

小功率氩电弧推力器性能实验研究*

段 锟, 潘文霞, 孟 显, 黄河激

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 为了对适合小卫星使用的电弧加热推进系统的优化设计提供一定的参考, 自行设计了输入电功率数瓦至数十瓦的小功率电弧等离子体推力器及其运行性能实验系统, 包括一种气动小推力的间接测量系统。对四种不同喷管结构和尺寸的小功率电弧推力器, 实验检测了所产生的推力随着弧电流和推进剂流量的变化。结果显示: 在气流量 $4.5 \sim 10.5 \text{ mg/s}$, 输入功率 $3 \sim 35 \text{ W}$ 的条件下, 推力器产生的最大推力约为 9.7 mN , 最大比冲约为 110 s ; 减小喉道直径, 适当增加扩张比有助于提高小功率 Arcjet 的性能; 当弧电流在 $10 \sim 110 \text{ mA}$ 范围内变化时, 弧电压的变化范围约为 $210 \sim 280 \text{ V}$, 气体的放电形式有别于传统的电弧加热推力器。

关键词: 小功率电弧推力器; 气动小推力; 比冲; 推力效率

中图分类号: V439.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 11-1580-05

Investigation for Performance of Very-Low-Power Argon Arcjet Thruster

DUAN Kun, PAN Wen-xia, MENG Xian, HUANG He-ji

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to provide a reference for the optimization design of arcjet thruster for small satellite propulsion system, very-low-power arcjet thrusters with input power of a few watts to tens of watts and performance testing system, including an indirect measurement system of aerodynamic small thrust were designed and built up. The generated thrust was measured with the variations of operating parameters of arc voltage, arc current and gas flow rates. Experimental results show that under the conditions of gas flow rate of $4.5 \sim 10.5 \text{ mg/s}$ and input power of $3 \sim 35 \text{ W}$, the largest thrust generated by the very-low-power arcjet is about 9.7 mN , and the maximum specific impulse is about 110 s . The narrow throat and large expansion ratio can be beneficial for the performance of very-low-power arcjet. When the arc current is increased from $10 \sim 110 \text{ mA}$, the arc voltage is increased from $210 \sim 280 \text{ V}$. In addition, the gas discharge mode may be different from traditional arcjet.

Key words: Very-low-power arcjet thruster; Aerodynamic small thrust; Specific impulse; Thrust efficiency

1 引言

卫星小型化是卫星技术的发展趋势之一。由于变轨、姿态控制、位置保持、编队等任务的需要在轨推力系统已成为小卫星平台的重要组成部分。为了

实现小卫星质量轻、体积小、成本低、性能高的特点, 必须研制与小卫星相适应的先进推力系统^[1]。

由于体积、质量、功率等因素的限制, 可供小卫星选择的推力方式目前主要集中在: 微小高压冷气、电热、液化气、胶体、固体阵列、场发射(FEEP)和脉冲等

* 收稿日期: 2012-12-18; 修订日期: 2013-04-23。

基金项目: 国家自然科学基金(10921062, 50836007)。

作者简介: 段 锟(1987—), 男, 硕士生, 研究领域为应用等离子体力学。E-mail: duankunandy@163.com

离子体推力器 (PPT) 等方面^[2,3]。电弧推力器 (Arcjet) 结构简单、容易与飞行器供电系统协调、比冲适中、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,中、低功率(千瓦级)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适合执行卫星姿态控制、位置保持、轨道转移等任务的一类空间推进发动机^[4]。由于受小卫星能够提供的电功率的限制,近年来功率在百瓦以下的小功率 Arcjet 的研制逐渐引起人们的关注,日本东海大学的 Hideyuki Horisawa^[5-8],美国的 Slough John^[9,10]和德国斯图加特大学的 Birk L Wollenhaupt^[11,12]等研究人员分别在不同的功率和不同的气流量下实现了推力器的稳定运行,并对其性能进行了测试,其中 Hideyuki Horisawa 还研制出了 3×3 矩阵式电弧加热推力器^[8]。但是对于低功率 Arcjet 的性能特点和运行机制,是否类似或者可由普通功率的 Arcjet 类推,还没有详细的研究报告可查。

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,对四种不同结构尺寸的 Arcjet 进行了不同工况下的性能实验。目的是确认小功率条件下推力器的稳定运行,得到较高的推力器性能,同时找出影响推力器性能的因素,为进一步优化设计提供参考。

2 实验方法

实验系统的整体格局如图 1 所示,由 Arcjet 系统、气动小推力测量系统、电流电压、气流量和管路压力测量系统、真空系统和水冷系统等几部分组成。

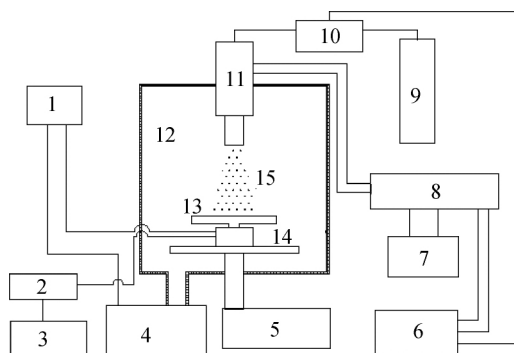


Fig. 1 Diagram of experimental system

- 1) Water cooling 2) Amplifier 3) 6) Computer 4) Vacuum pumps 5) Step-up motor 7) Power supply 8) Current and voltage sensors 9) Propellant 10) Mass flow meter 11) Arcjet thruster 12) Vacuum chamber 13) Thrust measuring instrument 14) Lifting platform 15) Plume

真空系统包括真空室、真空计和真空泵组,真空泵组由前级机械泵和次级分子泵组成;真空计可以对真空室内气压进行实时监测,真空室内极限压力可达 2×10^{-3} Pa, Arcjet 运行时,真空室内气压一般小于 3 Pa。Arcjet 由推力器和电源两部分组成,其中推力器固定在真空室顶部的绝缘底座上,电源放置在真空室外。测力器放置在真空室底部的升降台上,通过升降台的升降,可以实现测力器和推力器喷口之间距离的精确调节。测力器、放大器和计算机组成推力测量系统。流量计可以对推进剂的质量流量进行调节和实时测量;电流电压传感器可以对弧电流弧电压进行实时测量;管路压力可由绝压传感器测量;测量得到的电流电压、气流量和管路压力信号均由计算机采集记录。水冷系统主要用于给真空泵组和测力器提供恒温冷却水。

推力器主要由阴极,兼做喷管的阳极,绝缘件和密封件等组成。阴极和阳极分别采用铈钨和钼为原材料;绝缘件采用氮化硼加工而成;密封件为石墨柔性材料。阳极加工成先收缩再扩张的喷管型。实验中采用四种不同喷管,其尺寸如表 1 所示。喷管 A 对应的推力器称为推力器 A,以此类推。

Table 1 Nozzle parameters

Nozzle	Throat diameter/mm	Throat length/mm	Expansion ratio
A	0.4	0.7	196
B	0.3	0.4	210
C	0.3	0.4	152
D	0.3	0.4	107

气动小推力测量系统是实验系统的关键部分之一。本文设计制作了与推力器分离的气动小推力测力器;测力器包括测力平板、测力传感器和水冷罩三部分。测力传感器置于水冷罩以消除温度对其测量精度的影响,同时通过支架与测力平板连接,测力平板安装时保持与推力器的轴线垂直。Arcjet 运行时,测力平板会受到推力器喷出的羽流的冲击力,并通过支架将力传递给测力传感器,测力传感器的精度为 0.01mN;测力传感器输出的信号经高精度放大器放大,再由计算机采集;推力大小和放大器输出信号之间的关系用高精度砝码来标定,标定结果见图 2。文献^[13]通过理论分析、数值计算、实验研究相结合的方法,系统地分析了喷流冲击平板的间接测力方法的可行性和适用范围;指出在一定条件下情况下,冷气或电热类推力器喷管喷出的高速气流冲击平板表面时,气流沿推力器轴线方向的流动完全改变为径

向流动,轴线方向的动量完全转变为对平板的冲击力。文献^[14]的实验结果表明,微推力器产生的喷流冲击相隔一定距离、且平行于喷管出口平面放置的平板表面时,只要平板面积足够大,冲击力随着喷管出口与测力平板表面的距离变化的曲线会出现平台区,在此区域测得的气动力变化很小,而且与真实气动推力的大小几乎相等。

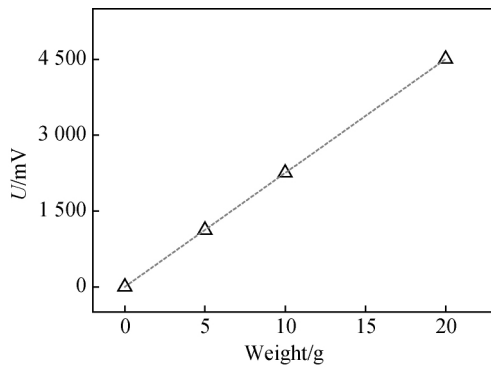


Fig. 2 Amplifier output voltage changed with the weight

图3给出了推力器A在冷态情况下喷出的气流对测力平板的冲击力随测力平板与推力器喷管出口间距离的变化曲线。从图中可以看出,在本实验参数范围内,几种气流量条件下都出现了测力平台区。小气流量时,测力平板与喷管出口间距离为20 mm时,就已经属于测力平台区范围,当测力平板与喷管出口间距离增加时,测得的冲击力开始逐渐降低。气流量越大,测力平台区起点对应的轴向距离越远。例如,当气流量为11.3 mg/s时,测力平板与喷管出口间距离大于60 mm时,才开始出现平台区,当测力平板与喷管出口间距离较近时,测得的冲击力较平台区的值小,这可能是由于此时测力平板的存在影响了喷管内气体的流动。测力平台区的出现以及冲击力随测力平板与喷管出口间距离的变化趋势同文献^[13]所述的现象基本一致。测力平台区对应的冲击力可近似认为与真实气动推力的大小相等。图4给出了测得的平台区的冲击力(气动小推力)随气流量的变化关系。可以看出,测得的气动小推力随气流量的增加而近似线性地增加。

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3 ~ 35 W运行推力器,点火后1 min内推力达到稳定值,推力数据都取自稳定后的值。文中推力效率的计算公式为

$$\eta = \frac{F^2 - F_0^2}{2\dot{m}UI} \quad (1)$$

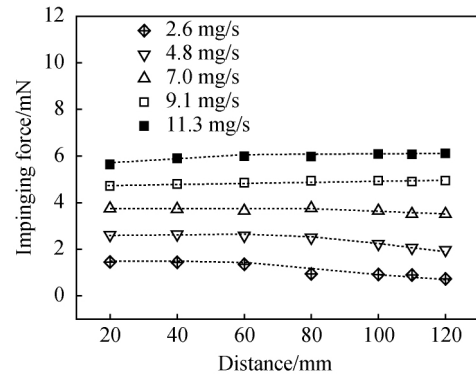


Fig. 3 Variations of the impinging force with the distance between the plate and the nozzle exit (thruster A)

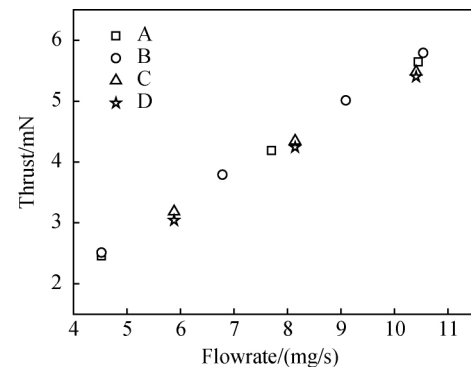


Fig. 4 Variations of the cold thrust of thruster A, B, C, D with the gas flow rate

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

3 实验结果与分析讨论

3.1 喷管喉道直径对推力器性能的影响

图5和图6给出了不同工况下推力器A与推力器B稳定运行时产生的推力及比冲的比较。可以看出:而在相同气流量下,比功率相同时,推力器A和推力器B产生的推力和比冲都相差甚微;而对于推力器B来说,能在比功率较大的工况下稳定运行,因而能产生较大的推力和比冲。

3.2 喷管扩张比对推力器性能的影响

图7给出了不同工况下推力器B,C,D稳定运行时产生的推力的比较。推力器B,C,D的尺寸如表2.2所示,其喉道直径均相同,而扩张比依次减小。由图6可以看出:在相同的比功率和相同的气流量下,推力器B产生的推力均高于推力器C和推力器

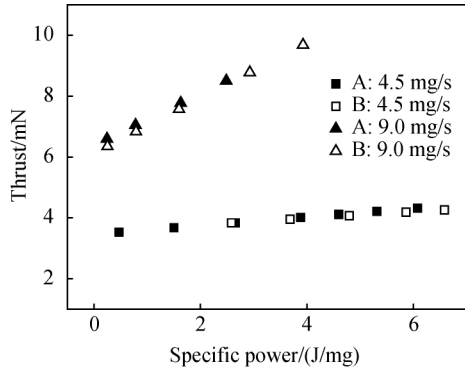


Fig. 5 Thrust comparison of thruster A and B

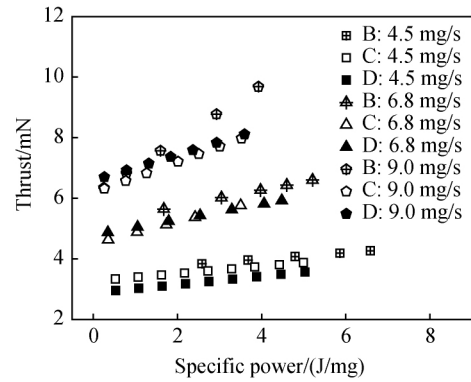


Fig. 7 Thrust comparison of thruster B, C and D

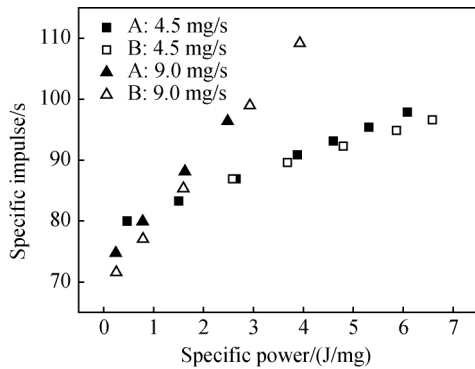


Fig. 6 Specific impulse comparison of thruster A and B

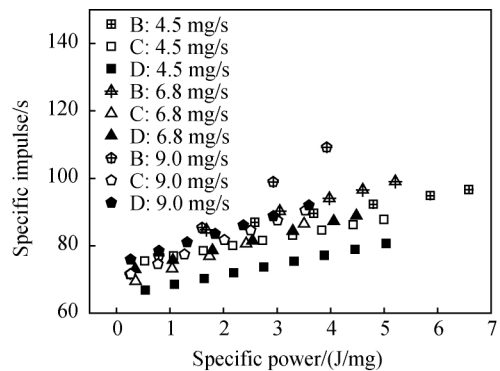


Fig. 8 Specific impulse comparison of thruster B, C and D

D; 而 B, C 两个推力器的推力则比较接近。这有可能是由于喷管的气动性能造成的, 喷管扩张比较小时, 气体焓值不能充分转化为动能, 所以推力较低, 当喷管扩张比增加时, 气体在喷管内停留时间增加, 气体相对膨胀充分使得动能进一步增加, 所以较大扩张比时, 推力较大。

图 8 是推力器 B, C, D 比冲的比较。可以看出推力器 B 稳定工作时的比冲较高, 推力器 C 次之, 推力器 D 最低; 同时可以看出, 相对于其他两个推力器, 推力器 B 能在较高的功率下稳定运行。因为对于喉道直径较小的小功率 Arcjet 来说, 入口压力较高, 电弧被拉出喉道并附着在阳极喷管的扩张段上, 在扩张角相同的情况下, 扩张比越大的喷管扩张段越长, 电弧弧柱可以被拉的越长, 弧柱电阻阻值越高, 输入功率也就越大。因此, 为了得到更高的推力和比冲, 可适当增加推力器喷管的扩张比。

3.3 推力器的推力效率

推力器 A, B, C, D 的推力效率整理于图 9。推力效率的定义如公式 (1), 代表推进剂动能增量与输入的电功率之比。由图可以看出, 推力效率随比功率的

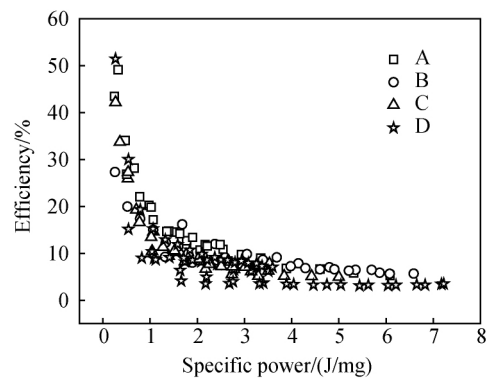


Fig. 9 Thrust efficiency comparison of thruster A, B, C and D

增加而减小。原因是当电流不变气流量减少, 或者气流量不变电流增加时, 都会使得气体温度增加, 同时也改变了喷管中气流和电弧的行为以及与管壁的作用, 通过复杂的作用机制, 其结果是转化为动能的份额减少, 排气热损失和冻结损失的比例增加, 从而使得推力效率降低。同时扩张比较大的推力器 A, B 的推力效率在比功率较大时明显大于推力器 C, D, 这可能是因为扩张比大的推力器更有利于高温气体的充

气膨胀,从而使得气体的内能更有效地转变为产生推力的动能。

3.4 伏安特性分析

小功率 Arcjet 工作时电弧的伏安特性如图 10 所示。当弧电流在 10 ~ 110mA 范围内变化时,弧电压的变化范围大约在 210 ~ 280V。小功率 Arcjet 的这种电特性不同于数百瓦、弧电流为数安培条件下工作的 Arcjet 弧电压只有几十伏的特点^[15],表明在如此低电流条件下,小功率 Arcjet 内的气体放电形式可能不同于千瓦级 Arcjet 的情况。伏安特性与推进剂种类、放电形式等诸多因素相关,这些还有待进一步的实验研究和理论分析工作。

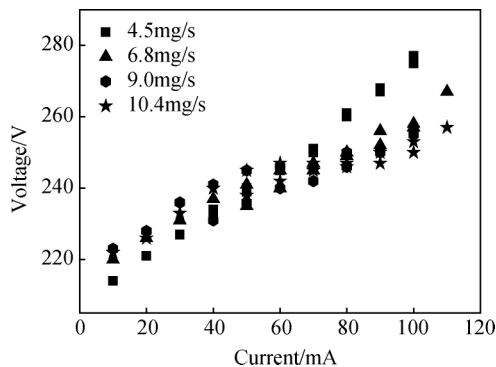


Fig. 10 Volt-ampere characteristics

4 结论

通过本文的研究,得到以下结论:

(1) 在气流量 4.5 ~ 10.5 mg/s,输入功率大约 5 ~ 35W 的条件下,推力器能稳定运行,产生的最大推力约为 9.7mN,最大比冲约为 110s。

(2) 减小喉道直径,适当增加扩张比有助于提高小功率 Arcjet 的性能。

(3) 小功率 Arcjet 工作时电弧的伏安特性为上升型,当弧电流在 10 ~ 110mA 范围内变化时,弧电压的变化范围大约为 210 ~ 280V,不同于数百瓦、弧电流为数安培条件下工作的 Arcjet 下降伏安特性以及弧电压只有几十伏的特点。

参考文献:

- [1] 潘科炎. 小卫星的推进系统[J]. 航天控制, 1996, (2).
- [2] 魏延明. 国外卫星推进技术发展现状与未来 20 年发展趋势[J]. 航天制造技术, 2011, 439(2): 7-12.
- [3] 吴汉基, 蒋远大, 张志远, 王鲁峰. 微小卫星的在轨推

进技术[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 40-43.

- [4] 潘文霞, 李腾, 黄河激, 等. 氮-氢电弧加热推力器运行参数与性能[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 494-497. (PAN Wen-xia, LI Teng, HUANG He-ji et al. Low Power H₂-N₂ Arcjet Thruster Operation and Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(4): 494-497.)
- [5] Horisawa H, Kimura I. Influence of Constrictor Size on Thrust Performance of a Very Low Power Arcjet [R]. *AIAA* 98-3633.
- [6] Horisawa H, Kimura I. Very Low-Power Arcjet Testing [J]. *Vacuum*, 2000, 59(1): 106-117.
- [7] Horisawa H, Kosuke O, Kimura I. Optimum Operational Conditions and Microfabrications with UV Lasers of very Low-Power DC Micro-Arcjets [J]. *Vacuum* 2006, 80(11-12): 1244-1251.
- [8] Horisawa H, Onodera K, Noda T. Multi-Jet Effects of Micro-Nozzle Array in very Low-Power DC Micro-Arcjets [R]. *AIAA* 2006-4496.
- [9] John S, Ewing J J. Microarcjet Microthruster for Nanosat [R]. *AIAA* 2007-5181.
- [10] John S, Samuel A, Timothy Z. Micro-discharge Microthruster [R]. *AIAA* 2005-4074.
- [11] Wollenhaupt B L, Hammer A, Herdrich G et al. A Very Low Power Arcjet (VELARC) for Small Satellite [J]. *IEPC-2011-257*.
- [12] Kothnur P S, Raja L L. Simulation of Direct-Current Microdischarges for Application in Electro-Thermal Class of Small Satellite Propulsion Devices [J]. *Contributions to Plasma Physics*, 2007, 47(1-2): 9-18.
- [13] Wu C K, Wang H X, Meng X et al. Aerodynamics of Indirect Thrust Measurement by the Impulse Method [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2011, (2): 152-163.
- [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. (CEN Ji-wen, XU Jin-liang. Experimental Investigation on the Relation Between Micro-Thrust and Impinging Force [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 2, 30(1): 114-120.)
- [15] 潘文霞, 黄河激, 孟显, 等. 低功率电弧加热推力器喷管温度与性能[J]. 推进技术, 2011, 12, 32(6): 852-856. (PAN Wen-xia, HUANG He-ji, MENG Xian, et al. Effect of Nozzle Temperature on the Performance of Low Power Arcjet Thrusters [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 12, 32(6): 852-856.)

(编辑: 史亚红)