推力器在 20 mN 工作点累计点火工作约 10 h 后转入 15 mN 工作点. 目前, 主备份离子推力器已累计点火工作近 4000 h, 开关机超过 5000 次, 整机推力、比冲及功率等关键性能指标保持稳定, 且一致性较好; 空心阴极触持极发射电流满足稳定度 $\pm 3\%$ 的设计要求, 其工作性能未出现明显变化.

分析图 14(d) 加速栅电流变化情况可以看出,

主份推力器的加速栅电流约为备份推力器的 2 倍, 分析认为该现象与主备份离子推力器在卫星上的布局有关. 主份离子推力器附近星板上装有聚酰亚胺材质的热控膜层, 受空间辐照及近地轨道原子氧环境的影响, 有机物会出现明显的释气现象, 中性气体分子与离子光学系统所引离子束流的高能离子发生碰撞并被电离, 其因电离失去电子而变为低能离子, 新产生的低能离子受加速栅的负电位吸引, 轰击加速栅并最终形成加速栅电流, 成为加速栅电流的一部分. 而备份推力器安装在卫星飞行方向的背面, 其附近材料的释气现象明显低于卫星的迎风面, 由此其加速栅电流仅包含正常所引离子因偏离聚焦轨迹碰撞加速栅而形成的微弱电流. 显然, 因存在低能离子碰撞导致主份离子推力器加速栅电流明显高于备份离子推力器, 备份离子推力器的加速栅电流大小更接近真实数值. 与此同时, 电源

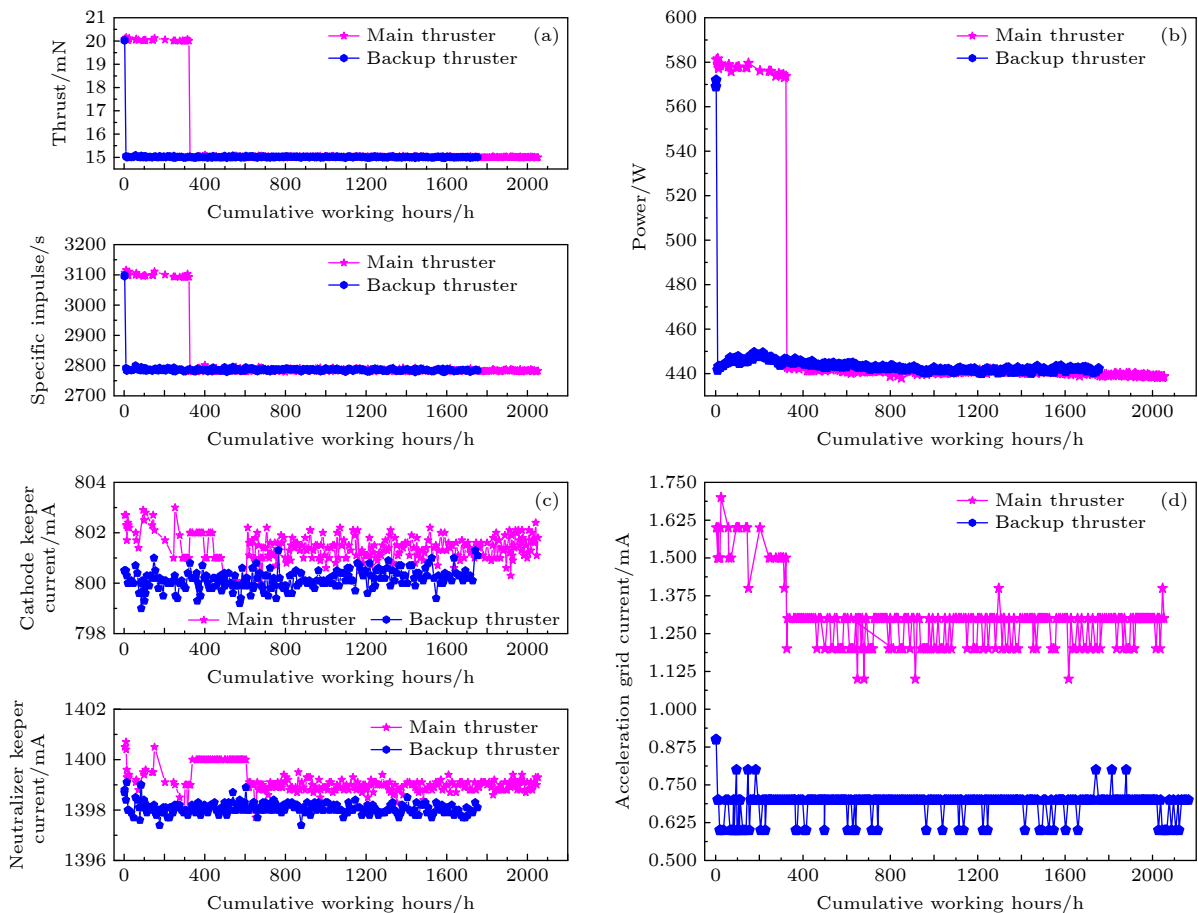


图 14 离子推力器单推力点高精度维轨期间主要工作参数变化情况 (a) 推力与比冲; (b) 功率; (c) 阴极触持电流和中和器触持电流; (d) 加速栅电流

Fig. 14. Variation of main operating parameters during high-precision orbital maintenance at a single thrust point for the ion thruster: (a) Thrust and specific impulse; (b) power; (c) cathode keeper current and neutralizer keeper current; (d) acceleration grid current.

处理与控制单元的遥测精度误差及栅极组件自身装配的微小偏差也会对加速栅电流大小产生影响。此外,对比地面性能测试与在轨飞行验证中的加速栅电流,可以看出:地面性能测试试验的加速栅电流要高于备份离子推力器加速栅电流但小于主份离子推力器加速栅电流。分析认为地面测试设备真空舱室所能实现的真空压强要高于空间环境,在较高的真空环境压强下,地面测试设备真空室的中性气体会返流到推力器内部,中性气体返流过程中会被电离为低能离子从而成为加速栅电流的一部分,使得离子推力器在地面测试期间的加速栅电流要高于更接近真实数值的备份离子推力器加速栅电流,但显然地面测试设备真空舱室返流的影响要低于主份离子推力器在轨所受到的星体有机材料释气影响,表征为推力器地面测试期间的加速栅电流低于主份离子推力器在轨加速栅电流数值大小。尽管主备份离子推力器的加速栅电流存在差异但其变化范围基本无变化,表明离子推力器离子光学系统的离子束流聚焦、引出特性正常且长期工作稳定性良好。

经分析,相比同类型传统化学推进模式下的卫星轨道控制效果,基于 10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的卫星维轨精度提高 2 个数量级,可有效保障卫星在轨工程任务的实施。

## 5 结 论

1) 针对近地轨道卫星无拖曳飞行任务和精确维轨任务对高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的实际应用需求,提出了总体设计方案,开展了放电室宽范围放电稳定性、离子光学系统凹球面构型与结构可靠性及空心阴极电流发射连续性设计。

2) 基于发散场构型的放电室结构,通过阳极供气、磁感应强度及阳极电流的组合优化调节,实现了不同放电强度下的等离子体密度快速调节,并解决了低功率放电稳定性及高功率工作可靠性关键技术。

3) 采用凹球面形式的离子光学系统,突破了栅极热形变间距与高密度离子束流可靠引出的匹配性技术难题,凹球面构型离子光学系统在低温环境下 10 s 左右即可实现离子束流的满功率引出;基于六硼化镧发射体的空心阴极通过发射体厚度的裕度设计及阴极顶小孔长径比的适应性设计,在

可以提升发射体蒸发损耗寿命的同时能够实现 0.5—3.4 A 发射电流的稳定工作。

4) 地面性能评测和在轨应用验证结果表明:10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器可在 98.3—585.3 W 功率范围内实现 1.39—20.05 mN 的推力调节,比冲保持在 547—3056 s 范围内,与地面测试结果相当;推力响应速率约为 3 mN/s,推力分辨率不低于 15  $\mu$ N,较地面测试结果更佳。相比同类型传统化学推进模式下的卫星轨道控制效果,基于 10 cm 口径高分辨率宽范围连续变推力离子推力器的卫星维轨精度提高 2 个数量级,有效保障了卫星在轨工程任务的实施。

## 参考文献

- [1] Zheng M F, Zhang T P, Meng W, Li X K, Liang K 2015 *J. Propul. Technol.* **36** 1116 (in Chinese) [郑茂繁, 张天平, 孟伟, 李兴坤, 梁凯 2015 推进技术 **36** 1116]
- [2] Zhang T P, Jiang H C, Sun Y K 2010 *Vacuum Cryogen.* **16** 72 (in Chinese) [张天平, 田华兵, 孙运奎 2010 真空与低温 **16** 72]
- [3] Hu J, Jiang H C, Wang L, Wang X Y, Gu Z 2015 *Vacuum Cryogen.* **21** 103 (in Chinese) [胡竞, 江豪成, 王亮, 王小永, 顾左 2015 真空与低温 **21** 103]
- [4] David H M 1997 *25<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Cleveland, USA, August 24-28, 1997 p1997-095-1
- [5] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, Garner C E, Henry M D, Nakazono B, Noon D 2003 *39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Huntsville, USA, July 20-23, 2003 p2003-4542-1
- [6] Corbett M H, Edwards C H 2007 *30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Florence, Italy, September 17-20, 2007 p2007-210-1
- [7] Ismat M A R, Wallace N C, Mike K 2007 *30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Florence, Italy, September 17-20, 2007 p2007-170-1
- [8] Goebel D M, Martinez-Lavin M, Bond T A, King M 2002 *38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences* Indianapolis, USA, July 7-10, 2002 p2002-4348-1
- [9] Gray H 2011 *32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11-15, 2011 p2011-091-1
- [10] Gray H, Wallace N, Rudwan I 2011 *32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11-15, 2011 p2011-092-1
- [11] Angelo N G, Stephen C Neil W 2011 *32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11-15, 2011 p2011-234-1
- [12] Toshiyuki O, Hiroyuki O 2011 *32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11-15, 2011 p2011-6072-1
- [13] Hitoshi K, Kenichi K 2011 *32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September 11-15, 2011 p2011-332-1
- [14] Wilbur P J, Brophy J R 1986 *AIAA J.* **24** 278

- [15] Bechtel R T 1981 *15<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Las Vegas, USA, April 21–23, 1981 p1981-714-1
- [16] Kerslake W R 1971 *J. Spacecraft Rockets* 1971 **8** 213
- [17] Bennett W, Ogunjobi T A, Menart J A 2007 *4<sup>3rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Cincinnati, USA, July 8–11, 2007 p2007-5248-1
- [18] Ogunjobi T A, Menart J A 2006 *4<sup>2nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* Sacramento, USA, July 9–12, 2006 p2006-4489-1
- [19] Hiatt J M, Wilbur P J 1985 *18<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Alexandria, USA, September 30–October 02, 1985 p1985-2007-1
- [20] Menart J A, Paterson M J 1998 *34<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Cleveland, USA July 13–15, 1998 p1998-3343-1
- [21] Chen J J, Geng H, Long J F, Wu C C, Jia Y H, Guo N 2022 *Vacuum Cryogen.* **28** 514 (in Chinese) [陈娟娟, 耿海, 龙建飞, 吴辰宸, 贾艳辉, 郭宁 2022 真空与低温 **28** 514]
- [22] Lu C 2019 *Ph. D. Dissertation* (Harbin: Harbin Institute of Technology) (in Chinese) [鹿晗 2019 博士学位论文 (哈尔滨: 哈尔滨工业大学)]
- [23] Zhao Z W, Zhang T P, Ran W L, Li X 2023 *J. Rocket Propul.* **49** 1 (in Chinese) [赵志伟, 张天平, 冉文亮, 李璇 2023 火箭推进 **49** 1]
- [24] Guo D Z, Hu J, Yang F Q, Geng H, Li J, Zhao Y D, Li J P 2022 *Vacuum Cryogen.* **28** 115 (in Chinese) [郭德洲, 胡竟, 杨福全, 耿海, 李娟, 赵以德, 李建鹏 2022 真空与低温 **28** 115]
- [25] Zhang T P, Wang X Y, Jiang H C 2013 *33<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Washington, USA, October 6–10, 2013 p2013-48-1
- [26] Zhang T P, Yang L, Tian L C, Wang L, Yang F Q, Zhao Y D, Chen J J, Wang X Y 2015 *34<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Kobe, Japan, July 4–10, 2015 p2015-31-1
- [27] Goebel D M, Katz I 2008 *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster* (Hoboken: John Wiley and Sons) p197
- [28] 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]
- [29] Liu J S 1995 *Ion Beam Technology and Application* (Beijing: National Defense Industry Press) pp111–113 (in Chinese) [刘金声 1995 离子束技术及应用 (北京: 国防工业出版社) 第 111–113 页]
- [30] Chen J J, Zhang T P, Jia Y H, Zheng M F 2013 *Vacuum Cryogen.* **19** 163 (in Chinese) [陈娟娟, 张天平, 贾艳辉, 郑茂繁 2013 真空与低温 **19** 163]
- [31] Brophy J R, Wilbur P J 1982 *J. Spacecraft Rockets* **19** 586
- [32] Milligan D J, Gabriel S B 1999 *35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit* Los Angeles, USA, June 20–24, 1999 p1999-2440-1
- [33] Li J P, Zhao Y D, Jin W Y, Zhang X M, LI J, Wang Y L 2022 *Acta Phys. Sin.* **71** 195203 (in Chinese) [李建鹏, 赵以德, 靳伍银, 张兴民, 李娟, 王彦龙 2022 物理学报 **71** 195203]
- [34] Wang J, Guo N, Gu Z J, Ding J 2017 *Vacuum Cryogen.* **23** 318 (in Chinese) [王进, 郭宁, 谷增杰, 丁继 2022 真空与低温 **23** 318]
- [35] Palluel P, Shroff A M 1980 *J. Appl. Phys.* **51** 2984
- [36] Domomkos M, Foster J E, Soula G C 2005 *J. Propul. Power* **21** 102
- [37] Goebel D M, Jameson KK 2007 *J. Propul. Power* **23** 552
- [38] Hu J, Yang F Q, Guo D Z, Gu Z J, Shao M X, Zheng M F 2020 *J. Propul. Technol.* **41** 2382 (in Chinese) [胡竟, 杨福全, 郭德洲, 谷增杰, 邵明学, 郑茂繁 2020 推进技术 **41** 2382]
- [39] Moore S N 1997 *25<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference* Cleveland Ohio, USA, August 24–28, 1997 p1997-017-1

# Design of high-resolution wide-range continuously variable thrust ion thruster and its space-earth integrated verification\*

HU Jing<sup>1)3)†</sup> GU Zengjie<sup>1)2)3)</sup> WANG Chengfei<sup>1)3)</sup> GUO Dezhou<sup>1)3)</sup>

WANG Danian<sup>1)3)</sup> CHEN Juanjuan<sup>1)3)</sup> YANG Sanxiang<sup>1)3)</sup>

TANG Fujun<sup>1)3)</sup> SUN Mingming<sup>3)</sup> JIA Yanhui<sup>1)3)</sup> WU Chenchen<sup>1)3)</sup>

GENG Hai<sup>1)3)</sup> YANG Fuquan<sup>1)3)</sup> CHENG Rong<sup>3)</sup>

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

2) (*School of Aerospace Science and Technology, Xidian University, Xi'an 710071, China*)

3) (*Key Laboratory of Space Electric Propulsion of Gansu, Lanzhou 730000, China*)

( Received 27 June 2025; revised manuscript received 8 August 2025 )

## Abstract

To meet the application requirements for continuous variable thrust capability and high-resolution characteristics for ion thrusters in drag-free flight missions of gravity gradient measurement satellites and precise orbit maintenance missions of near-Earth high-resolution observation satellites, the technical research on a high-resolution wide-range variable thrust ion thruster and its application verification are conducted. Leveraging the weak coupling and relative independence between the two critical physical processes of plasma discharge and ion beam extraction in Kaufman-type ion thrusters, a wide-range variable thrust ion thruster technical scheme with a divergent magnetic field configuration is proposed. The key technical investigations include wide-range discharge stability in the discharge chamber, a concave spherical ion optical system configuration design balancing wide-temperature-range ignition and high-density extraction requirements, and hollow cathode current emission continuity design. The discharge chamber structure based on a divergent magnetic field configuration can rapidly adjust plasma density under varying discharge intensities through optimal coordination of anode gas supply, magnetic induction intensity, and anode current, while resolving critical technical challenges in low-power discharge stability and high-power operational reliability. Adopting a concave spherical ion optical system, the technical challenge in matching grid thermal deformation spacing with the reliable extraction of high-density ion beams is addressed. The concave spherical configuration can realize full-power ion beam extraction within approximately 10 s in low-temperature environments. Meanwhile, the hollow cathode based on a lanthanum hexaboride ( $\text{LaB}_6$ ) emitter, through redundant design of emitter thickness and adaptive design of the cathode orifice aspect ratio, not only extends the emitter evaporation loss lifespan but also achieves stable operation within an emission current range of 0.5–3.4 A. Based on this, the design optimization and ground-based performance evaluation of a 10-cm-aperture high-resolution wide-range continuously variable thrust ion thruster are completed (In fact, such an ion thruster already achieved on-orbit flight in 2023.). Satellite on-orbit test results indicate that the 10-cm-aperture thruster achieves thrust regulation of 1.39–20.05 mN within a power range of 98.3–585.3 W, with specific impulse maintained at 547–3056 s, consistent with ground test results. The thrust response rate reaches approximately 3 mN/s, and thrust resolution exceeds 15  $\mu\text{N}$ , outperforming ground test metrics. Compared with traditional chemical propulsion systems used for satellite orbit control, this thruster improves orbit maintenance accuracy by two orders of magnitude, effectively ensuring the implementation of satellite's on-orbit engineering missions.

**Keywords:** high-resolution, continuously variable thrust, ion thruster, on-orbit verification

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

**DOI:** [10.7498/aps.74.20250841](https://doi.org/10.7498/aps.74.20250841)

**CSTR:** [32037.14.aps.74.20250841](https://cstr.cn/32037.14.aps.74.20250841)

\* Project supported by the Equipment Pre-Research Program (Grant No. 509230XXXXXX), the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 62371213), and the National Key R&D Program of China (Grant No. 2021YFC2202704).

† Corresponding author. E-mail: [hjing37615486@163.com](mailto:hjing37615486@163.com)



## 高分辨率宽范围连续变推力离子推力器设计及其天地一体化验证

胡竞 谷增杰 王成飞 郭德洲 王大年 陈娟娟 杨三祥 唐福俊 孙明明 贾艳辉 吴宸宸 耿海 杨福全 成荣

### Design of high-resolution wide-range continuously variable thrust ion thruster and its space-earth integrated verification

HU Jing GU Zengjie WANG Chengfei GUO Dezhou WANG Danian CHEN Juanjuan YANG Sanxiang TANG Fujun SUN Mingming JIA Yanhui WU Chenchen GENG Hai YANG Fuquan CHENG Rong

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 74, 205205 (2025) DOI: 10.7498/aps.74.20250841

CSTR: 32037.14.aps.74.20250841

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.74.20250841>

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

#### 高分辨率磁共振二维扩散成像技术综述

Review of high-resolution 2-dimensional diffusion magnetic resonance imaging techniques

物理学报. 2025, 74(11): 118703 <https://doi.org/10.7498/aps.74.20250235>

#### 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>

#### 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>

#### 多模式离子推力器放电室和栅极设计及其性能实验研究

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

物理学报. 2022, 71(19): 195203 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20220720>

#### 微波离子推力器中磁场发散区电子加热模式研究

Electron heating mode in magnetic field diffusion region of microwave discharge ion thruster

物理学报. 2024, 73(9): 095203 <https://doi.org/10.7498/aps.73.20240017>

#### 放电室长度对电子回旋共振离子推力器性能的影响机理

Study on the effect of discharge chamber length on the performance of electron cyclotron resonance ion thruster

物理学报. 2023, 72(17): 175204 <https://doi.org/10.7498/aps.72.20230719>