

小功率电弧推力器性能研究

段焜, 孟显, 黄河激

(中国科学院力学研究所, 北京海淀区 100190)

关键词 电弧推力器, 小功率, 推力, 比冲

摘要: 本文采用自行设计的小功率电弧推力器 (Arcjet) 和气动小推力测量装置, 以氩气为推进剂, 系统测量了两种尺寸推力器在不同工况下的弧电压、弧电流以及推力数据, 对其性能和稳定性进行了分析。实验结果表明: 气流量 4.5~10.5 mg/s, 输入功率 5~25 W 的条件下, 推力器 A 产生的推力为 3.1~9.4mN, 比冲为 70~96s; 在气流量 9 mg/s, 输入功率 25~35 W 的条件下, 推力器 B 产生的推力约 7.5~9.5 mN, 比冲 95~110s。

1 引言

卫星小型化是当今卫星技术的发展趋势之一。星上推进系统作为卫星平台的一个重要组成部分, 在体积和重量上均占卫星整体的很大比例。为保持小卫星质量轻、体积小、成本低、性能高等优越性, 必须研制与小卫星相适应的先进推进系统^[1]。

电弧推力器 (Arcjet) 结构简单、工作电压低、容易与飞行器供电系统协调、推力功率比高, 在技术实现难度以及可靠性等方面也具有一定的优势, 是适合执行卫星姿态控制、位置保持、轨道转移等任务的一类推力器, 尤其是中、低功率的 Arcjet, 以其良好的性能和稳定性的表现, 被认为是比较理想的空间推进发动机之一^[2]。但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功率, 因此统 100 W (甚至几瓦) 以下稳定工作的 Arcjet 近年来也得到了广泛关注。但是如果只简单地把现用的低功率推力器尺寸缩小、功率降低, 推进器的性能会明显变差^[3]。为了研制出与小卫星相适应的 Arcjet, 人们做了大量的研究工作^[4~12]。

本文采用自行设计的小功率 Arcjet 和气动小推力测量装置, 以氩气为推进剂, 系统测量了两种尺寸的推力器在不同工况下的弧电压、弧电流以及推力数据, 并对其性能和稳定性进行了分析。

2 实验与数据处理方法

实验系统由推力器、气动小推力测量系统、高压电源、数据采集系统、真空系统和水冷系等几部分组成。

实验系统的整体格局如图 1 所示, 推力器固定在真空室的顶部, 两者之间由聚四氟绝缘件隔开; 测力器放置在升降台上, 步进电机控制升降台的升降, 实现对测力器和推力器喷口之间距离的精确调节; 真空排气系统由前级机械泵和次级分子泵组成, 机械泵和分子泵的抽速分别为 8.75 L/s 和 500 L/s, 以电离真空计检测真空内的真实压力, 真空室的极限真空度可达 2×10^{-3} Pa, 当推力器运行时, 真空室腔压一般小于 3 Pa; 质量流量计可实现对推进剂流量的精确控制; 采用 WWL-LDG 型精密线性高压直流稳压稳流电源作为供电电源。测力传感器输出的小电压信号经过高精度放大器放大, 再由计算机采集; 推力器入口压力、真空室腔压、气流量、弧电流、弧电压等数据可分别由绝压传感器、电离真空计、质量流量计和电流电压传感器测量, 由计算机采集。循环制冷水机为测力传感器的水冷罩及真空泵组中的分子泵提供冷却水。

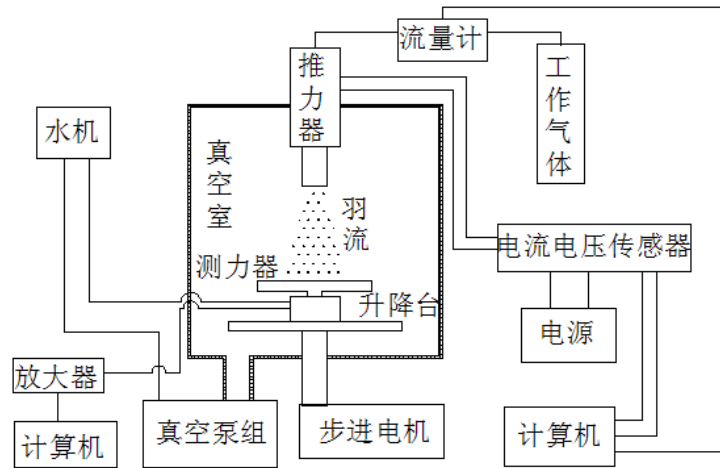


图1 实验系统示意图

推力器主要由阴极，阳极，绝缘件和密封件等组成。阳极采用钼材料；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，推力器 A 的喉道直径 0.4 mm，扩张比为 194；推力器 B 喉道直径 0.3mm，扩张比为 210。

气动小推力测量系统是整个实验系统的关键部分之一。本文采用测量冲击力的方法间接得到气动小推力。这种推力器与测量系统完全分离的测力方法，可以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^[13]。为了尽量减小温漂的影响，测力传感器置于铜制的水冷罩内；同时，为了减弱真空泵运行时的震动对推力测量系统的扰动，在测力器平台底部加装了不同材质的减震垫。测力器的精度为 0.01 mN，测量范围为 0~200 mN。图 2 是冷推力随气流量的变化图。

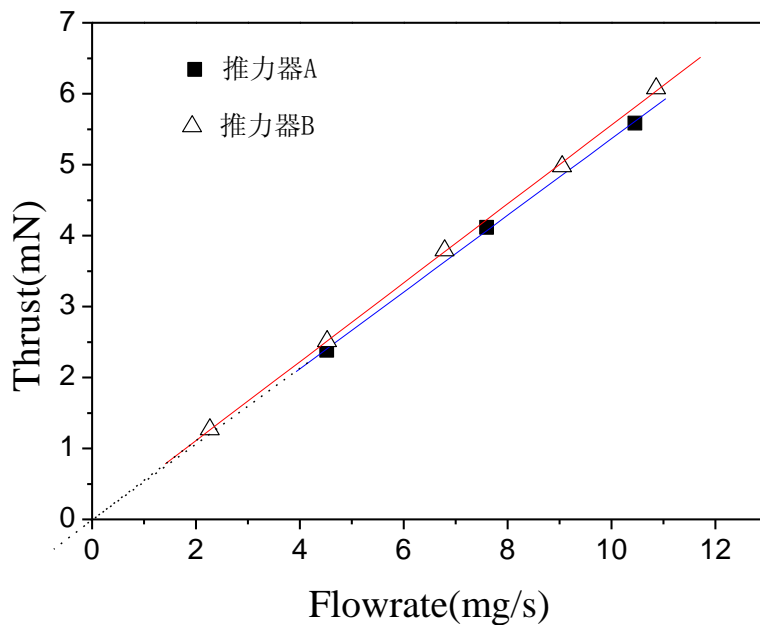


图2 冷推力随气流量的变化

(推力器 A 喷管出口和测力器间距为 70mm，推力器 B 为 60mm)

由拉瓦尔喷管的原理知，对于超声速流动的情况，气体的出口速度只与喷管的扩张比有关，喷管的扩张比一定，则排气速度是一定的。由牛顿第二定律知： $F = \dot{m} \times v$ ，当喷管的排气速度 v 一定时，推力和

质量流量 \dot{m} 成正比。由图可以看出，实验中推力随气流量变化近似为线性关系。同时拟合曲线过零点，也说明了推进剂供给系统具有良好的气密性。

本文选用氩为推进剂，气流量范围为 4.5 ~ 10.5 mg/s。在输入功率 5~35 W 范围内运行推力器，点火后 1 分钟内推力达到稳定值，推力数据都取自稳定后的值。本文中用到的推力器性能参数计算公式如下：

$$\text{电弧功率: } P = U \times I \quad (1)$$

$$\text{比冲: } I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2)$$

$$\text{比功率: } \dot{P} = \frac{P}{\dot{m}} \quad (3)$$

$$\text{推力效率: } \eta = \frac{F^2 - F_0^2}{2\dot{m}P} \quad (4)$$

其中， U 为弧电压， I 为弧电流， F 为点火运行时测得的推力， \dot{m} 为推进剂的质量流量；其中， U 、 I 、 F 、 F_0 、 \dot{m} 均为本实验实测值。

2 实验结果及分析讨论

2.1 喷管出口和测力器平板间距离对推力的影响

文献^[13~15]指出，推力器羽流垂直冲击平板时，当测力平板直径相对羽流扩张直径足够大、喷管出口与测力器平板间距离在一定范围内，测力器平板所受冲击力总是存在一个平台区，此时测得的冲击力近似等于真实的气动推力。图 3 是推力器工作时产生的推力随喷管出口和测力平板之间距离 (L) 的变化图。结果显示，对于推力器 A：在气流量为 4.5 mg/s、弧电流为 20 mA 以及实验所测量的距离范围，推力平台区出现在 $L \leq 80$ mm 的区域内；当气流量为 10.5 mg/s、弧电流为 90 mA 时，推力平台区出现在 $L \geq 60$ mm 的范围内。因此，在本文的实验工况参数条件下，将 $L(A)$ 设定为 70 mm；对于推力器 B：在气流量为 2.3 mg/s、弧电流为 20 mA 以及实验所测量的距离范围，推力平台区出现在 $L \leq 80$ mm 的区域内；当气流量为 10.5 mg/s、弧电流为 170 mA 时，推力平台区出现在 $L \geq 50$ mm 的范围内。因此，在本文的实验工况参数条件下，将 $L(B)$ 设定为 60 mm；

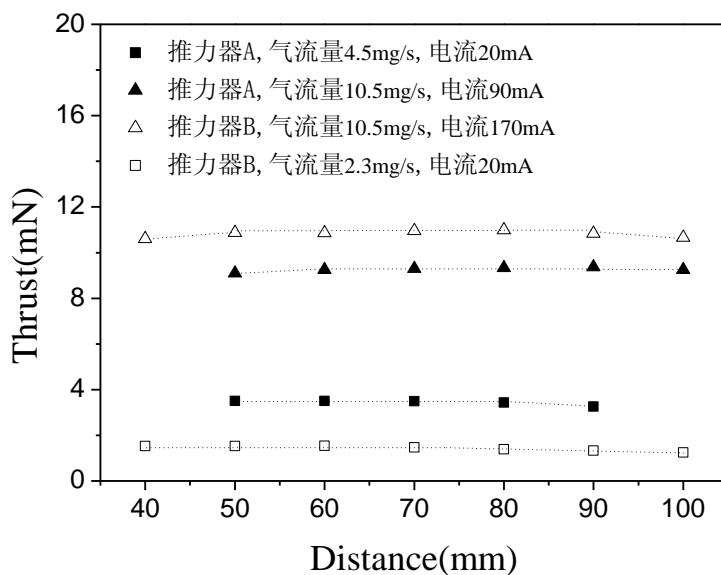


图 3 推力随喷管出口与测力器平板间距的变化图

2.2 运行参数对推力的影响

图 4 是推力随比功率的变化趋势图。由图看出，当气流量一定时，推力随着比功率的增加而增加。从比功率的表达式 (3) 可知，它表征单位质量的推进剂获得的能量；比功率越大，说明单位质量的推进剂获得的能量越多，相应地转化推力的动能的部分会相对较多，从而使得推力增加。在气流量 10.5 mg/s 的条件下，推力器 A 运行时，产生的推力最高可达 9.4 mN，而冷态情况下的推力为 5.6 mN，增幅最高达 68%；而推力器 B 在 9.0 mg/s 的气流量下，可运行至更高的功率，产生的推力最高 9.5mN，冷态下推力为 5 mN，增幅达 90%。

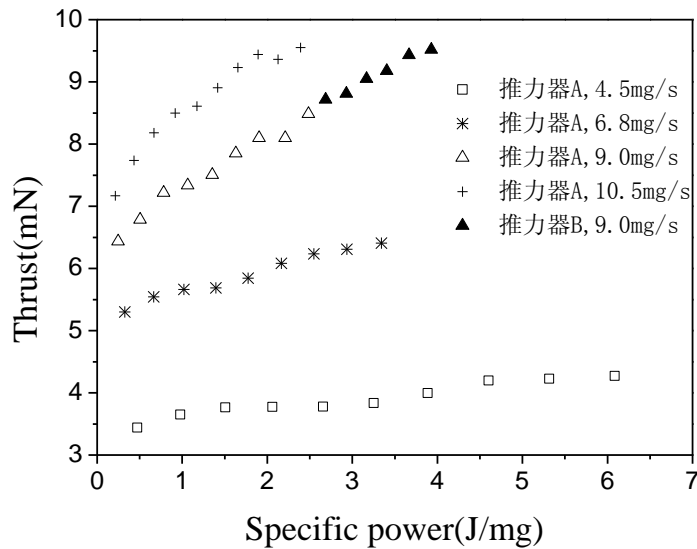


图 4 推力随比功率的变化图

2.3 运行参数对比冲的影响

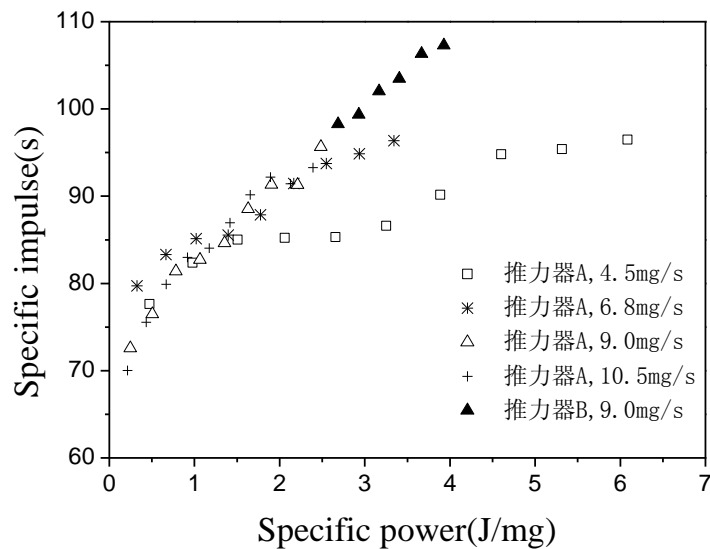


图 5 比冲随比功率的变化图

气流量和输入功率变化对比冲的影响结果整理于图 5。由图可以看出，比冲随比功率的增加而增加。这是因为当气流量不变时，比冲随输入功率的增加而增加，而当输入功率不变时，特别是在较大功率条件下，气流量越大，比冲越小。比冲在物理上实际体现的是推力器有效排气速度的大小。当气流量不变时，随着输入功率的增加，会有更多的输入能量转化为气体分子的动能，从而使得比冲增加。而当输入功率不变时，气流量越小，气体分子获得的动能相对会较多，同样会使得比冲增加。在相同的比功率条件下，气流量 4.5 mg/s 时的比冲值相对偏小，说明此时输入的电功率没有有效地转化为产生推力的动能。这可能和喷管结构有一定关系，在该流量条件下，喉道尺寸相对较大，不能建立较高的入口压力，气流在喷管出口的速度较低，使得比冲也偏低。因而喉道尺寸相对较小的推力器 B，在相同的比功率下能获得更高的比冲。比冲最高时接近 110 s。

2.3 运行参数对推力效率的影响

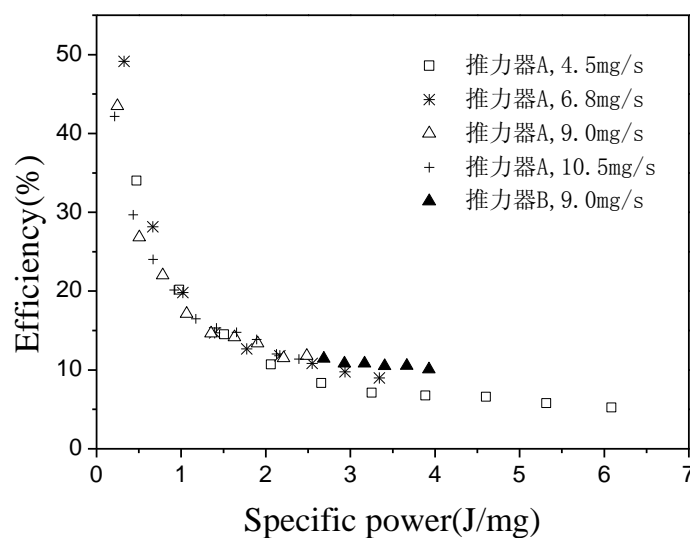


图 6 推力效率随比功率变化图

运行参数对推力效率的影响整理于图 6。推力效率的定义如式 (4)，可近似表达为推力器喷管出口处气体动能和输入电能之比。当输入功率增加时，热辐射损失、冻结能损失等也相应的增加，故效率会有所降低。在比功率较大时，推力器 A 在小流量时效率相对较低，而喉道尺寸相对较小推力器 B，效率略高于推力器 A。原因可能是：喉道尺寸相对较小时，电弧区气体密度较大，推进剂气体与电弧间的能量交换更充分，所以效率会有所增加。故适当减小推力器的喉道尺寸有助于提高推力器性能。

3 小结

本文通过实验的方法，对两种喉道尺寸的小功率电弧推力器（喉道直径：A 为 0.4 mm，B 为 0.3 mm）的性能进行了初步研究，结果显示：气流量 4.5~10.5 mg/s，输入功率大约 5~25 W 的条件下，推力器 A 产生的推力约为 3.1~9.4 mN，比冲约为 70~96 s；在气流量 9 mg/s，输入功率 25~35 W 的条件下，推力器 B 产生的推力约 7.5~9.5 mN，比冲 95~110s。推力、比冲随比功率增加而增加，效率随比功率增加而降低。减小推力器的喉道尺寸有助于提高推力器性能。

致谢 本文工作得到了国家自然科学基金项目的资助(10921062, 10805066)。

参考文献

- [1] 潘科炎, 小卫星的推进系统. 航天控制, 1996年第2期: 47-56
- [2] 潘文霞, 李腾, 黄河激, 林烈, 吴承康, 氮-氢电弧加热推力器运行参数与性能. 推进技术, 2008. 8, 29(4):494-497
- [3] 吴汉基, 蒋远大, 张志远, 王鲁峰, 微小卫星的在轨推进技术. 火箭推进, 2006. 32(3): 40-62
- [4] 汤海滨, 刘宇, 戴梧叶, 小功率电弧等离子体发动机试验及性能研究. 中国空间科学技术, 2000年12月第6期: 51-68
- [5] Horisawa, H., and Kimura, I., "Very Low Power Arcjet Testing," Vacuum, Vol. 59, pp.106-117, 2000
- [6] Horisawa, H., and Kimura, I., "Characterization of a Very Low Power Arcjet," AIAA Paper 99-2435, 1999
- [7] Horisawa, H., and Kimura, I., "Performance Improvement of Very Low Power Arcjets," Proc. 26th IEPC, 1999, pp.345-352
- [8] Horisawa, H., and Kimura, I., "Influence of Constrictor Size on Thrust Performance of a Very Low Power Arcjet," AIAA Paper 98-3633, 1998
- [9] Horisawa, H., and Ashiya, H., and Kimura, I., "Discharge Characteristics of a Very Low-Power Arcjet," IEPC03-0078, Proceedings of the 28th International Electric Propulsion Conference, 2003
- [10] Horisawa Hideyuki and Itsuro Kimura, "Very Low-Power DC Plasma Jet Microthrusters," AIAA 2001-3791
- [11] Slough, John ; Ewing, J. J., "Microarcjet Microthruster for Nanosat," AIAA 2007-5181
- [12] Horisawa, H., Tsuyoshi, N., Onodera, K, and Kimura, I., "Micro-Arcjet: Microfabrication with UV Lasers and Thrust Characteristics," 29th International Electric Propulsion Conference Paper, IEPC-2005-123, 2005
- [13] 穆克强, 孟显, 潘文霞. 气动小推力的间接测量与误差分析. 中国第六届电推进会议, 2010
- [14] 岑继文, 徐进良. 微推力与冲击力关系的实验研究[J]. 推进技术, 2009. 2, 30(1): 114-120
- [15] C. K. Wu, H. X. Wang, X. Meng, X. Chen, W. X. Pan, Aerodynamics of indirect thrust measurement by the impulse method, Acta Mechanica Sinica, 2011, Vol. 27(2):152-163

PREFORMANCE OF A VERY LOW-POWER ARCJET

DUAN Kun, MENG Xian, HUANG He-ji

(Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Very low-power arcjets with two different nozzle sizes and a small-thrust measuring device were developed. With argon as the propellant, the operating parameters of arc voltage, arc current and gas flow rates were measured together with the generated thrust. The performance and stability of the arcjet thruster were analyzed. Results show that: under the conditions of gas flow rate of 4.5 ~ 10.5 mg / s and input power of 5 ~ 25 W, the thruster-A works stably for about six minutes, thrust-A is 3.1 ~ 9.4mN. Compared to the cold thrust, there is an increase of 68% in hot thrust. The specific impulse is 70 ~ 96s. The thruster-B's thrust is 7.5 ~ 9.5mN. Compared to the cold thrust, there is an increase of 68% in hot thrust. The specific impulse is 90 ~ 110s.

Key words Arcjet thruster; Thrust; Specific impulse; Low-power