

# 小功率氨电弧推力器性能研究

孟 显 潘文霞 吴承康

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

**摘 要** 采用自行设计的小功率电弧推力器和小推力测量装置, 以氨气为推进剂, 系统测量了推力器在不同推进剂流量和弧电流条件下的推力和弧电压数据, 导出了对应条件下的比冲和推力效率, 并对推力器性能进行了分析。实验结果表明: 当推进剂流量为 150~450 mL/min 时, 推力器可在输入功率小于 100 W 的条件下稳定运行, 比冲最大接近 250 s。

**关键词** 小功率氨电弧推力器; 推力; 比冲; 推力效率; 弧电压

**中图分类号:** O539 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2013)10-1931-04

## Performance Study of Very-Low-Power Arcjet Thruster With Ammonia Propellant

MENG Xian PAN Wen-Xia WU Cheng-Kang

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract** With a self-designed very-low-power arcjet thruster and thrust measurement devices, thrust performance, i.e., specific impulse and thrust efficiency, and IV Characteristic with ammonia propellant have been systematically measured and analyzed. Experimental results show that the arcjet thruster can stably operate at input power lower than 100 W when gas feeding rate is in the range of 150 mL/min to 450 mL/min, and the maximum specific impulse is close to 250 s.

**Key words** very-low-power ammonia arcjet thruster; thrust; specific impulse; thrust efficiency; arc voltage

## 0 引 言

近年来随着星载遥感器、探测器等有效载荷的小型化及高性能化, 新一代小卫星获得了蓬勃发展, 但同时, 卫星的小型化对相应的推进系统也提出了更高的要求。星上推进系统担负着将卫星送入指定工作轨道、完成卫星在轨道上各阶段的目标捕获、姿态控制、轨道调整和位置保持等任务, 是卫星平台的一个重要组成部分<sup>[1]</sup>。中低功率的电弧加热推力器(Arcjet)以其良好的性能和稳定性, 被认为是较为理想的空间推进发动机之一。由于小卫星通常难以提供中低功率电弧推力器所需的较大输入电功率需求, 因此 100 W(甚至几瓦)以下稳定工作的 Arcjet 近年来得到了广泛关注<sup>[2,3]</sup>。以肼为推进剂的电弧加热推力器在国外已成功应用于卫星姿态及轨道控制<sup>[4,5]</sup>, 然而由于肼是有毒、致癌的物质, 并且容易着火, 使用中需要昂贵的处理设施, 不利于降低成本及减轻推进系统的重量。氨易于液化、密度高、携带方便,

是一种有良好应用前景的推进剂, 国内外已有用液氨进行小卫星姿态/轨道控制的实例。但由于氨冷气推进受环境温度影响明显, 性能很不稳定。通过电弧加热推进剂可大幅度提高推力器产生的比冲, 且性能稳定, 可能是解决氨冷气推进性能不稳定的有效方案。

实现小功率氨电弧推力器的稳定放电, 需要解决小质量流量氨推进剂的稳定供给以及作为多原子气体的氨气在小质量流量及小电流条件下的持续稳定放电。目前对相关问题还查不到系统的研究报道。本文工作中采用自行研制的小功率电弧推力器, 实现了以氨气为推进剂的电弧推力器的持续稳定放电。采用测量冲击力的间接测力方法<sup>[6,7]</sup>, 系统测量了推力器在不同工作参数条件下的推力数据, 结合弧电流、弧电压的测量数据, 导出了对应条件下的比冲和推力效率, 并对推力器性能进行了分析。

收稿日期: 2012-12-29; 修订日期: 2013-09-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No.50836007; No.10921062)

作者简介: 孟 显 (1974-), 女, 副研究员, 博士, 主要从事热等离子体特性参数诊断研究。

## 1 实验方法

本文所用推力器为自行研制，推进剂为氨气，流量范围为 150~450 mL/min，工作电流为 60~200 mA。图 1 所示为实验系统图。实验系统由推力器、小推力测力器、供电电源、数据采集系统、真空系统和水冷系统等几部分组成。推力器通过聚四氟绝缘件固定于真空室顶部；测力器置于推力器正下方的升降台上，升降台通过步进电机控制，实现对测力器和推力器喷口间距离的精确调节；测力传感器输出的微伏级小电压信号经过高精度放大器放大，再由计算机采集；氨推进剂置于高压液氨瓶中，通过氨气专用二次减压阀和小流量质量流量计实现氨气的充分气化并供入推力器；压力传感器、弧电流传感器和弧电压传感器可实时测量推进剂入口压力、弧电流和弧电压数据，并由计算机采集；供电电源采用 0~500 mA 连续可调的恒流电源；真空泵组由前级机械泵和次级分子泵组成，真空室的极限真空可达  $2 \times 10^{-3}$  Pa；冷却循环水机为测力器的水冷罩及分子泵提供恒温冷却水。

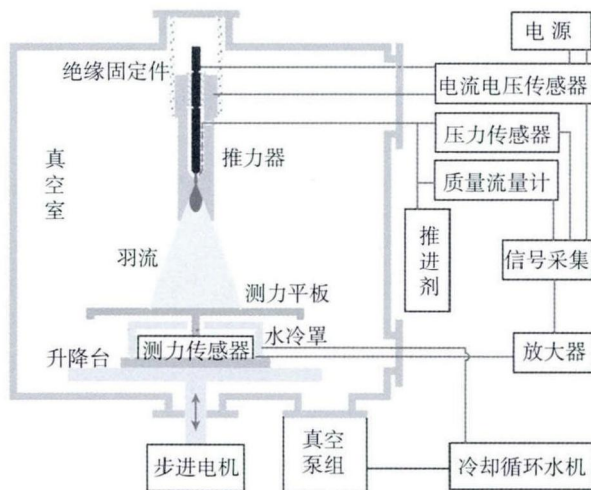


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the experiment system

自行研制的小功率电弧推力器主要由阴极，阳极，绝缘件和密封件等组成。阳极采用钨材料；阴极采用铈钨材料；绝缘件采用氮化硼加工而成；密封件为石墨柔性材料。阳极采用锥形喷口，上游收缩角为  $60^\circ$ ，下游扩张角为  $40^\circ$ ，喉道直径 0.3 mm，面积扩张比为 210。

小推力测力器量程为 0~200 mN，精度为 0.01 mN，为自行研制，是实验测量系统的关键部件，主要由测力平板、水冷罩和测力传感器组成，测力器通过减震垫固定于升降台。推力器产生的气动小推

力通过测量冲击力的方法间接得到。该测量方法中推力器与测量系统完全分离，可排除推进剂供给管路设置、供电电缆连接等对小推力精确测量带来的干扰。为了充分接收推力器羽流的冲击，测力平板直径要大于测量平面羽流扩张直径的 2 倍以上。测力传感器置于水冷罩内，以尽量减少环境温升对测力精度的影响；测力器和升降台间加装的材质的减震垫可缓解真空泵运行产生的震动对测力系统的扰动。在本实验中，参考前期实验结果<sup>[8]</sup>，将推力器喷口平面和测力器平板间的距离设定在处于测力平台区的 70 mm。

比冲和推力效率是表征推力器性能的两个重要物理量，比冲表征单位质量推进剂产生的冲量。比冲越高，意味着相同质量的推进剂能够产生更多的冲量。推力效率定义为推进剂动能增量与输入的电功率之比。在执行具体的航天任务时，使用高推力效率的推进系统意味着可以节省更多的推进剂和电能。两者的计算公式如下：

$$\text{比冲: } I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}}, F \text{ 为推力, } \dot{m} \text{ 为推进剂的质量流量。}$$

$$\text{推力效率: } \eta = \frac{F^2 - F_0^2}{2\dot{m}P}, F_0 \text{ 为推力器在冷态时产生的推力, } P \text{ 为电弧功率。}$$

## 2 结果与讨论

图 2 给出了小功率氨电弧推力器从点火、稳定运行、改变运行参数，直至关电源及关氨气推进剂整个实验过程中推力器产生的气动小推力随时间的变化图。图中数字为主动调节参数弧电流和气流量在对应时刻的数值。从图 2 中看到，在氨电弧推力器运行的近 3200 s 的时间内，推力测量结果稳定，波动很小。推力器产生的气动小推力随弧电流和气流量的增加而增加，随气流量的变化更为明显。推力器运行时，随着运行时间的增加，喷管温度逐渐升高，

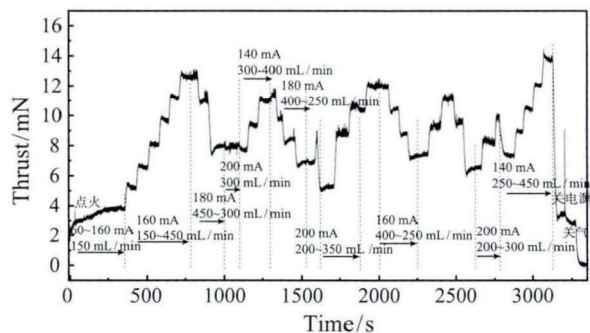


图 2 实验过程中控制参数变化和推力变化情况

Fig. 2 Variations of the control parameters and the thrust during the experiment process

喷管会逐渐红热。

图 3 所示为气动小推力和比功率随推进剂体积流量的变化图。比功率为向单位质量流量的推进剂施加的电功率, 比功率越大, 说明施加在单位质量推进剂上的输入电功率越多。从图 3 中看到, 推力与推进剂流量近似成正比; 推力也随弧电流的增加而增加, 但在本实验中电流增幅较小, 因此推力增加幅度也较小。比功率在本实验中输入电功率变化有限的情况下随推进剂流量的增加而明显降低, 但随弧电流的增加 (电弧功率增加) 明显增加。

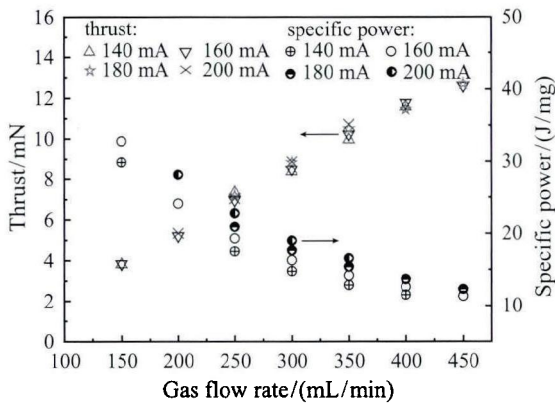


图 3 气动小推力随推进剂流量的变化

Fig. 3 Variations of the thrust with propellant feeding rate

图 4 给出了不同弧电流以及冷态条件下比冲随推进剂流量的变化。冷态条件下比冲约为 94 s, 而当推力器点火运行后, 在所给的弧电流条件下, 产生的比冲超过 200 s。热态条件下比冲先随推进剂流量的增加而有所增加, 在推进剂流量约 350 mL/min 时得到的最大比冲接近 250 s, 而后随流量以及弧电流的增加, 推力器运行开始出现不稳定的现象, 弧

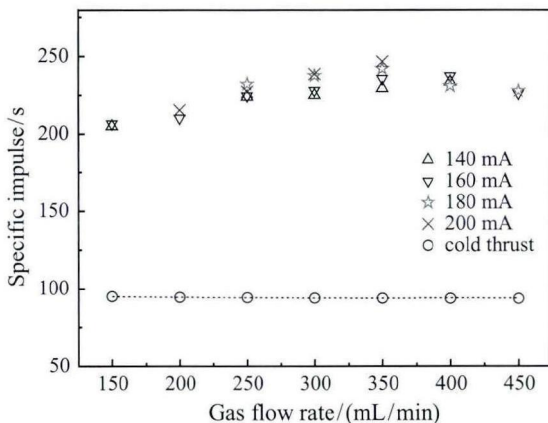


图 4 热态及冷态比冲随推进剂流量的变化

Fig. 4 Variations of the specific impulse in hot and cold state with propellant feeding rate

电流和弧电压采集数据中出现波动, 比冲也有下降的趋势。出现这种情况可能与推力器喷管内复杂的电弧加热和推进剂流动情况有关。电弧推力器的工作原理如下: 供入推力器的气态推进剂先经过阴极和阳极间放电产生的高温电弧加热, 形成最高温度超过  $10^4$  K 的高温部分电离气体, 然后经阳极拉瓦尔喷管膨胀加速, 以超声速形式喷出。而当气体总温高, 且推力器处于最佳膨胀条件, 各项损失较小时, 会获得最高比冲。

综合考虑推进剂流量和输入电功率对比冲的影响, 得到了比冲随比功率的变化图 (图 5)。在同一推进剂流量条件下, 比功率越大, 比冲越高。这显示了气体总温提高对增加排气速度的影响。但在本实验中, 总趋势是高的比冲是在大流量和小比功率下得到的, 而在小流量、高比功率条件下, 比冲降低。这是因为在本实验范围内, 后一种情况对应于很低的热效率。结合测得的推力和输入电功率数据, 得到了图 7 的推力效率随比功率的变化曲线。从图 7 看到, 在本文研究的参数范围, 推力效率约在 5%~20% 之间。

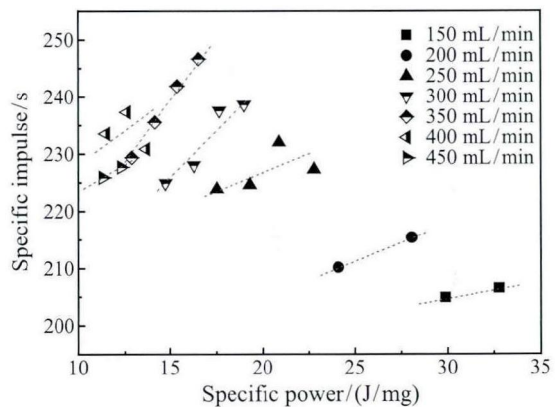


图 5 比冲随比功率的变化

Fig. 5 Variations of specific impulse with specific power

推力效率代表实际得到的排气动能增量与理想动能增量亦即输入电能之比。二者之差来源于各种损失: 散热损失, 摩擦损失, 排气热损失, 冻结流损失等。比功率高, 意味着气体温度高, 各种损失增加, 造成效率降低。在比功率相同而流量变化时, 小流量对应于小输入功率, 但一些损失 (如散热) 并不随之降低, 结果损失占输入功率的比例反而增加, 使得效率降低。图 6 的数据反映了这两种因素的影响: 同一气流量条件下, 推力效率随比功率的增大而降低。而在比功率相同时, 推进剂流量大时推力效率明显高于推进剂流量小时的结果。在这两种因素的影响下, 得到了本实验中比冲和推力效率随比功率和流量变化的数据和趋势。

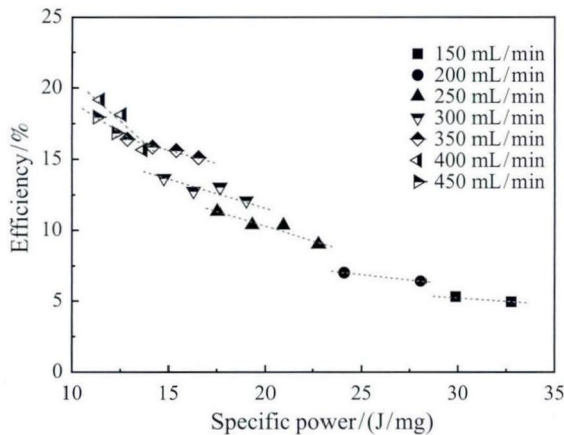


图 6 推力效率随比功率的变化

Fig. 6 Variations of thrust efficiency with specific power

图 7 给出的弧电压随推进剂流量的变化图可看出,在本文研究的参数范围内,弧电流为 140 mA 和 160 mA 时,弧电压随气流量的增加先降低而后增加;弧电流为 180 mA 和 200 mA 时,在实验的气流量范围内,弧电压随气流量的增加而增加;测得的弧电压值高于 350 V,远高于 1 千瓦级氨电弧加热推力器 100V 量级的电压值<sup>[9]</sup>,并且弧电压随气流量的变化范围也较千瓦级电弧推力器高得多。小功率电弧推力器的这种电特性,表明在如此低电流和小气流量条件下,其通道内的气体放电形式可能不是单纯的电弧放电形式,这不同于千瓦级电弧加热推力器。形成如此高电压的一种可能性原因是由于冷边界层区域沿径向的尺寸变厚,电子扩散到阳极需要更高的电压驱动。这些还需要进一步实验验证和理论分析。

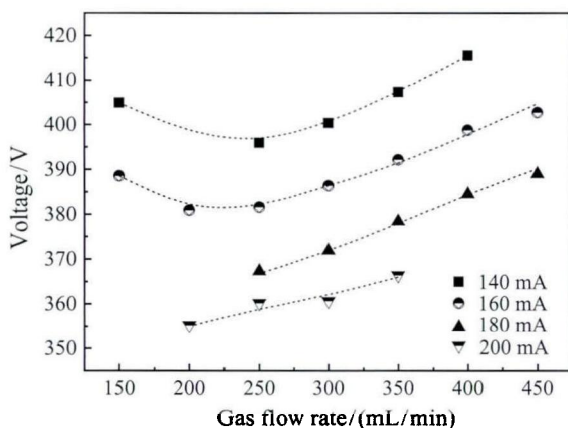


图 7 弧电压随推进剂流量的变化

Fig. 7 Variations of arc voltage with propellant feeding rate

### 3 结 论

采用自行研制的小功率电弧推力器,实现了以

氨气为推进剂时推力器的稳定运行,并对小功率氨电弧推力器的性能进行了初步研究。得到结论如下: 1) 同一推进剂流量条件下,比冲随比功率的增加而增加。当推进剂流量为 350 mL/min 时,获得的最大比冲将近 250 s; 2) 推力效率随比功率的增加而降低,但随推进剂流量的增加而增加; 3) 在本实验的运行参数范围中,当比功率增加时,总的趋势是比冲和效率都下降; 4) 获得的弧电压值超过 350 V,远高于 1 千瓦级氨电弧加热推力器 100 V 量级的电压值,弧电压随推进剂流量的变化范围也远高于 1 千瓦级电弧推力器。

### 参 考 文 献

- [1] 余金培, 杨根庆, 梁旭文. 现代小卫星技术与应用 [M]. 上海: 上海科学普及出版社, 2004: 57-60  
Yu Jinpei, Yang Genqing, Liang Xuwen. Modern Small Satellite Technology and Application [M]. Shanghai: Shanghai Popular Science Press, 2004: 57-60
- [2] Horisawa H, Kimura I, Very Low-Power Arcjet Testing [J]. Vacuum, 2000, 59: 106-117
- [3] Horisawa H, Onodera K, Noda T, Kimura I, Optimum Operational Conditions and Microrfabrications With UV Lasers of Very Low-Power DC Micro-Arcjets [J]. Vacuum, 2006, 80: 1244-1251
- [4] Butler G W, Cassady R J. Directions for Arcjet Technology Development [J]. J Propulsion and Power, 1996, 12: 1026-1034
- [5] Sackheim R L. Overview of United States Space Propulsion Technology and Associated Space Transportation Systems [J]. J Propulsion and Power, 2006, 22: 1310-1333
- [6] Wu Chengkang, Wang Haixing, Meng Xian, Chen Xi, Pan Wenxia. Aerodynamics of Indirect Thrust Measurement by the Impulse Method [J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27(2): 152-163
- [7] 穆克强, 孟显, 潘文霞. 气动小推力的间接测量与误差分析 [C]//第六届中国电推进技术研讨会论文集. 北京, 2010: 163-166  
Mu Keqing, Meng Xian, Pan Wenxia. Indirect Measurement of the Aerodynamic Small Thrust and the Error Analysis [C]//Proceedings of the 6<sup>th</sup> Seminar of the Electric Propulsion Technology of China. Beijing, 2010: 163-166
- [8] 段锐. 小功率氨推进剂电弧加热推力器性能研究 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2012  
Duan Kun. Performance Study of Very Low-Power Argon Arcjet Thruster [D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, 2012
- [9] 黄河激, 潘文霞, 孟显, 吴承康. 推进剂组分对电弧加热推力器性能的影响 [C]//2012 年中国工程热物理学会传热传质分会论文集. 东莞, 2012: 123001  
Huang Heji, Pan Wenxia, Meng Xian, Wu Chengkang. Influence of Propellant Component on the Performance of Arcjet Thruster [C]//Proceedings of the Annual Conference of Heat and Mass Transfer Branch, Chinese Society of Engineering Thermophysics in 2012. Dongguan, 2012: 123001