低功率圆柱形霍尔推进器实验特性研究

熊思维 唐德礼^{*} 李平川 张帆 陈满珍 (核工业西南物理研究院成都 610200)

Discharge Characteristics of Low-Power Cylindrical Hall Thruster

XIONG Siwei, TANG Deli^{*}, LI Pingchuan, ZHANG Fan, CHEN Manzhen (Southwestern Institute of Physics, Chengdu 610200, China)

Abstract With the development of aerospace technology and the increasing number of micro-satellite applications, there is a growing demand for low-power electric propulsion in the field of space propulsion. Traditional annular Hall thrusters (AHT) are inefficient when scaled to low powers. Cylindrical Hall thrusters (CHT) have a lower surface-to-volume ratio, therefore, potentially smaller wall losses in the channel. And their performance is comparable to conventional AHT of similar size. This article conducts a study on the experimental characteristics of a low-power CHT operating in the 50 W power range. The experiment obtained the results of the thruster's operating characteristics and ion beam characteristics under high voltage, small air volume, and low current conditions. Experiments show that the operating voltage of the low-power cylindrical Hall thruster is between 1000~2400 V, the Ar volume flow rate is within 1.0~4.0 mL/min, its specific impulse is between 218~1419 s, the thrust range is between 118~780 µN, and the maximum current utilization rate is 87%, and the maximum thrust efficiency is 20.39%, which is equivalent to the efficiency of advanced Hall thrusters. At the same time, it was found that as the gas volume flow rate increases, the ion beam appears in two working modes: strong and weak.

Keywords Cylindrical Hall thruster, Miniaturization, Anode layer, Mode change

摘要 随着航天技术的发展以及微小型卫星应用数量的不断增多,空间推进领域对低功率电力推进的需求越来越多。 常见的环形霍尔推进器缩放至低功率时效率低下。圆柱形霍尔推进器具有较低的表面积与体积比,有利于通过磁镜效应更 好地束缚电子以减少通道壁处的粒子损失,从而减小通道的刻蚀和发热,这使得 CHT 对于低功率应用很有前景。文章进行 低功率圆柱形霍尔推进器实验特性研究,在 50 W 功率范围内运行。实验得到了推进器在高电压、小气量、低电流工况下的 工作特性、离子束特点等结果。实验表明:低功率圆柱形霍尔推进器工作电压在 1000~2400 V 之间,使用 Ar 体积流量在 1.0~4.0 mL/min 内,其比冲在 218~1419 s,推力范围在 0.118~0.78 mN,最大电流利用率为 87%,最大推力效率为 20.39% 与先进 霍尔推力器效率相当。同时发现在气体体积流量变大过程中,离子束出现强弱两种工作模式。

关键词 圆柱形霍尔推进器 微型化 阳极层 模式转化 中图分类号: V439.2 文献标识码: A doi: 10.13922/j.cnki.cjvst.202310017

霍尔推进器是一种稳定成熟的等离子体推进 装置^[1],相比于化学推进装置,其结构更加紧凑,拥 有更高的比冲性能,使航天器有效载荷能力显著提 高,同时还有工作寿命长,推力小,推力调节精度高 等优点。因此,等离子体推进装置(尤其是霍尔推进 器)的主要优点是节约推进剂质量,降低发射成本 且增大航天器搭载的科学仪器数量^[2]。霍尔推进器 广泛应用于各种低推力的太空任务中,如卫星轨道 控制、重新定位以及轻型航天器的主推进等。以往 设计的先进霍尔推进器可以在亚千瓦至数十千瓦 的输出功率范围内运行,效率为 50%~60%^[3]。Dan Leva 等^[4]统计,在 1981 年至 2018 年间,总共发射 了 340 颗采用电推进系统的 GEO 卫星, 迄今为止使 用最多的是霍尔推进器, 约 38% 的电推力动力卫星 使用霍尔推进器。

然而, 霍尔推进器尺寸(输入功率)的缩小会导 致推力性能显著下降^[5]。根据霍尔推进器设计的比 例定律, 为保持电子磁化, 放电通道中的磁通量必 须与通道尺寸成反比增加, 为保持电离效率, 通道 中的中性原子密度也必须与推进器尺寸成反比增 加。由于磁芯的小型化, 内部部件存在磁饱和, 在 减小推进器尺寸的同时增大磁场具有挑战性。磁 路的线性缩小使中心磁极过热导致磁性能下降, 从 而难以实现最佳磁场。非最佳磁场分布会导致功 率和离子损失增加、推进器部件发热和腐蚀, 特别 是同轴通道和磁路的关键内部部件, 进而影响推进 器寿命。

通道直径在 2~4 cm 的低功率霍尔推进器实验 室原型机在 100~200 W 功率水平下运行, 效率在 10%~40%范围内[6-8]。然而将经典几何结构的霍尔 推进器进一步缩小到亚厘米尺寸会导致效率更低, 在约100W的功率水平下效率为6%。效率低下可 能是由于较大的轴向电子电流引起的,该电流由于 推进器磁体过热导致磁场退化或者是由于电子与 通道壁碰撞而增强。因此,寻常环形霍尔推进器的 小型化并不容易。普林斯顿等离子体物理实验室 (PPPL)的 Raitses 和 Fisch 提出了圆柱形霍尔推进 器(CHT), 克服了这些小型化问题, 开发了直径为 9 cm 的圆柱形霍尔推进器,其陶瓷放电通道中具有 较短同轴和相对较长的圆柱形区域。与经典几何 结构的霍尔推进器(SPT)不同, CHT 由于较长的圆 柱型区域具有更大的体积于表面比。因此, CHT 通 道中的功率或离子损失较小,也就是说,CHT可能 具有更长的工作寿命。9 cm CHT 作为实验室样机 并未像最先进的 SPT 那样进行优化, 但推力效率接 近40%,表明圆柱形方法对于低功率应用非常有前 景。Smirnov等开发了直径 2.6 cm 的 CHT 与相同 直径的 SPT 比较推进器性能, 以检验圆柱形方法对 低功率霍尔推进器缩放的可行性。在 50~300 W 功 率范围内, CHT 实现了 15%~32% 的推力效率, 这表 明 CHT 的推力效率不仅与 2.6 cm 的 SPT 相当, 而 且与现有的其他低功率霍尔推进器相当,如 BHT200-XB(功率在100~300W时,效率为20%~45%)和SPT-30 (功率在 100~260 W 时,效率为 16%~34%)^[9]。

本文在圆柱形方法的基础上,选择阳极层霍尔 推进器技术变种设计^[10-12]低功率圆柱形霍尔推进器, 开展放电实验,研究在高电压、小气量、低电流工况 下低功率霍尔推进器的工作特性,为进一步发展高 效率、长寿命的低功率霍尔推进器优化设计提供技 术支撑。

1 实验装置

低功率圆柱形霍尔推进器结构如图 1 所示,从 阳极到推进器出口的总通道长度为 5.24 mm,通道 外径为 25.4 mm,内径为 12.7 mm。推进器总长度 为 25.4 mm,总直径为 31.75 mm。推进器使用由钐 钴合金制成的轴向磁化永磁环,径向磁场在阳极附 近最大约为 1000 Gs。



图1 低功率圆柱形霍尔推进器结构示意图

Fig. 1 Schematic of the low-power cylindrical Hall thruster used in the study

实验在一个直径约为1m、长3m的非磁性不 锈钢室组成的测试平台内进行,该真空室采用3台 涡轮分子泵(中科科仪FD-250/1400B型)抽气,并由 一台机械泵和罗茨泵提供支持,总抽速约为4570L/s。 使用商用流量控制器(0~20 mL/min)在 0~4 mL/min 范围内进行体积校准,向阳极提供实验用Ar气体, 运行时的基本压力维持在 3.75×10⁻⁵ Torr 左右,操作 压力不超过 1.13×10⁻⁴ Torr。低功率圆柱形霍尔推 进器在等离子体综合调试平台上放电状况如图2所 示,该推进器羽流具有较好的准直性。

实验中通过搭建平板接收离子的方式^[13]测量 推进器出口平面 100 mm 处的离子束电流,平板上 加有 50 V 的负偏压。测量方法示意图如图 3 所示。

2 实验结果与讨论

2.1 低功率圆柱形霍尔推进器的工作特性

低功率圆柱形霍尔推进器的电离区域和加速 区域是重合的,由于放电室长度短、壁的导电性质









导致等离子体鞘层电压大且二次发射相应较低,电 子在流向阳极时保留了大部分能量,从而实现陡峭 的电子温度梯度和高电子温度。在阳极附近,由于 磁场与电场方向近乎正交,交叉的电磁场捕获电子, 使电子在封闭的产来方场中延磁力线做角向漂移运 动形成霍尔电流。由于通道圆柱形部分磁场的磁 镜效应,电子难以进入通道环形区域而限制于"混 合陷阱"中。在阳极附近中性气体分子与电子的碰 撞截面增大,电离形成的离子在阳极与阴极电势差 以及空间电荷鞘层中加速,从而产生推力。

本文的所有测量中,放电均为在电压限制模式 下进行的。在同轴通道周围,放电发出的辉光相当 均匀。

低功率圆柱形霍尔推进器的电压与电流特性 曲线如图 4 所示。气体流量一定时,随着电压逐渐 升高,电流也逐渐增大。当气体流量在 2.0 mL/min 以下时,电压与电流近乎呈线性上升。当气体流量 在 2.0~3.5 mL/min 之间时, 电流在 1200 V 附近激增, 之后有所回落,在电压大于1500V后,电流再次逐 渐升高,并在电压达到 2000 V 后,逐渐趋于平缓。 当气体流量在超过 3.5 mL/min 时, 电流随电压升高

而逐步升高,没有波动,并在电压达到 2000 V 后,逐 渐趋于平缓。



图4 在不同体积流量下的放电电流与放电电压

Fig. 4 Discharge current versus discharge voltage at different Ar volume flow rates

由于气体流量的不同,放电电流与放电电压的 变化趋势可大致分为三种,一是气体流量较低时, 电压与电流近似线性;二是气体流量较大时,电流 在 1200 V 左右会激增, 整体提升一个"台阶"; 三是 气体流量介于前两者时,电流在1200 V 附近激增后 有下降波动。对此作出解释为,当气体流量较低时, 推进器通道中的中性气体密度较小,电磁场中的漂 移电子与气体分子的碰撞截面较小,此时气体的电 离率不高,电流随着电压升高引起的电离率增大而 升高。当气体流量进一步增大时,气体电离更加容 易,电离产生的电子进一步加剧电离过程,因此电 流出现激增,如图5所示,但由于气体流量的限制, 使得这一过程难以维持平衡,在电压继续升高时," 燃料"的供应不足,高电离效率难以自持,电流大小 有所回落。当气体流量足够大时,相对低的电压下 依然实现了高电离效率,电流虽然没有出现激增, 但相对于气体流量较小时,电流整体提升了一个台 阶。此外,在气体流量大于一定阈值后,电离效率 的提高使得在高电压下,电流大小趋于平缓,即电 离近似饱和。

2.2 离子电流的测量

离子质量远大于电子质量,因此测量低功率圆 柱形霍尔推进器羽流束的离子总电流,可以计算出 推进器的电流利用率、推进器的工作效率以及推力 大小等。低功率圆柱形霍尔推进器没有配备外阴 极电子发射器[14],羽流几乎对称。如图6所示在距 离低功率圆柱形霍尔推进器出射口 100 mm 处置一 平板探针,并加上 50 V 负偏压排斥电子。

离子束电流随电压的变化如图 7 所示。离子 束电流与放电电流随放电电压变化的趋势一致,离 子电流与放电电流的比值集中在 60% 到 85% 之间。 当气体流量固定时,电压逐渐上升的过程中,离子 电流逐渐上升与放电电流类似,当电压大于 2000 V 后,离子电流有下降趋势。这是因为电压过高,轴 向漂移的电子速度变得很大,电子与中性气体分子 作用的时间变短,能量交换不充分,此外,由于磁镜 磁场中运动的带电粒子磁矩不变,轴向速度增大会



- 图5 在 1200 V 附近电流激增,离子束流强度显著增大
- Fig. 5 The current surges near 1200 V, and the ion beam increases significantly



- 图6 距离出射口 100 mm 处放置带有 50 V 负偏压的离子束 流接收板,测量羽流离子电流
- Fig. 6 An ion beam receiving plate with a negative bias of 50 V is placed 100 mm from the outlet port to measure the plume ion current



- 图7 不同体积流量下测得,(a)离子电流与放电电压的关系,
 (b)放电电流与放电电压的关系,并得出(c)电流利用率
 随电压变化的情况
- Fig. 7 Measured under different volume flow rates, (a) the relationship between ion current and discharge voltage, (b) the relationship between discharge current and discharge voltage, and (c) the change of current utilization rate with voltage

使角向运动速度减小,所以角向运动的电子数量 小于低电压时的电子数。所以到达阳极的电子增 多,中性粒子电离减少,离子电流也随之下降。放 电电流趋于平缓,故电流利用率在高电压时也出现 下降。

2.3 推进器效率、比冲和推力的计算

通过测量放电电压、放电电流、质量流量和离 子束电流,可以由以下公式计算出推进器的推进剂 利用率、比冲和推力^[15]:

$$\eta_{\rm m} = \frac{\dot{m}_{\rm i}}{\dot{m}_{\rm p}} = \frac{I_{\rm b}}{e} \frac{M}{\dot{m}_{\rm p}} \tag{1}$$

$$T = \sqrt{\frac{2M}{e}} I_{\rm b} \sqrt{V_{\rm d}} \tag{2}$$

$$I_{\rm sp} = \frac{T}{\dot{m}_{\rm p}g} = \frac{\eta_{\rm m}}{g} \sqrt{\frac{2eV_{\rm d}}{M}} \tag{3}$$

$$\eta_{\rm T} = \frac{T^2}{2\dot{m}_{\rm P} p_{\rm in}} \tag{4}$$

式中, η_m为推进剂利用率; η_r为推力效率; ^{*'n*_e}为推进 剂质量流量; ^{*'n*_i}为出射口外的离子质量流量; *M*为粒 子质量; *I*_s为离子束电流; *V*_d为放电电压; *g*为重力加 速度, 取 9.807 m/s²。

低功率圆柱形霍尔推进器的质量流量在 0.03 mg/s~0.105 mg/s,放电电压范围在1000 V~2400 V。如图 8 所示,通过公式计算出推进剂利用率η_m 在1.54%~6.35%之间,推力在0.118 mN~0.78 mN之 间,比冲在218 s~1419 s之间,推力效率在6.14%~ 20.39%之间。



图8 不同体积流量下。(a)推力与功率的关系,(b)推力与放电电压的关系,(c)推力效率与放电电压的关系,(d)比冲与放电电压的关系

Fig. 8 Under different volume flow rates. (a) the relationship between thrust and discharge power, (b) the relationship between thrust and discharge voltage, (c) the relationship between thrust efficiency and discharge voltage, (d) the relationship between specific impulse and discharge voltage

与其他 100~300 W 先进霍尔推进器相比,如 BHT200-XB (功率在 100~300 W 时,效率为 20%~ 45%)和 SPT-30 (功率在 100~260 W 时,效率为 16%~34%),在 50 W 功率范围内,低功率圆柱形霍 尔推进器推力效率略低(功率在 10~30 W 时,效率 为 12.27%~20.39%),考虑到尺寸和功率的缩小,低 功率圆柱形霍尔推进器仍具有较好的工作性能。

3 结论

本文从实验上验证了低功率圆柱形霍尔推进

器无电介壁技术变种的可行性,其工作特性表 现为:

(1)工作电压在 1000~2400 V,比冲在 218~ 1419 s,推力在 0.118 mN~0.78 mN 之间,最大电流利 用率为 87%,最大推力效率为 20.39%。

(2)低功率圆柱形霍尔推进器放电稳定,具有 较好的准直性。

(3)气体体积流量变大的过程中,离子束流出 现强弱两种模式(Dongho Lee 等也有类似发现^[16]), 离子束流增强使得推进器推力出现明显增强,效率 也有提升。

目前,低功率圆柱形霍尔推进器在 50 W 功率 内效率较好,但工作寿命不清楚,离子束流出现强 弱模式的物理机理尚不清楚。在下一步工作中,需 要优化改进装置结构提高推进器效率,模拟仿真分 析离子束流出现强弱模式的物理原理,并通过实验 测试评估推进器的工作寿命等其他性能参数。

参考文献

- Mazouffre S. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches[J].
 Plasma Sources Science and Technology, 2016, 25(3): 033002
- [2] Potrivitu G C, Sun Y F, Rohaizat M W A B, et al. A review of low-power electric propulsion research at the space propulsion Centre Singapore[J]. Aerospace, 2020, 7(6): 67
- [3] Levchenko I, Bazaka K, Ding Y J, et al. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: from proximate targets to furthermost frontiers[J]. Applied Physics Reviews, 2018, 5(1): 011104
- [4] Lev D, Myers R M, Lemmer K M, et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion[J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 213–227
- [5] Hara K. An overview of discharge plasma modeling for Hall effect thrusters[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2019, 28(4): 044001
- [6] Raitses Y, Fisch N J. Parametric investigations of a nonconventional Hall thruster[J]. Physics of Plasmas, 2001, 8(5): 2579–2586
- [7] Smirnov A, Raitses Y, Fisch N J. Parametric investigations of miniaturized cylindrical and annular hall thrusters[C]//27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena: Princeton University, 2001

- [8] Smirnov A, Raitses Y, Fisch N J. The effect of magnetic field on the performance of low-power cylindrical hall thrusters[C]//29th International Electric Propulsion Conference, Princeton: Princeton University, 2005
- [9] Seo M, Lee J, Seon J, et al. Radial scale effect on the performance of low-power cylindrical Hall plasma thrusters[J]. Applied Physics Letters, 2013, 103(13): 133501
- [10] Zhang F, Li P C, Zhang Z H, et al. Simulation design of miniaturized electric thruster based on Hall ion source[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2021, 41(10): 993–1000 (张帆, 李平川, 张正浩, 等. 基于霍尔离子源的小型化电推力器仿真设计 [J]. 真空科学与技术学报, 2021, 41(10): 993–1000(in chinese))
- [11] Zhao J, Tang D L, Li P C, et al. Effect of electromagnetic field on ionization efficiency of anode layer Hall thruster: a simulation study[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2019, 39(7): 583–587 (赵杰, 唐德 礼, 李平川, 等. 电磁场对阳极层霍尔推力器电离效率 的影响 [J]. 真空科学与技术学报, 2019, 39(7): 583– 587(in chinese))
- [12] Li P C, Tang D L, Zhao J, et al. Sputtering of hollow inner magnetic pole of cylindrical anode layer Hall thruster: a simulation study[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2018, 38(10): 875-882 (李平川, 唐德礼, 赵杰, 等. 空心内磁极圆柱形阳极层霍尔推进器溅射仿真 [J]. 真空科学与技术学报, 2018, 38(10): 875-882(in chinese))
- [13] Li P C, Xu L, Zhao J, et al. Numerical simulation and experimental research on miniaturized anode layer thruster[J]. Vacuum, 2023, 60(4): 36-41 (李平川, 许丽, 赵杰, 等. 微型化阳极层推力器数值模拟与性能实验
 [J]. 真空, 2023, 60(4): 36-41(in chinese))
- [14] Zhao J, Tang D L, Cheng C M, et al. Characteristics of the low power cylindrical anode layer ion source[J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 2009, 29(1): 92-96 (赵 杰, 唐德礼, 程昌明, 等. 低功率圆柱形阳极层离子源的 性能研究 [J]. 核聚变与等离子体物理, 2009, 29(1): 92-96(in chinese))
- [15] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2008
- [16] Lee D, Doh G, Kim H, et al. Distinct discharge modes in micro Hall thruster plasmas[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2021, 30(3): 035004