

低功率电弧加热推力器喷管温度与性能^{*}

潘文霞, 黄河激, 孟显, 吴承康

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 电弧加热推力器利用直流电弧放电加热推进剂, 并将加热后的推进剂通过拉瓦尔喷管高速喷出产生推力。电弧加热推力器的性能与其喷管内部复杂的传热与流动以及能量转换过程密切相关。分别以纯氩、氮、氢气以及氢/氮混合气为电弧加热推力器的推进剂, 在推进剂供给流量 4~270 mg/s, 弧电流 4~12 A, 环境压力低于 20 Pa 的条件下, 实时检测了自然辐射冷却及推进剂再生冷却喷管的电弧加热推力器在运行过程中的喷管外表面温度、弧电压、产生的推力等参数及其变化, 综合分析了喷管温度变化对推力器性能的影响。

关键词: 电弧加热推力器; 喷管温升; 电弧特性; 性能变化

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2011) 06-0852-05

Effects of nozzle temperature on performance of low power arcjet thrusters

PAN Wen-xia, HUANG He-ji, MENG Xian, WU Cheng-kang

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

Abstract: DC discharge in arcjet thruster is used to heat up the injected propellant, which is then accelerated and ejected from a de Laval nozzle at high speed to create thrust. The performance of the arcjet thruster is affected by the complex flow and heat transfer process in its nozzle to a large extent. Performance of arcjet thrusters with radiation or regenerative cooled nozzle was compared in a wide range of operating parameters. Argon, nitrogen, hydrogen and hydrogen-nitrogen mixture were used as the propellants with the feeding rate of 4~270 mg/s. The arc current was set to be 4~12 A and the experimental chamber pressure was below 20 Pa. Evolutions of nozzle temperature, arc voltage and the generated thrust were measured and the dependence of arcjet performance on the nozzle temperature was discussed.

Key words: Arcjet thruster; Nozzle temperature; Discharge behavior; Thruster performance

1 引言

电弧加热推力器系统重量轻, 推力/功率比值高, 与现有卫星推进系统兼容性好, 羽流污染小, 在技术难度、系统复杂性、可靠性等方面都具有优势。因此, 虽然电弧加热推力器的比冲较霍尔和离子发动机的低, 但自 1993 年在国际上首次安装在商业通讯卫星 Telstar IV 上以来发展很快, 在多种电推进发动机中有其独特的地位^[1]。其另一突出的特点是很容易实现在数瓦以至数十千瓦的极宽的功率条件下运行^[2, 3]。美国政府早在 20 世纪 50 年代就曾资助电弧加热推进方面的研究, 据统计^[4, 5], 到 2006 年初, 在已采用电推进系统的约 200 颗卫星中有三十多颗卫

星采用了电弧加热推力器。我国在电弧加热推力器研究方面也已有十年以上的历史, 一些单位相继建立了相关的研究设备, 如电弧加热推力器实验装置与性能测试系统、真空室及相关实验设备等, 对一些关键技术(如小推力测量等)进行了研究, 积累了一些实验与数值模拟工作经验^[6~12]。但是, 国内外对于推力器内部工作过程的细致研究至今仍旧不多。

电弧加热推力器的基本工作原理是通过在阴极和兼做喷管的阳极间放电, 将推进剂加热到超过万度的极高温, 进而在喷管的扩张段膨胀、降温、加速, 产生较高的比冲。虽然工作原理非常简单, 且国外已有不少的研究和应用, 但是仅就常用的千瓦级电弧加热推力器而言, 在喉道直径小于 0.7 mm, 总长度不足 20

* 收稿日期: 2011-03-10; 修订日期: 2011-08-30。

基金项目: 国家自然科学基金 (50836007, 10775164, 10921062)。

作者简介: 潘文霞 (1957—), 女, 博士, 研究员, 研究领域为应用等离子体物理学。E-mail: wxpan@imech.ac.cn

mm 的喷管中,推进剂气体最高温度梯度超过 10^4 K/mm,最大压力梯度高于 10^4 Pa/mm,推进剂在喷管中的滞留时间为微秒量级,流动从喉道上游的连续介质的亚声速发展为在出口附近的稀薄气体和超声速。可想而知其间物理/化学过程的复杂性。

此外,低功率电弧加热推力器从气动推进方面来看,不同于一般化学燃料火箭的燃烧加温在进入喷管的扩张段前业已完成,加热推进剂的电弧会延伸进入扩张段;从直流电弧工作特性方面来看,不同于数十年来已经广泛研究和应用的水冷电极直流电弧等离子体发生器,由耐高温合金制作的兼做喷管的阳极在运行中没有水冷作用来控制电极温度,点火后电极温度随工作参数和时间而变化,而关于这种变化对其运行状况及性能影响的研究很少^[13]。

本文综合实验室以纯氩、氮、氢气以及氩/氮混合气为推进剂,采用自然辐射冷却和推进剂再生冷却两种喷管结构的电弧加热推力器的实验结果,系统地分析了喷管温度及其变化对电弧特性以及推进器性能的影响。

2 实验方法及条件

在与文献[13](图1)和文献[14]相同的两套装置条件下进行了实验。以纯氩、氮、氢气以及体积比为2:1的氩/氮混合气为推进剂,供给流量范围为4~270 mg/s,弧电流为4~12A。在推进剂气体供给流量4.5L/min的条件下,真空泵组的排气能力可使真空腔内的气压维持在约10 Pa。采用两种测力方法测量了推力器产生的气动推力。一种是常规的将推力器固定于测力架的方法^[15];另一种是将推力器固定于真空室内的支架上,采用与推力器分离的平板测力器,通过测量发动机羽流冲击平板的轴向总动量的

方法,实时检测发动机产生的推力^[16]。经过仔细实验标定及冷却结构设计,实现了在机械振动和热噪声下的精确小推力测量,测力精度可达到 ± 1 mN。

采用两种不同喷管冷却结构的电弧加热推力器:一种是喷管外表面大部分暴露,以喷管炽热的外表面向环境自然辐射的能量损失来实现对喷管一定程度的降温冷却;另一种结构是推进剂冷气体在进入喷管压缩段而被放电电弧加热之前,先流经喷管外壁面,在对喷管进行冷却的同时,推进剂气体的温度得到一定程度的提高,因而称之为再生冷却结构。

弧电流、弧电压、推力器压缩段压力等传感器与计算机数据采集系统连接,对各参数进行实时检测。输入推力器的电功率为弧电流与弧电压的乘积。以量程为200~600℃和600~2000℃的两台单色红外测温仪实时检测钨钨合金喷管外表面的温度,喷管表面辐射系数估测为0.31。在喷管出口下游与推力器成45°放置水冷铜镜反射平面,将推力器工作时的喷管内部情况通过窗口反射出真空腔体,用长焦摄像机拍摄喷管内部图像及其变化。选用透过波长为698 nm的滤光片,滤去电弧及羽流中氮、氢等组分的特征谱线,只有热辐射的连续谱在该波长的部分得以通过,从而使摄像机仅拍摄到该波长的热辐射图像。同时以红外测温仪监测参考点的温度变化,标定温度与图像发光强度的关系,结合图像分析软件导出喷管扩张段内壁面温度分布及其变化。

3 结果与讨论

电弧加热推力器在室温条件下点火运行后,放电电弧在加热推进剂的同时也加热喷管,在运行的初始阶段喷管温度随着运行时间的增加而快速上升。自然辐射冷却的喷管温升较快,并在较短的时间内达到稳定状态,即喷管温度在设定的运行条件下达到稳定值;冷推进剂气体再生冷却结构的喷管温度则上升缓慢,且需要较长的时间才能达到稳定值。采用不同推进剂时,由于推进剂本身特性,如密度、电离能力等不同,在相同喷管结构及弧电流条件下,电弧加热推力器稳态工作时推进剂质量流量也不同。同时,喷管温度变化的缓急也受到推进剂气体的种类(性质)影响。如图2所示,使用氢气推进剂时温升最快,氩气时温升最慢且最终喷管温度也最低。由图可见,采用不同推进剂,当再生冷却喷管外壁面温度到达950℃时,所需时间分别为318s(N_2 为推进剂)、31s(H_2)和45s(H_2-N_2)。而采用纯氩为推进剂时,在供给流量

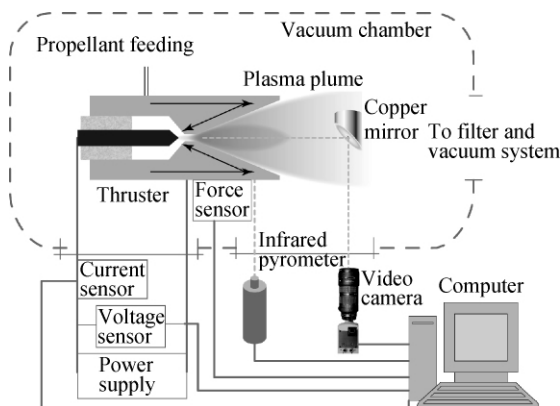


Fig. 1 Schematic illustration of the experimental system

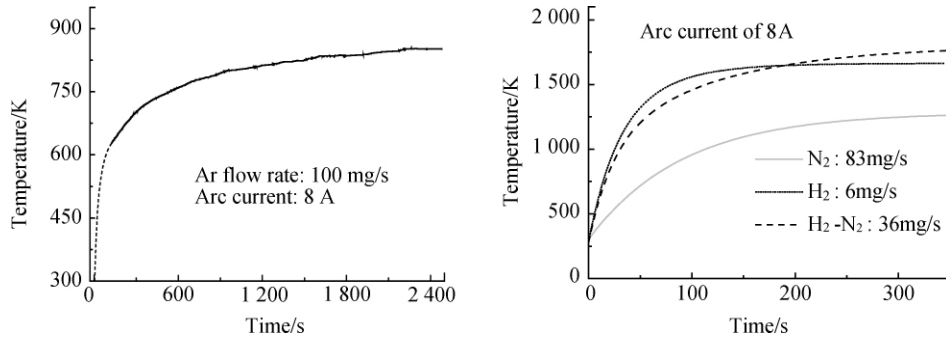


Fig. 2 Development of nozzle temperature with different propellants

100mg/s 弧电流 8A 的条件下,前 900s 时间内,喷管温度上升较快,之后缓慢上升,经过约 2000s 的运行后,喷管外表面的温度才接近稳定于 850K。

图 3 给出了采用不同推进剂,输入电流均为 8A,到达稳态运行时再生冷却喷管扩张段内壁面的温度分布。其中横坐标 r 代表喷管在端视图中投影圆的径向位置,即 $r=0$ 时为喷管中心, $r=5.5\text{mm}$ 时为喷管扩张段最外侧内壁面。以 H_2 和 $\text{H}_2\text{-N}_2$ 为推进剂条件下,喷管整体温度明显高于 N_2 推进剂时的情况,并且高温区的集聚程度明显减弱,这与前期研究中^[8]发现的随着喷管温度上升,电弧弧根由集聚型向扩散型转变有关。

图 4 为再生冷却推力器的电弧伏安特性曲线的斜率随运行时间的变化关系,弧电流在 8~12A,推进剂 Ar 的供给流量在 86~140mg/s 范围变化。随着运行时间的增加,电弧伏安特性曲线的斜率由正变为负,即由上升的伏安特性转变为下降特性,并逐渐趋于稳定值。一般情况下,通道约束电弧呈现上升的伏安特性,而自由燃烧电弧呈现下降的伏安特性。在推力器结构及推进剂流量不变的运行条件下,即使是采用冷推进剂进行再生冷却,对喷管/阳极的冷却效果也远不如常规水冷通道的冷却效果。在常温条件下点火的发动机喷管,随着运行时间的增加而温度逐渐升高(图 2)。

因此,运行初期电弧的上升伏安特性,可以解释为在喷管温度低于一定值的情况下,喷管喉道对电弧弧柱径向尺度的约束效应,导致弧柱中电流密度随弧电流的增大而增大;随着运行时间的增加,喷管温度升高,逐渐失去对弧柱约束效应,弧柱随着弧电流的增大而扩散,电流密度减低,导致下降的伏安特性。

电弧伏安特性的变化,导致在运行参数不变的情况下,输入电功率以及推力器输出性能的变化。图 5

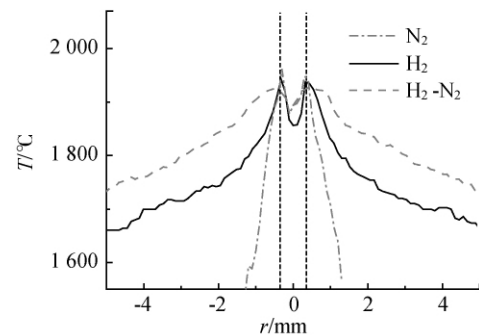


Fig. 3 Distribution of inner nozzle temperatures in the regeneratively-cooled arcjet thruster at stable working condition

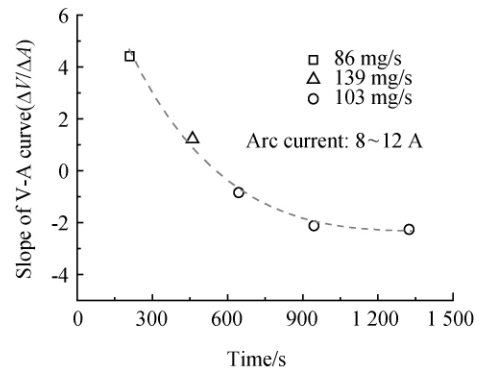


Fig. 4 Time (temperature) dependent variation of the slope of the voltage-ampere characteristic

所示为再生冷却喷管的推力器在弧电流固定为 8A,氩推进剂流量 100mg/s 的条件下,由于弧电压随运行时间的增加(喷管温度升高)而下降,导致推力器的输入功率下降,比功率由运行时间 245s 的 2.27J/mg 降至 2275s 的 2J/mg;推力、效率、比冲分别由 130.3mN, 31.6%, 129.4s 变化为 127.4mN, 34.0%, 126.4s。由于在单原子气体氩推进剂条件下,再生冷却推力器的喷

管温度不高,假设可忽略辐射损失、传热损失、冻结流动损失,输入的电除转换为推力的能量外,均为由喷管排出的排气热损失。由此估算得到的排气温度由运行时间 245s 的 2960K 降至 2275s 的 2530K。

在 H_2-N_2 推进剂条件下,喷管温度同样影响电弧的伏安特性^[13]和推力器性能。但是,由于喷管温度远高于氩推进剂时的不足 900K,对推力器性能的影响机制也有不同。

图 6 是保持输入电功率和推进剂流量不变的情况下的实验结果。随着喷管温度的上升,推力器产生的推力下降,因而推力效率下降。在此过程中,喷管的辐射热损失同时上升,但不是形成推力效率下降的

唯一因素。

图 7 的结果显示,羽流的发光强度同时随运行时间的增加而增强,说明排气损失(包括热损失及冻结流动损失)也同时增大。

总之,阳极/喷管温度影响对电弧弧柱的径向约束效应,导致电弧的伏安特性随喷管温度的变化;影响电弧弧根在阳极表面的贴附位置和贴附形态,使弧根由点火运行初期阳极温度较低时的集聚型转变为喷管温度升高后的扩散型贴附,同时向喷管出口方向扩展,导致弧电压的变化;影响电弧向喷管壁以及喷管向推力器其它部件和环境的传热过程;影响喷管内气体的流动以及能量转换过程,即影响气体由高焓状态转变为低焓-高速流动,继而影响推力器的工作过程和性能。

这些影响因素及过程的机理非常复杂,特别是喷管内能量转换过程和机制,如本文引言中所述,涉及极为复杂的状态和极高的参数梯度,无论是理论分析、数值模拟、实验检测研究,目前都很难细致、全面、准确地揭示全过程的影响因素及机理。但是,这些影响在应用中有时是必需加以考虑并把握其变化规律。

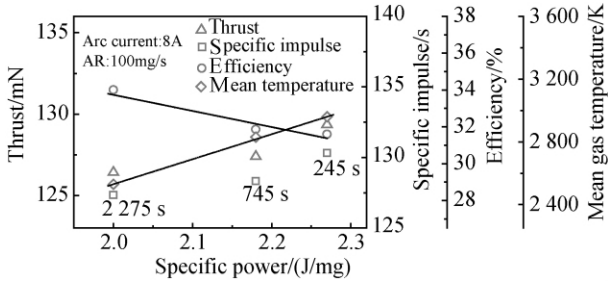


Fig. 5 Dependence of thruster performance on time (different voltage-ampere characteristics)

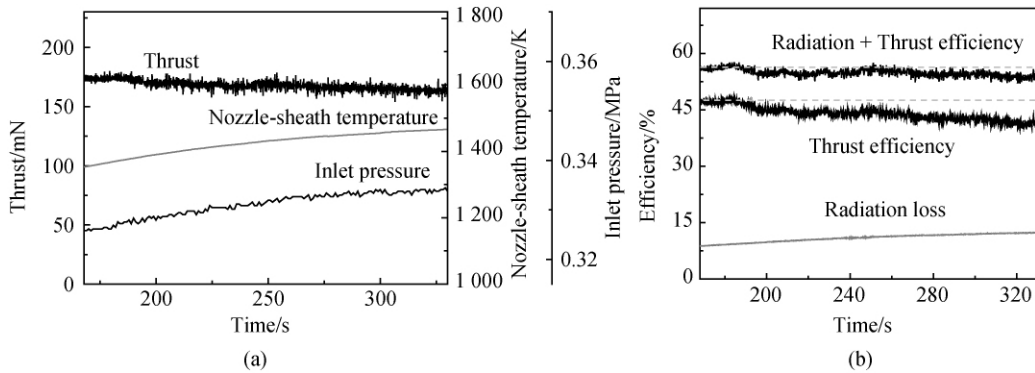


Fig. 6 Comparison of the performance of the arcjet thruster and the calculated radiation loss (The input power is 860W and the flow rate is $H_2/N_2 = 2.8/1.5L/min$)

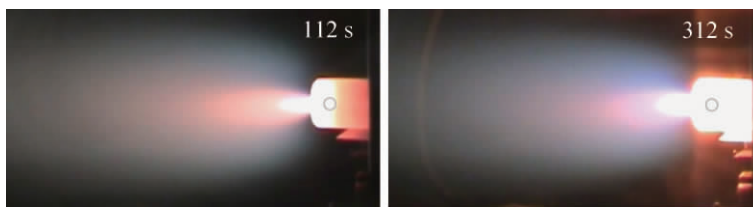


Fig. 7 Photos of the plume and nozzle in operation, with operation parameters the same as those in Fig. 6 and the number in the photo represent the time elapsed from the ignition

4 结 论

喷管温度明显影响电弧加热推力器的电弧伏安特性及推力和推力效率等性能。推进剂再生冷却喷管结构需要较自然辐射冷却喷管的推力器更长的时间才能达到稳定温度和运行性能。不同性质的推进剂以及在不同的喷管温度范围,对推力器性能的影响机制可能不同。在较低喷管温度及单原子氩气推进剂情况下,喷管温度主要影响电弧特性及输入电功率;在较高喷管温度及多原子气体推进剂情况下,喷管温度升高可能促使辐射损失和排气损失的增加。

参考文献:

- [1] Wilson Fred C. Recent advances in satellite propulsion and associated mission benefits [R]. *AIAA* 2006-5306.
- [2] John Slough, Ewing J J. Microarcjet microthruster for nanosat applications [R]. *AIAA* 2007-5181.
- [3] Fife J M, Bromaghim D R, Chart D A, et al. Orbital performance measurements of air force electric propulsion space experiment ammonia arcjet [J]. *J. Propulsion and Power*, 2002, 18(4): 749-753.
- [4] Sackheim R L. Overview of United States space propulsion technology and associated space transportation systems [J]. *J. Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1310-1333.
- [5] Lichtin D A. An overview of electric propulsion activities in US industry-2005 [R]. *AIAA* 2005-3532.
- [6] 吴汉基,冯学章,刘文喜,等. 电弧加热发动机的实验研究[J]. *中国空间科学技术*, 1997, 17(4): 41-48.
- [7] 吴汉基,冯学章,蒋远大,等. 氢氮混合气电弧加热发动机的性能试验 [J]. *中国空间科学技术*, 2002, 22(4): 57-63.
- [8] 刘宇,张振鹏,吴汉基,等. 电弧等离子体发动机初步研究 [J]. *北京航空航天大学学报*, 1998, 24(3): 365-368.
- [9] 肖应超,汤海滨. 电弧喷射推力器化学非平衡数值模拟 [J]. *推进技术*, 2004, 25(5): 458-462. (XIAO Ying-chao, TANG Hai-bin. Chemical non-equilibrium simulation on arcjet thrusters [J]. *Journal of Propulsion Technology* 2004, 25(5): 458-462.)
- [10] 廖宏图,吴铭岚,汪南豪. 超声速电弧喷射器内等离子体流场的数值模拟 [J]. *推进技术*, 1999, 20(6): 52-57. (LIAO Hong-tu, WU Ming-lan, WANG Nan-hao. Numerical simulation on the internal plasma flow of a supersonic arcjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(6): 52-57.)
- [11] 陈黎明,赵文华,刘岩松. 低功率电弧加热发动机的实验研究 [J]. *应用基础与工程科学学报*, 2002, 10(2): 168-173.
- [12] 沈岩,赵文华,石泳,等. 发射光谱测量电弧加热发动机羽流温度 [J]. *推进技术*, 2005, 26(1): 72-75. (SHEN Yan, ZHAO Wen-hua, SHI Yong, et al. Temperature measurement of arcjet plume with emission spectrum [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(1): 72-75.)
- [13] Wenxia Pan, Teng Li, Chengkang Wu. Effects of anode temperature on working characteristics and performance of a low power arcjet thruster [J]. *Chinese Physics Letters*, 2009, 26(12).
- [14] Pan W X, Meng X, Huang H J, et al. Plume parameters and thruster properties of a low power arcjet [C]. *Hongkong and Macao: The 2nd International Symposium on Computational Mechanics, ISCM 2-425* 2009.
- [15] 李腾,潘文霞,林烈,等. 一种电弧加热推进器推力测试架 [J]. *宇航计测技术*, 2008, 28(2): 17-20.
- [16] Chengkang Wu, Haixin Wang, Xian Meng, et al. Aerodynamics of indirect thrust measurement by the impulse method [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2011, 27(2): 152-163.
- [17] Heji Huang, Wenxia Pan, Xian Meng, et al. Development of arc root attachment in the nozzle of 1 kW N_2 and H_2-N_2 arcjet thrusters [C]. *Bochum: International Symposium on Plasma Chemistry* 2009.

(编辑:梅 瑛)