

文章编号:1000-8055(2018)02-0508-05

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.02.030

小功率氮电弧推力器的性能

王 洋^{1,2}, 孟 显², 潘文霞²

(1. 东华大学 理学院, 上海 201620;

2. 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: 采用自然辐射冷却结构的小功率电弧推力器, 实现了以氮气为推进剂的长时间稳定运行。采用间接测力方法得到推力, 利用铜镜反射法拍摄喉道处的放电状态, 结合测量的弧电压、弧电流和气流量数据以及导出的比冲和推力效率, 对推力器运行性能和放电特性进行了研究。结果显示: 在气流量为 100~700 mL/min, 输入功率为 35~55 W 的条件下, 最大推力约为 24 mN, 最大比冲接近 175 s, 当弧电流为 80~120 mA 范围内变化时, 弧电压变化范围为 420~520 V, 并且弧电压随气流量的增加呈现出先下降后上升的趋势。

关 键 词: 小功率电弧推力器; 推力; 比冲; 推力效率; 伏安特性

中图分类号: V439.4

文献标志码: A

Performance of very low-power nitrogen arcjet thruster

WANG Yang^{1,2}, MENG Xian², PAN Wenxia²

(1. College of Science, Donghua University, Shanghai 201620, China;

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

Abstract: Very low-power arcjet thrusters with natural-radiation-cooled nozzle can stably operate for a long period of time by using nitrogen as the propellant. Thrust was measured indirectly using impinging force method, the end-on photos of discharge status within the nozzle were taken through a 45° inclined copper mirror. Performance and discharge characteristics of the very low-power arcjet thruster were analyzed according to the experimental data of thrust, specific impulse, thrust efficiency, arc voltage and arc current. Results showed that the maximum thrust was up to 24 mN and the maximum specific impulse was close to 175 s, when the gas flow rate was within the range of 100–700 mL/min and input power of 35–55 W; with the increase of arc current from 80–120 mA, the arc voltage varied from 420–520 V, and the arc voltage showed the rising trend after falling with the increase of gas flow rate.

Key words: very low-power arcjet thruster; thrust; specific impulse; thrust efficiency; volt-ampere characteristic

近年来,随着人造卫星小型化和高性能化技术的不断发展,小卫星在通信、对地观测、导航定

位和空间科学实验等领域已经成为主要趋势^[1], 同时也需要更高性能的推进系统来使其完成各种

收稿日期:2016-07-26

基金项目:国家自然科学基金(11475239)

作者简介:王洋(1991—),男,硕士生,主要从事等离子体研究。

引用格式:王洋,孟显,潘文霞.小功率氮电弧推力器的性能[J].航空动力学报,2018,33(2):508-512. WANG Yang, MENG Xian, PAN Wenxia, et al. Performance of very low-power nitrogen arcjet thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 508-512.

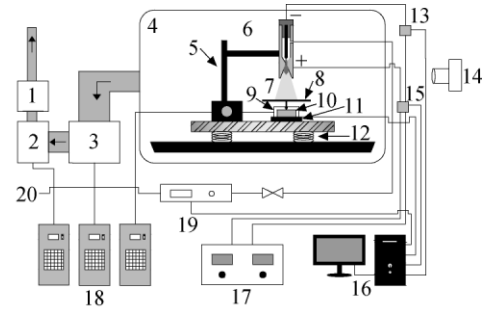
任务,如姿态调整、目标捕获、位置保持等。电推进作为一种高稳定性的推进方式已经广泛的应用在航天器上,其中电弧加热推力器(arcjet thruster)相比于其他类型的电推力器有着结构简单、比冲适中、安全可靠、操作和维护方便等特点^[2]。千瓦级的电弧加热推力器在 20 世纪 90 年代成功实现了商用,例如在 1993 年,使用肼电弧加热推进系统 MR-508 的对地同步通信卫星 Telstar 401^[3]。中低功率的电弧加热推力器由于受小卫星供给的电功率的限制,并不适合小卫星系统。因此 100 W 以下小功率的电弧推力器逐渐受到关注^[4-8]。虽然对于中低功率电弧加热推力器已进行了较长时间的研究,其技术已经相对成熟^[9-14],但是并不能由此简单的类推出小功率电弧加热推力器的性能。实验室前期的工作显示,小功率电弧加热推力器的放电形式有别于千瓦级别的推力器^[15]。

本文使用自行研制的电弧推力器,在工作压强低于 0.3 Pa 的真空环境中,实现了以 N_2 为推进剂的长时间持续稳定放电。采用测量冲击力的间接测力法测量了在不同条件下推力的变化情况^[16],对推力器的运行性能和放电特性进行了分析。

1 实验方法

本文所用的推力器为自行研制,供电电源输出电流为 0~500 mA,输出电压为 0~1 kV,推进剂为氮气,气流量范围为 100~700 mL/min,推力器运行时的工作电流范围为 80~120 mA。实验系统的示意图如图 1 所示。由小功率电弧推力器、推力测量系统、数据采集系统、真空系统、水冷系统等组成。本实验使用的推力器为自然辐射冷却结构,阴极材料为铈钨合金,阳极喷管使用钼制作,绝缘件由氮化硼加工而成,密封件使用石墨柔性材料。阳极喷管的喉道直径为 0.3 mm,喉道长度为 0.5 mm,扩张比为 300。推力器被安装在二维平移台上,喷口垂直向下正对测力平板中心,通过控制平移台可以精确调节推力器与测力器间的距离。真空系统由真空计;直径为 1 m、长度为 1.8 m 的真空室;抽速为 15 L/s 的机械泵;抽速为 150 L/s 的罗茨泵;最高抽速 3 500 L/s 的分子泵组成。在推力器稳定运行的情况下确保腔压低于 0.3 Pa。推力测量系统由两部分组成,分别是测力器和高精度小信号放大器,其中测力器主要由测力平板、测力传感器、水冷罩构成。测力平板与

推力器轴线垂直,测力平板与传感器通过一根细绝缘杆连接,水冷罩用于防止高温对测力传感器的测量结果产生影响,实验时推力器羽流对测力器平板的冲击力经由测力平板通过连接杆传给传感器,传感器输出的微小信号通过放大器放大再由计算机采集。数据采集系统主要对推力器运行时的推力、弧电压、弧电流、推进剂流量和推进剂供入推力器的入口压力进行测量。



1 机械泵; 2 罗茨泵; 3 分子泵; 4 真空室; 5 二维平移台; 6 推力器; 7 羽流; 8 测力平板; 9 水冷罩; 10 测力传感器; 11 减震垫; 12 减震弹簧; 13 电流传感器; 14 照相机; 15 电压传感器; 16 计算机; 17 电源; 18 冷却循环水机; 19 流量计; 20 氮气供给。

图 1 实验系统图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental setup

小推力的精确测量是实验的关键所在,实验中使用的测力器精度为 0.01 mN,采用测量推力器羽流冲击力的方式间接得到推力,推力器与测力器分离,避免了气路与供电电路对测力产生的影响,同时使用水冷罩降低了羽流高温对测力器的影响,安装减震垫与减震弹簧来减小环境震动对测力器产生的干扰,通过高精度砝码来标定推力与输出的电压信号之间的关系。推力器喷管内部放电照片由铜镜反射方法得到^[17]。

2 实验结果与讨论

图 2 给出了普通数码相机拍摄的未点火时喷管和点火后不同条件下的羽流照片,图中虚线为喷管出口的位置。在小气流量下羽流是很微弱的,其亮度会随气流量的增大而变大,在一定气流量下增大弧电流会使羽流明显变亮。图 3 所示为采用铜镜反射方法,通过普通数码相机拍摄的推力器喷管扩张段与喉道处点火前与点火后的照片,图中喷管外壁面的光线是为了更好的拍摄照片人为照射的,因推力器功率很低,如果没有外部光源照射,将只能看到喉道处的放电亮斑。可以看出在气流量为 100 mL/min 时,放电亮斑尺寸并没有大于喉道直径,说明小气流量下放电发生

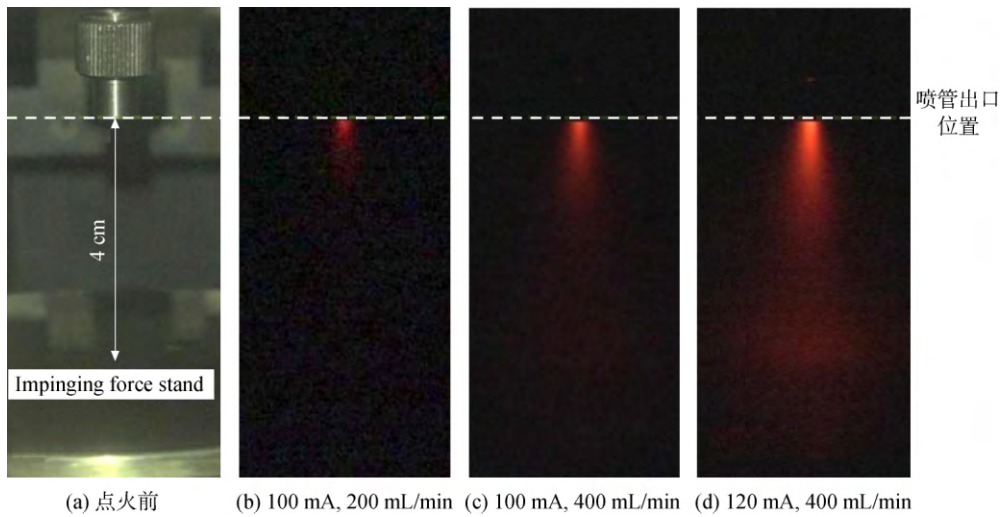


图 2 不同条件下推力器喷管和羽流照片

Fig. 2 Pictures of thruster nozzle and arcjet plumes with different working parameters

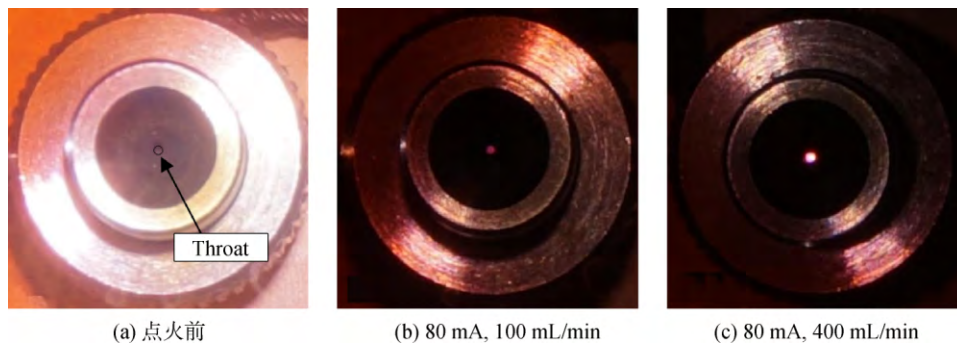


图 3 点火前后推力器喷管照片

Fig. 3 End on pictures of thruster nozzle and arc discharge with different working parameters

在阴极与喷管收缩段之间,没有通过喉道。当气流量加大到 400 mL/min 时,弧柱亮斑尺寸要大于喉道直径,说明放电电弧通过喉道,发生在阴极与喷管扩张段之间。推力器运行一段时间后,再把实验条件变为与图 3(b)一致,发现放电亮斑并无明显变化,说明喷管温度对放电亮斑尺寸影响很小。

图 4 和图 5 分别给出了试验中测量的推力和求得的比冲随比功率的变化。比功率的定义为:单位推进剂所施加的电能,比功率越大说明单位推进剂获得的电能越多,比冲是推力与推进剂质量流量之比。从图中可以看出在不同的气流量下,推力和比冲总趋势都是随着比功率的增大而升高的,这体现了推进剂总温的增加对喷管出口处排气速度的影响。从能量交换方面看,在相同气流量下,比功率高意味着单位推进剂获得的能量多,弧柱的温度会变得更高,在喉道内能量的传递效率会变高,使到达出口处的粒子具有更高的

能量,并且在扩张段转化为更高的动能,表现为排气速度增大,推力和比冲提高。但是在小气流量下,由于放电方式的不同,导致比冲呈现出下降的趋势。本实验通过优化推进器结构和改善实验条件,得到的最高比冲接近 175 s。

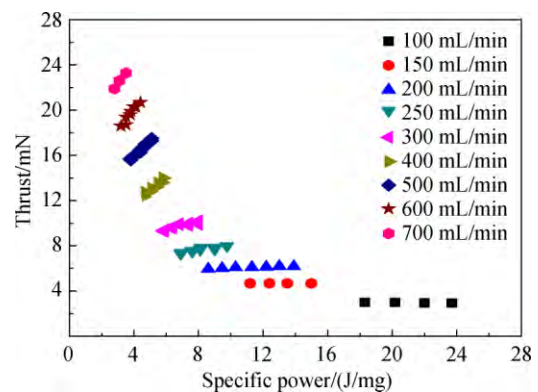


图 4 推力随比功率的变化

Fig. 4 Variations of thrust with specific power

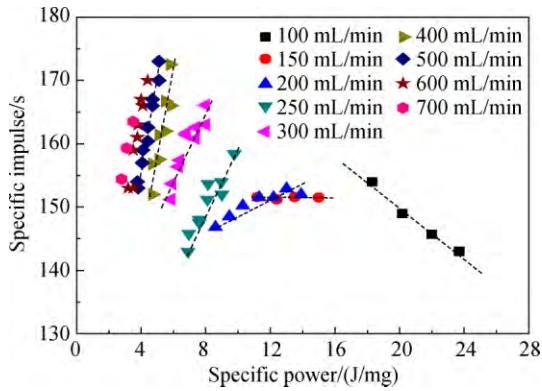


图 5 比冲随比功率的变化图

Fig. 5 Variations of specific impulse with specific power

图 6 为推力效率随比功率的变化,在本实验的参数条件下,推力效率介于 2%~28% 之间。从图中可以看出总趋势是推力效率随比功率的增大而减小,说明在高比功率的情况下,能量损失非常严重,在小气流量下,虽然推进剂获得的能量很多,但各种损失(如冻结损失、散热损失和排气热损失等)所占的比例却变得更大,大部分能量并不能够转化为推进剂的动能,这是造成推力效率低的原因。

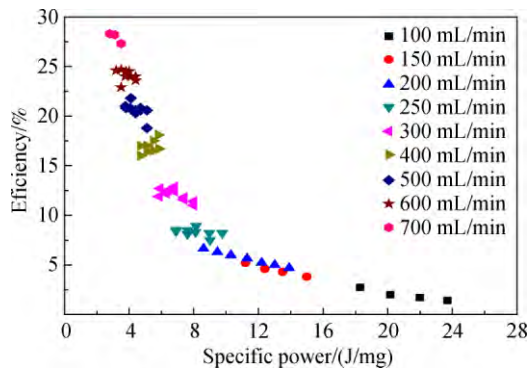


图 6 推力效率随比功率的变化

Fig. 6 Variations of efficiency with specific power

图 7 所示为弧电压随气流量的变化图,从图中可以看到,弧电压随弧电流的增加而线性下降。弧电流为 80~120 mA 时,弧电压的变化范围为 420~520 V,不同于实验室 1 kW 级氮电弧加热推力器工作气流量约几升每分钟、放电电流约 10 A、放电电压约几十伏的数值。气流量较小时(约 200 mL/min),弧电压随气流量的增加而减小,气流量大于 200 mL/min 时,弧电压随气流量的增加而增加,也不同于实验室以往 1 kW 级电弧加热推力器弧电压随气流量的增加而单调增加的特性。小功率电弧推力器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再是单纯的电弧放电形式,而有可能是倾向于辉光和电弧混合的放电模式。由图 2 可知,小气流、小电流条件下,放电发生在阴极和喷管收缩段之间,没有通过喉道,而大气流量条件下,放电发生在阴极和喷管扩张段之间,已通过喉道。由此导致这两种条件下,放电规律可能是不一样的,而气流流动在喉道上游很复杂,由喷管结构可知气流还有旋转,对电弧的作用不再是简单的。文献[18]在约百瓦量级的氮电弧推力器中也给出了相同电流条件下,弧电压不随气流量单调变化的数据。

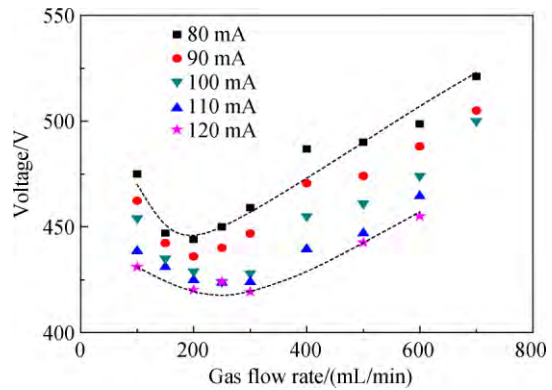


图 7 电压随气流量的变化

Fig. 7 Variations of voltage with gas flow rate

3 结 论

采用自行设计的自然辐射冷却结构小功率电弧推力器,实现了以氮气为推进剂的长时间稳定运行。实验结果表明在气流量一定的情况下,推力和比冲随比功率的增大而增大,实验中得到的最大推力约为 24 mN,最大比冲接近 175 s。在大气流量的条件下可得到较高的推力效率,随着比功率的增加推力效率降低,推力效率介于 2%~28% 之间。小气流、小电流条件下,放电可能发生在阴极和喷管收缩段之间,没有通过喉道,而大气流量条件下,放电在阴极和喷管扩张段之间发生,已通过喉道。

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.
 [2] 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 Wenxia, LI Teng, HUANG Heji, et al. Low power H₂-N₂ arcjet thruster operation and performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 494-497. (in

- Chinese)
- [3] WILSON F C. Recent advances in satellite propulsion and associated mission benefits[R]. AIAA-2006-5307, 2006.
- [4] JOHN S, EWING J J. Microarcjet microthruster for nanosat application[R]. AIAA-2007-5181, 2007.
- [5] HORISAWA H, SAWADA F, ONODERA K, et al. Numerical simulation of micro-nozzle and micro-nozzle-array flowfield characteristics[J]. Vacuum, 2009, 83(1): 52-56.
- [6] HORISAWA H, SAWADA F, HAGIWARA S, et al. Micro-multi-plasmajet array thruster for space propulsion applications[J]. Vacuum, 2010, 85(5): 574-578.
- [7] WOLLENHAUPT B L, HAMMER A, HERDRICH G, et al. A very low power arcjet (VELARC) for small satellite [R]. IEPC-2011-257, 2011.
- [8] 张莘艾, 汤海滨, 刘畅, 等. 小功率电弧加热发动机试验参数测试和精度分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1192-1196.
ZHANG Xinai, TANG Haibin, LIU Chang, et al. Working parameters measurement and precision analysis of ground experiment on arcjet thrusters[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1192-1196. (in Chinese)
- [9] 肖应超, 刘宇, 张国舟. 低功率氩电弧喷射推力器中的辐射[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 873-878.
XIAO Yingchao, LIU Yu, ZHANG Guozhou. Radiation inside a low power argon arcjet thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 873-878. (in Chinese)
- [10] 肖应超, 刘宇, 张振鹏. 环境压强对电弧喷射推力器性能的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 318-322.
XIAO Yingchao, LIU Yu, ZHANG Zhenpeng. Influence of environmental pressure on arcjet thruster performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 318-322. (in Chinese)
- Chinese)
- [11] PAN Wenxia, MENG Xian, HUANG Heji, et al. Effects of anode temperature on the arc volt-ampere characteristics and ejected plume property of a low-power supersonic plasma[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2011, 20(6): 1-8.
- [12] TANG Haibin, ZHANG Xinai, LIU Yu, et al. Performance and preliminary life test of a low power hydrazine engineering design model arcjet[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(7): 577-588.
- [13] SACKHEIM R L. Overview of united states space propulsion technology and associated space transportation systems[J]. Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1310-1333.
- [14] FUNIHIRO I, AKIRA I, KAZUMA M, et al. Performance characteristics of low-power arcjet thrusters using green propellants of HAN and water [R]. AIAA-2014-3506, 2014.
- [15] PAN Wenxia, HUANG Heji, WU Chengkang. Effect of nozzle temperature on the performance of a 1 kW H₂-N₂ arcjet thruster[J]. Plasma Science and Technology, 2010, 12(4): 473-477.
- [16] WU Chengkang, WANG Haixing, MENG Xian, et al. Aerodynamics of indirect thrust measurement by the impulse method[J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27(2): 152-163.
- [17] PAN Wenxia, LI Teng, MENG Xian, et al. Arc root attachment on the anode surface of arc plasma torch observed with a novel method[J]. Chinese Physics Letters, 2005, 22(11): 2895-2898.
- [18] WALKER Q E. Characterization and novel applications of the helium arcjet[D]. Palo Alto, CA: Stanford University, 2007.

(编辑: 叶青)